

УДК 536.33

Обеспечение теплового режима космического рентгеновского телескопа методом поиска оптимальных решений

Н.П. Семена, М.В. Бунтов

*Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва, 117997, Россия
e-mail: semena@iki.rssi.ru, orion@iki.rssi.ru*

DOI: 10.34759/tpt-2020-12-8-351-363

Поступила в редакцию 24.08.2020

После доработки 04.09.2020

Принята к публикации 04.09.2020

Представлен оригинальный метод обеспечения тепловых режимов космических аппаратов. Он основан на сочетании узловых и конечно-элементных тепловых моделей при оптимальном распределении задач между ними, их информационном взаимодействии и уточнении недостоверных исходных данных путем их восстановления из результатов эксперимента с помощью обратных тепловых задач. Показаны результаты использования метода для обеспечения тепловых режимов первого российского зеркального рентгеновского телескопа ART-XC им. М.Н. Павлинского, который в настоящее время в составе космической обсерватории «Спектр-РГ» проводит обзор неба из точки либрации L2.

Ключевые слова: тепловые режимы космических аппаратов, моделирование тепловых режимов, математические тепловые модели, обратные тепловые задачи.

Введение

В последнее время все более очевидной становится необходимость совершенствования методов проектирования, расчета и испытаний систем обеспечения теплового режима космических устройств, поскольку в связи с усложнением решаемых космическими системами задач возникают проблемы терморегулирования, для решения которых традиционные универсальные методы все менее применимы.

В наземных условиях тенденции изменения теплового режима объекта вполне очевидны. Его температура стремится приблизиться к температуре окружающей среды за счет конвекции, теплопроводности и излучения. Разница между температурой объекта и окружающей среды определяется внутренним тепловыделением, нагревом солнечным излучением и интенсивностью теплообмена с окружающей средой.

В космическом пространстве само понятие «температура окружающей среды» носит достаточно расплывчатый характер. С точки зре-

ния тепловых режимов наиболее близким аналогом этого понятия является радиационная температура космоса, составляющая в зависимости от направления измерения от 4 до 7 К. Однако данный фактор не является заведомо преобладающим, поскольку излучение от Солнца и Земли может нагреть находящийся на земной орбите объект до температуры более 100°C, несмотря на «холод» окружающего космического пространства. При этом единственным способом удаления тепла из объекта является тепловое излучение, которое делает температуру объекта чрезвычайно чувствительной даже к небольшим колебаниям теплового потока.

Основным способом обеспечения теплового режима космического аппарата (КА) являлась «минимизация внешних тепловых интерфейсов», которая означает наличие излучающей поверхности (радиатора), направленной в теневую область космоса, и максимально полную теплоизоляцию всей остальной поверхности КА.

Такой минимализм тепловой схемы и комнатный уровень температур, характерный для большинства КА, позволял использовать основанные на методе конечных элементов универсальные средства моделирования тепловых режимов и стандартный подход к отработке таких режимов КА. Этот подход предполагал, что проектирование системы обеспечения теплового режима (СОТР), ее расчеты и тепловые эксперименты являлись в значительной мере независимыми процедурами, а их взаимосвязь проявлялась в подтверждении заложенных в конструкцию технических решений результатами расчета, а результатов расчета – экспериментальными данными.

Однако в последнее время значимость температуры для космических аппаратов чрезвычайно возросла из-за необходимости достижения предельно возможных характеристик космической аппаратуры для решения современных актуальных научных и прикладных задач [1]. Во-первых, ужесточились требования к стабилизации температуры отдельных элементов. Для современных аппаратов поддержание температуры некоторых составных частей с точностью 0.001°C уже не является чем-то уникальным. Во-вторых, космические аппараты приобрели ярко выраженную температурную зональность, т.е. в одном аппарате могут находиться тепловые зоны с температурой от 100 мК до $20\text{--}30^{\circ}\text{C}$. И в-третьих, чрезвычайно усложнилась задача термостабилизации выводимых в космос оптических систем. В частности, появилась необходимость охлаждения зеркал большой площади до температуры в несколько К [2] или точной термостабилизации при комнатной температуре малотеплопроводных рентгеновских зеркал при разнице радиационных температур, действующих на их торцы, 300 К [3].

В результате некоторые тепловые проблемы современных космических аппаратов уже слабо поддаются стандартным методам математического моделирования, поскольку значимые для них тепловые потоки находятся в области ошибок этих методов, а ряд теплофизических характеристик модели находится в области значительной неопределенности из-за сильной и неоднозначной зависимости от температуры.

Яркой иллюстрацией этого утверждения является самый дорогой научный космический

проект – космический телескоп имени Джеймса Уэбба (JWST) [4], создающийся в США с 1997 г. Несмотря на то что его шестиметровое зеркало должно работать на достаточно скромном по современным меркам уровне 50 К (при заявленном в начале создания уровне в 20 К), тепловые проблемы до сих пор не решены, стоимость создания достигла по некоторым оценкам более 11 млрд долл. , а в 2020 г. в очередной раз был отложен его запуск из-за неготовности системы терморегулирования.

В 2017 г. появилась информация о создании специальной охлаждаемой жидким гелием термовакуумной установки, в которой телескоп был испытан в сборе. Очевидно, что данные параметры делают эту установку самой дорогой термовакуумной камерой в истории. Исходя из того что она была создана исключительно для единственного объекта, достаточно очевидно, что достоверность математического моделирования тепловых режимов телескопа вызывала такие сомнения, что потребовался не модельный, а прямой, очень точный и невероятно дорогой термобалансный эксперимент для определения реального распределения температуры по конструкции.

С подобными проблемами столкнулся и отечественный рентгеновский телескоп ART-XC имени М.Н. Павлинского [5], который с конца 2019 г. в составе космической обсерватории «Спектр-РГ» успешно функционирует в точке либрации L2. Первоначально к обеспечению его теплового режима был применен стандартный подход, включающий оценочный расчет радиаторов, проектирование конструкции, поверочное конечно-элементное моделирование и термовакуумные (термобалансные) испытания, которые должны были подтвердить достоверность моделирования. Однако результаты испытаний значительно разошлись с результатами расчета [6].

Стало очевидно, что для обеспечения теплового режима телескопа необходимы специальные методы, которые и будут представлены далее.

Особенности телескопа ART-XC как объекта терморегулирования

Рентгеновский телескоп ART-XC (Astronomical Roentgen Telescope – X-ray Concentrator) [7] представляет собой первый отечественный

космический телескоп, оснащенный зеркалами косоугольного падения. Необходимо отметить, что рентгеновские зеркальные телескопы являются одними из самых дорогих космических научных инструментов. Его работоспособность критически зависит от точности и стабильности температуры составных частей – детекторов и зеркал.

ART-XC предназначен для наблюдений в диапазоне энергий 6–30 кэВ. Его масса составляет около 350 кг, габаритные размеры примерно 3,5×1×0,9 м, энергопотребление около 300 Вт. Телескоп включает оптический модуль и четыре внешних блока электроники, размещенных на термостабилизированной панели космической платформы.

В оптическом модуле телескопа имеется семь параллельных независимых одинаковых оптических каналов. Каждый канал включает

рентгеновскую зеркальную систему (РЗС), узел рентгеновского детектора (УРД), коллиматор и блок калибровочного источника. Семь РЗС устанавливаются на единой плите из нержавеющей стали, вместе с которой составляют рентгеновскую оптическую систему (РОС) телескопа. На этой же плите установлен звездный датчик. Семь УРД также объединены на единой композитной плите в единую сборку, называемую комплексом рентгеновских детекторов (КРД). Все элементы оптического модуля объединяет конический углепластиковый тубус с титановыми фланцами. Структура и общий вид оптического модуля представлены на рис. 1.

Модуль телескопа может быть разделен на пять зон терморегулирования (рис. 2).

РЗС является самым проблемным объектом терморегулирования в телескопе [3]. Этому способствует сочетание жестких требований к

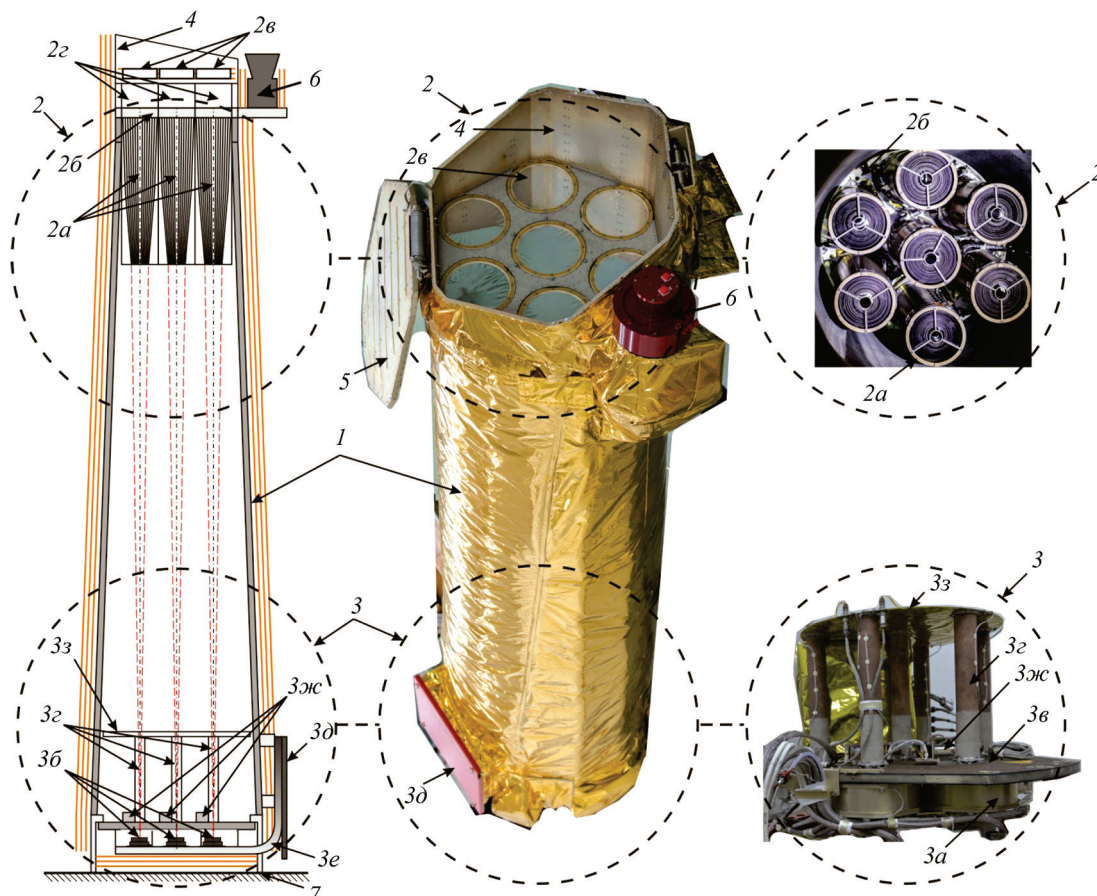


Рис. 1. Схема и общий вид оптического модуля телескопа ART-XC и его основных составных частей: 1 – углепластиковый тубус, покрытый экрановакуумной теплоизоляцией; 2 – зона размещения РОС: 2а – РЗС; 2б – плита РОС; 2в – рентгенопрозрачный солнечный экран; 2г – нагреваемая бленда; 3 – зона размещения КРД: 3а – УРД; 3б – детекторы; 3в – плита КРД; 3г – коллиматор; 3д – радиатор КРД; 3е – тепловые трубы КРД; 3ж – блоки калибровочных источников; 3з – тепловой экран КРД; 4 – узел защиты РОС; 5 – крышка узла защиты РОС; 6 – звездный датчик; 7 – посадочные места телескопа на платформе научной аппаратуры

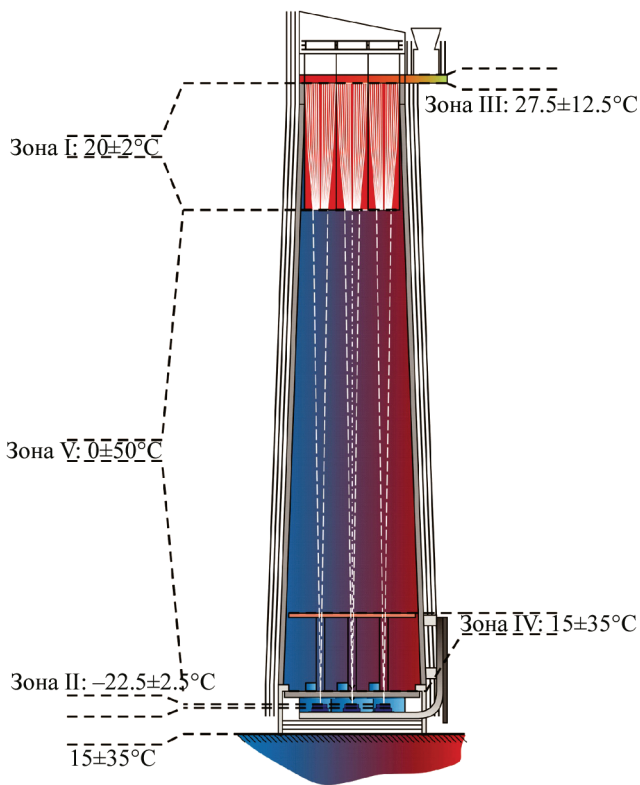


Рис. 2. Зоны терморегулирования ART-XC

температурному режиму РЗС, ограничений, связанных с особенностью ее конструкции и экстремальностью тепловых воздействий на внешнюю поверхность РЗС.

Одна РЗС телескопа представляют собой набор из 28 отражающих коаксиальных тонкостенных оболочек с профилированными внутренними отражающими поверхностями высотой 560 мм с фокусным расстоянием 2700 мм. Входной диаметр внешней оболочки составляет около 150 мм, внутренней – около 50 мм. Шероховатость (среднеквадратичное отклонение) отражающей поверхности РЗС ART-XC не превышает 6 \AA , а отклонение реального профиля от теоретического – менее 1 мкм.

Очень высокую равномерность температуры по всем оболочкам $20 \pm 2^\circ\text{C}$ необходимо обеспечить при чрезвычайно разных тепловых условиях на входном и выходном срезах РЗС. Входная апертура направлена в космическое пространство с радиационной температурой около 4–7 К, выходная – внутрь корпуса телескопа, температура которого составляет сотни К. При этом выравнивание температуры по оболочкам затруднено из-за их высокого продольного теплового сопротивления, возни-

кающего за счет большой длины оболочки из сплава никеля и кобальта при малой толщине (0.15–0.3 мм). Дополнительной сложностью является невозможность размещения на оболочках нагревателей или нанесения термооптического покрытия.

Все эти факторы, а также отсутствие опыта в России по терморегулированию рентгеновских зеркал, переводили задачу обеспечения теплового режима РЗС из разряда инженерных в класс научно-исследовательских.

К этому же классу можно отнести и задачу терморегулирования детекторов, несмотря на то что в вопросе обеспечения теплового режима полупроводниковых детекторов космического применения имеется достаточно большой отечественный опыт. Однако для ART-XC на базе экспериментальных CdTe кристаллов фирмы ACRORAD (Япония) был разработан абсолютно новый спектрометрический и координаточувствительный детектор размером $30 \times 30 \text{ мм}$ – детектор, по которому такой опыт отсутствовал. Это потребовало проведения исследовательской работы в области обеспечения тепловых режимов создаваемых детекторов.

До конца не были ясны оптимальные температурные требования для данных детекторов. Поэтому система обеспечения теплового режима детекторов кроме поддержания стабильности температуры должна была иметь возможность перенастройки на разные уровни температур в некотором диапазоне. Кроме того, существенно отличались требования к тепловым режимам детектора и отдельных электронных компонентов, входящих в состав УРД. Это породило сложность обеспечения разных температурных зон внутри компактного объекта, которым является УРД.

Остальные элементы телескопа предъявляли менее жесткие требования к своим тепловым режимам. Однако их соседство с нуждающимися в очень точной термостабилизации зеркалами и детекторами требовали точного предсказания их тепловых режимов.

Принципы обеспечения теплового режима телескопа ART-XC

После неудовлетворительных результатов первых термовакуумных испытаний телескопа был применен новый подход к обеспечению теплового режима, который получил название

«Метод поиска оптимальных решений по обеспечению теплового режима». В основу данного метода были заложены три принципа:

– совместное масштабирование тепловых задач и моделей при соответствии решаемой задачи наиболее подходящему типу математической модели (далее «принцип масштабирования»);

– организация рационального информационного обмена между моделями различного типа (далее «принцип взаимодействия моделей»);

– восстановление параметров математической модели из результатов оптимизированного для этой цели эксперимента (далее «принцип экспериментально-аналитического моделирования»).

Для обеспечения многовариантности математических моделей, необходимой для реализации данных принципов, была разработана модифицированная узловая тепловая модель, основанная на двух методах моделирования – методе графов и методе элементарных тепловых балансов.

Последний из этих методов достоин некоторого дополнительного пояснения. Он был разработан известным советским теплофизиком Александром Павловичем Ваничевым в конце 40-х гг. прошлого века [8]. Первоначально метод являлся основным для тепловых расчетов космических аппаратов. Но потом на несколько десятилетий был незаслуженно вытеснен компьютерно-ориентированным и адаптированным для трехмерного проектирования методом конечных элементов. Однако конечно-элементный метод нерационально применять для решения оптимизационных задач до формирования достаточно детального трехмерного облика объекта, при сборке упрощенной тепловой модели комплекса приборов из моделей отдельных приборов или при обработке ограниченного объема результатов термовакuumного эксперимента. Поэтому в последнее время метод элементарных балансов получил второе рождение. В частности, основное приложение для теплового моделирования ЕКА–ESATAN создано именно на базе метода элементарных балансов. В отечественной практике также делаются попытки разработки приложений, использующих данный метод. Примером может служить программный комплекс TERM, разработанный и рекомендуемый к использованию Роскосмосом.

Для формирования узловой модели объект моделирования разделяется на тепловые узлы, в каждом из которых сосредотачивается вся теплоспособность прилегающей конструкции. С помощью метода графов формируются структуры кондукционных и радиационных тепловых связей узлов друг с другом.

В адаптированной для телескопа ART-XC модели температура $T(\tau)_i$ произвольного i -ого узла определяется из решения дифференциального уравнения элементарного теплового баланса следующего вида:

$$\begin{aligned} \frac{dT_i(\tau)}{d\tau} \cdot C_i + \left(\varphi_{Fi-c} \cdot \sigma \cdot T_i^4(\tau) - \frac{E_i(\tau)}{\varepsilon_i} \right) \cdot Fe_i + \\ + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n (T_i(\tau) - T_j(\tau)) \cdot s_{i-j} + \\ + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \sigma \cdot (T_i^4(\tau) - T_j^4(\tau)) \cdot Ie_{i-j} = Q_i(\tau), \end{aligned} \quad (1)$$

где n – количество тепловых узлов, на которое разбит объект моделирования; i, j – индексы принадлежности параметров к i -ому и j -ому узлу модели; τ – время; $C_i = m_i \cdot c_i$ – теплоемкость i -ого узла (m_i, c_i – масса и удельная теплоемкость i -ого узла); φ_{Fi-c} – угловой коэффициент по отношению к космическому пространству поверхности внешнего теплообмена i -ого узла; σ – постоянная Стефана–Больцмана; ε_i – степень черноты поверхности внешнего теплообмена i -ого узла;

$E(\tau)_i = As_i \cdot (Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i) + \varepsilon_i \cdot (Ep(\tau)_i + \sigma \cdot Tc^4)$ – плотность поглощенного i -ым узлом теплового потока ($As_i, Es(\tau)_i, Esp(\tau)_i, Ep(\tau)_i, Tc$ – коэффициент поглощения солнечного излучения, облученность прямым и отраженным солнечным излучением, инфракрасным излучением поверхности внешнего теплообмена i -ого узла, радиационная температура космического пространства соответственно);

$Fe_i = \varepsilon_i \cdot F_i$ – эффективная площадь внешнего теплообмена i -ого узла (F_i – площадь поверхности внешнего теплообмена i -ого узла);

$s_{i-j} = 1/R_{i-j}$ – тепловая проводимость между i -ым и j -ым узлами (R_{i-j} – тепловое сопротивление между i -ым и j -ым узлами);

$$\begin{aligned} Ie_{i-j} = \varphi_{F'_i-F^j} \cdot (1 + \varphi_{F'_i-F^j} \cdot (\varepsilon_i^{\prime-1} - 1) + \\ + \varphi_{F^j-F^i} \cdot (\varepsilon_j^{\prime-1} - 1))^{-1} \cdot F_i^j \end{aligned}$$

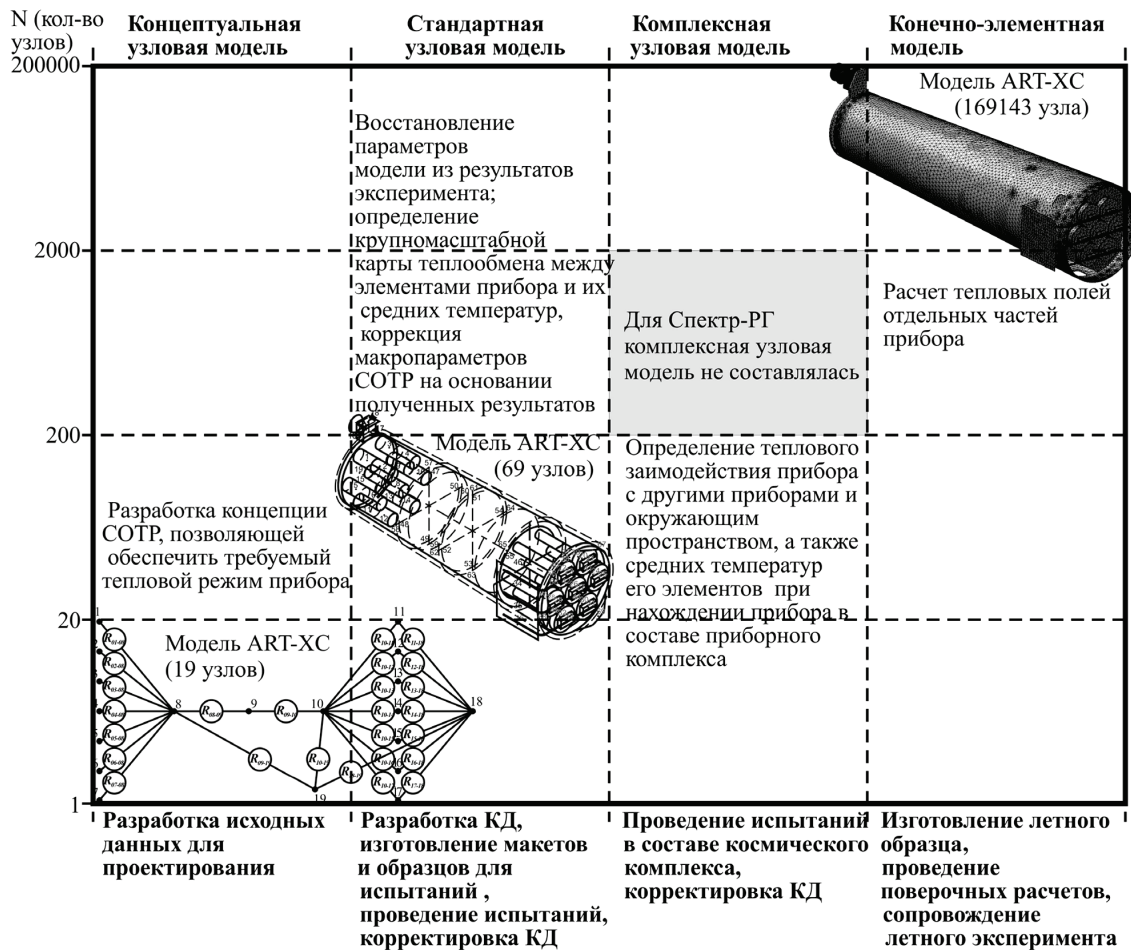


Рис. 3. Совместное масштабирование тепловых моделей и задач на примере ART-XC

– эффективная радиационная связь i -ого и j -ого узлов без учета переотражения третьим узлом (Φ_{Fi-Fj} , Φ_{Fj-Fi} , F'_i , ϵ'_i – угловой коэффициент поверхности внутреннего теплообмена i -ого узла по отношению к поверхности j -ого узла, обратный ему угловой коэффициент, площадь и степень черноты поверхности внутреннего теплообмена i -ого узла соответственно);

$Q(\tau)_i$ – тепловыделение i -ого узла.

Данный тип модели в совокупности с широко используемым типом конечно-элементных моделей позволил создать необходимое для реализации предложенного метода семейство моделей. Формат и назначение отдельных составляющих этого семейства, а так же внешний вид соответствующих моделей телескопа ART-XC представлены на рис. 3.

Этот рисунок характеризует также принципы масштабирования и взаимодействия моделей.

Первый принцип означает, что тепловое сопровождение прибора должно осуществляться в течение всего процесса его создания от форми-

рования концепции (максимально грубый масштаб тепловых задач и моделей) до изготовления летного образца прибора (максимально подробный масштаб задач и моделей).

Второй принцип говорит о преемственности моделей, т.е. в качестве исходных данных или граничных условий для каждого следующего типа модели используются результаты, полученные на предыдущем этапе моделирования. Это позволяет сохранить и оптимальным образом использовать всю накопленную при моделировании информацию.

Принцип экспериментально-аналитического моделирования

Вышеназванный принцип является основным, позволяющим в значительной мере компенсировать ошибки математического моделирования, вызванные большим разбросом или неопределенностью некоторых исходных данных модели. К ним относятся контактные тепловые сопротивления, теплопроницаемость эк-

рановакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), термооптические свойства полостей, теплопроводность композитных материалов и др.

Принцип состоит в том, что те параметры математической модели, которые имеют значительную неопределенность, восстанавливаются из результатов эксперимента путем решения обратной тепловой задачи.

При восстановлении всех параметров модели решается полная обратная тепловая задача [9]. Для ее решения должны быть выбраны не менее $n+1$ моментов времени τ_k (тепловых состояний системы), в которых фиксируются температуры $T_i(\tau_k)$ при различных сочетаниях параметров $Q(\tau_k)_i$ и $E(\tau_k)_i$ ($i = 1 \dots n, k = 1 \dots n+1$). Кроме того, в окрестностях точек τ_k для квазилинейных участков изменения температуры должны быть проведены измерения этих изменений $\Delta T(\tau_k)_i$ за время $\Delta \tau_i(\tau_k)$ для определения производных температур $dT(\tau_k)_i / d\tau \approx \Delta T(\tau)_i / \Delta \tau(\tau_k)$.

Для формирования исходных данных обратной тепловой задачи объект моделирования помещается в термовакуумную камеру. В камере объект вводится в различные тепловые состояния, каждое из которых определяется уникальным сочетанием внешних тепловых потоков, поглощенных узлами – $E_i(\tau_k)$, и внутренних тепловыделений узлов – $Q_i(\tau_k)$.

Известными (измеряемыми) данными в рассматриваемой задаче являются зависящие от времени τ значения $T_i(\tau)$, и $E_i(\tau)$. Искомыми (определяемыми по исходным данным) величинами являются $C_i, F_i, \varepsilon_i, F'_i, \varepsilon'_i, s_{i-j}, \Phi_{F'_i-F'_j}$ и $\Phi_{F'_j-F'_i}$, которые от времени не зависят.

Погрешности измерения $T_i(\tau)$, $Q_i(\tau)$ и $E_i(\tau)$ и допущения, сделанные при формировании узловой модели, не позволяют получить точное решение уравнений, описывающих модель. Поэтому задача сводится к определению максимально правдоподобных тепловых параметров модели.

При определении количества неизвестных в этой системе необходимо учитывать диагональную симметрию матриц кондуктивных и радиационных тепловых связей:

$$s_{i-j} = s_{j-i}; \quad Ie_{i-j} = Ie_{j-i} \left(\Phi_{F'_i-F'_j} \cdot F'_i = \Phi_{F'_j-F'_i} \cdot F'_j \right).$$

С учетом данной симметрии общее количество искомых параметров $C_i, Fe_i, s_{i-j}, Ie_{i-j}$ всех узлов модели составляет n^2+n .

Результаты эксперимента, зафиксированные в моменты времени τ_k , позволяют на базе системы (1) составить полную систему уравнений для определения неизвестных тепловых параметров модели. В матричном виде эта система записывается следующим образом:

$$A \cdot x = b, \tag{2}$$

где основная матрица

$$A = \begin{pmatrix} \frac{dT_1(\tau_1)}{d\tau} & \dots & 0 & T_1^4(\tau_1) - E_1(\tau_1) & \dots & 0 & T_1(\tau_1) - T_2(\tau_1) & \dots & \sigma(T_1^4(\tau_1) - T_2^4(\tau_1)) & \dots & 0 \\ 0 & \dots & \frac{dT_n(\tau_k)}{d\tau} & 0 & \dots & T_n^4(\tau_k) - E_n(\tau_k) & 0 & \dots & T_n(\tau_k) - T_{n-1}(\tau_k) & 0 & \dots & \sigma(T_n^4(\tau_k) - T_{n-1}^4(\tau_k)) \end{pmatrix};$$

столбец неизвестных переменных

$$x = \begin{pmatrix} C_1 \\ \dots \\ C_n \\ Fe_1 \\ \dots \\ Fe_n \\ s_{1-2} \\ \dots \\ s_{(n-1)-1} \\ Ie_{1-2} \\ \dots \\ Ie_{(n-1)-n} \end{pmatrix};$$

столбец свободных членов

$$b = \begin{pmatrix} Q_1(\tau_1) \\ \dots \\ Q_n(\tau_k) \end{pmatrix}.$$

На основании критерия минимизации суммы квадратов отклонений реальных значений уравнений от значений свободных членов $((A \cdot x - b)^T \cdot (A \cdot x - b) \rightarrow \min)$ может быть составлено равенство $A^T \cdot A \cdot x = A^T \cdot b$, которое позволяет определить вектор x следующим образом [8]:

$$x = (A^T \cdot A)^{-1} \cdot b. \tag{3}$$

Однако на практике из-за значительной стоимости и, соответственно, ограничения времени проведения термовакуумного эксперимента имеется малое число тепловых режимов объекта, которые могут быть использованы для восстановления параметров модели. Количество этих режимов, как правило, значительно меньше общего числа искомых параметров модели. Таким образом, для реальных объектов восстанавливаются не все параметры, а наиболее достоверные. Такие задачи в данной работе названы смешанными.

Объектом смешанных задач является система из связанных тепловых узлов, в которой для части узлов температура является задаваемым параметром, а для остальных – определяемым. Чаще всего параметрами, неподдающимися достоверному определению только математическими методами без привлечения результатов эксперимента, являются тепловые проводимости s_{i-j} . Этому имеется несколько причин. Во-первых, значимость тепловых проводимостей для внутреннего теплообмена часто выше по сравнению со значимостью радиационных тепловых связей. Поэтому ошибка расчета тепловой проводимости намного больше влияет на результаты моделирования по сравнению с ошибкой радиационной связи. Во-вторых, как правило, два тепловых узла связаны друг с другом через сложную параллельно-последовательную систему явных и неявных тепловых путей. Корректная аналитическая оценка тепловой проводимости этой системы является весьма сложной задачей.

Критерием степени достоверности тепловых проводимостей может служить степень неоднозначности исходных данных для предварительного расчета этих параметров. В работе использовались два метода расчета параметров узловой модели – аналитический (на базе базовых теплофизических и геометрических соотношений) для простых элементов конструкции и метод эквивалентного теплового потока [10] для сложных фрагментов конструкции. И в том и в другом методе достоверность результата расчета определяется разбросом исходных данных – коэффициента теплопроводности композитных материалов, термических контактных сопротивлений, тепловых сопротивлений через подвижные соединения и др. Очевидно, что чем больше подобных исходных характеристик используется при расчете параметра тепловой модели, тем большую достоверность имеет рассчитанный параметр. Таким образом, иерархия достовер-

ности параметров модели формируется при предварительном расчете этих параметров.

Практика показала, что для восстановления тепловых проводимостей целесообразно использовать стационарные тепловые режимы, чтобы исключить трудно определяемые задержки измерения температуры при динамическом тепловом режиме. В этом случае упрощенная модель для определения тепловых проводимостей, аналогичная общей модели (1), выглядит следующим образом:

$$\sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^l (T(\tau_k)_i - T(\tau_k)_j) \cdot s_{i-j} \approx Q(\tau_k)_i + \sum_{\substack{j=1 \\ (i \neq j)}}^n \sigma \cdot (T(\tau_k)_j^4 - T(\tau_k)_i^4) \cdot Ie_{i-j} + \sum_{\substack{j=l+1 \\ (i \neq j)}}^n (T(\tau_k)_j - T(\tau_k)_i) \cdot s_{i-j} + (E(\tau_k)_i - \sigma \cdot T(\tau_k)_i^4) \cdot Fe_i,$$

где k – номер стационарного теплового режима; $i, j = (1, 2, \dots, l)$ и $(l+1, l+2, \dots, n)$ – диапазоны индексов, в которых проводимость s_{i-j} определяется экспериментально-аналитическим методом и аналитическим методом.

Соответственно составляющие системы (2) будут иметь вид:

$$A = \begin{pmatrix} T(\tau_1)_1 - T(\tau_1)_2 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & T(\tau_k)_l - T(\tau_k)_{l-1} \end{pmatrix},$$

$$b = \begin{pmatrix} Q(\tau_1)_1 + \sum_{j=2}^n \sigma \cdot (T(\tau_k)_j^4 - T(\tau_k)_1^4) \cdot Ie_{1-j} + \sum_{j=l+1}^n (T(\tau_k)_j - T(\tau_k)_1) \cdot s_{1-j} + (E(\tau_k)_1 - \sigma \cdot T(\tau_k)_1^4) \cdot Fe_1 \\ \dots \\ Q(\tau_k)_l + \sum_{\substack{j=1 \\ (j \neq l)}}^n \sigma \cdot (T(\tau_k)_j^4 - T(\tau_k)_l^4) \cdot Ie_{l-j} + \sum_{\substack{j=l+1 \\ (i \neq j)}}^n (T(\tau_k)_j - T(\tau_k)_l) \cdot s_{l-j} + (E(\tau_k)_l - \sigma \cdot T(\tau_k)_l^4) \cdot Fe_l \end{pmatrix},$$

$$x = \begin{pmatrix} s_{1-2} \\ s_{1-3} \\ \dots \\ s_{(l-1)-l} \end{pmatrix}.$$

В частности, при моделировании теплового режима телескопа ART-XC экспериментально-аналитический метод был использован для восстановления четырех параметров, которые заведомо недостоверно определялись аналитически. Этими параметрами являлись (рис. 4):

- тепловая проводимость между рентгеновской оптической системой и сборкой из семи детекторов с радиатором – s_{01-08} ;
- тепловая проводимость между сборкой из семи детекторов с радиатором и посадочными местами телескопа – s_{01-14} ;
- теплопроницаемость ЭВТИ корпуса – s_{13-15} ;
- теплопроницаемость теплозащиты рентгеновской оптической системы – s_{08-15} .

Таким образом, экспериментально-аналитическое моделирование тепловых режимов телескопа позволило распространить результаты ограниченного по объему термовакuumного эксперимента на все многообразие возможных тепловых режимов данного прибора.

В результате анализа полученной экспериментально-аналитической модели телескопа были выявлены основные параметры системы обеспечения теплового режима, из-за которых тепловой режим телескопа выходит за допустимый диапазон. Для их корректировки в конструкцию были внесены существенные изменения. Основными из них являлись установка тепловых бленд и трех поясов нагрева на РЗС, а также усиление тепловых барьеров между теплой и холодной зонами телескопа.

Далее упрощенная экспериментально-аналитическая модель позволила фрагментировать конечно-элементную модель телескопа на модели его отдельных составных частей, граничные тепловые интерфейсы для которых были рассчитаны с помощью экспериментально-аналитической модели. В качестве примера фрагментных конечно-элементных моделей на рис. 5 показана модель КРД.

На основании этих моделей были рассчитаны мелкомасштабные карты тепловых полей телескопа при всем многообразии тепловых режимов.

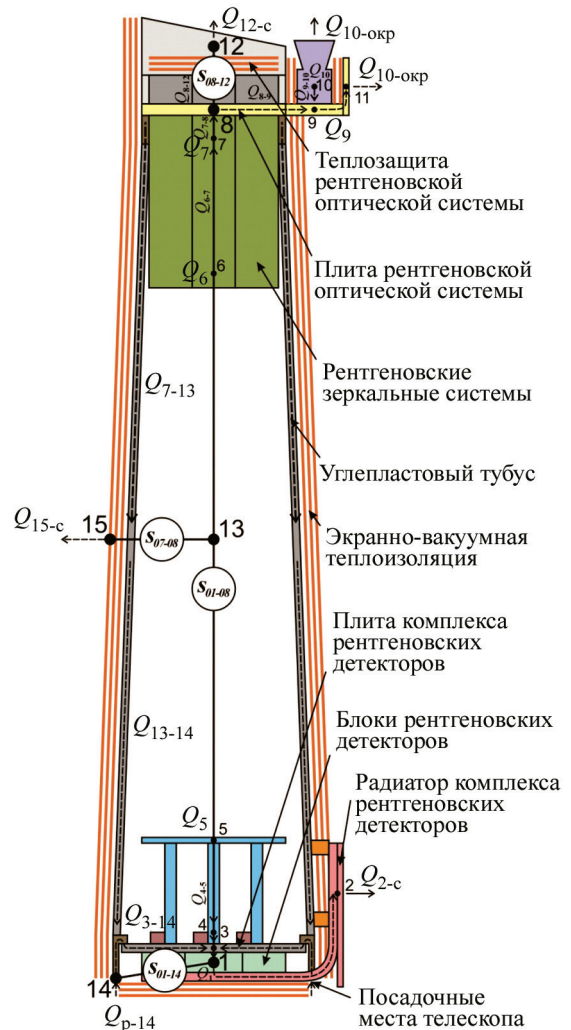


Рис. 4. Упрощенная узловая тепловая модель телескопа ART-XC для восстановления из результатов эксперимента четырех параметров, недостоверно определяемых аналитически

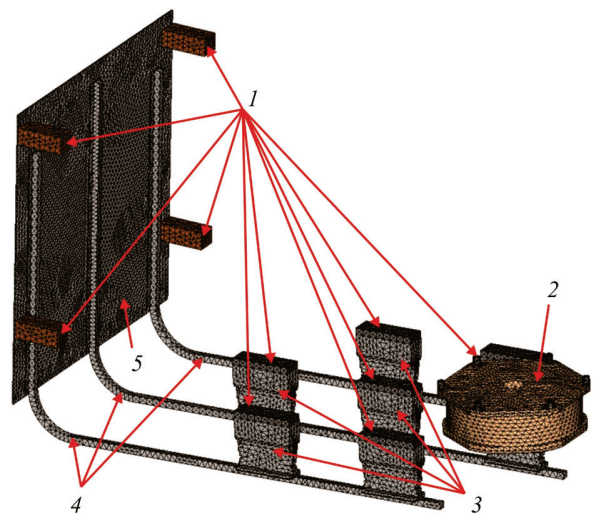


Рис. 5. Конечно-элементная модель КРД: 1 – тепловые интерфейсы, параметры которых определены экспериментально-аналитическим моделированием; 2 – модель УРД; 3 – модели имитаторов УРД; 4 – модель тепловых труб; 5 – модель радиатора КРД

Экспериментальное подтверждение корректности метода

В качестве экспериментальной проверки корректности всех изменений, сделанных в результате применения метода поиска оптимальных решений, могут быть использованы результаты конструкторско-доводочных испытаний и летная телеметрия.

На рис. 6 показаны результаты термовакуумных термобалансных испытаний. Слева представлены результаты первых испытаний [6], при которых были выявлена некорректность работы СОТР, справа – результаты завершающих испытаний [11] при которых температура критических элементов телескопа – РЗС и детекторов находилась строго в заданном диапазоне, отмеченном серой областью.

Окончательное подтверждение корректности работы измененной с помощью описанного метода СОТР было получено после запуска обсерватории в июле 2020 г.

На рис. 7 показан временной профиль температура РЗС и УРД за одни сутки полета с 19 по 20 августа 2020 г.

Данные полетной телеметрии полностью соответствуют предъявляемым к температурному режиму телескопа требованиям и результатам его теплового моделирования. В некотором пояснении нуждается график температур РЗС. Поскольку на зеркальных оболочках невозможно установить термодатчики, то приведены результаты измерения температуры двух поясов внешней незеркальной нагреваемой оболочки РЗС и тепловой бленды. Данные температуры полностью соответствуют расчету. О корректности температур самих зеркальных оболочек можно судить по качеству фокусируемого изображения исследуемых телескопом астрофизических объектов. Полученное качество показывает, что термодформация оболочек не превышает допустимый уровень, а значит и их температура находится в заданном диапазоне.

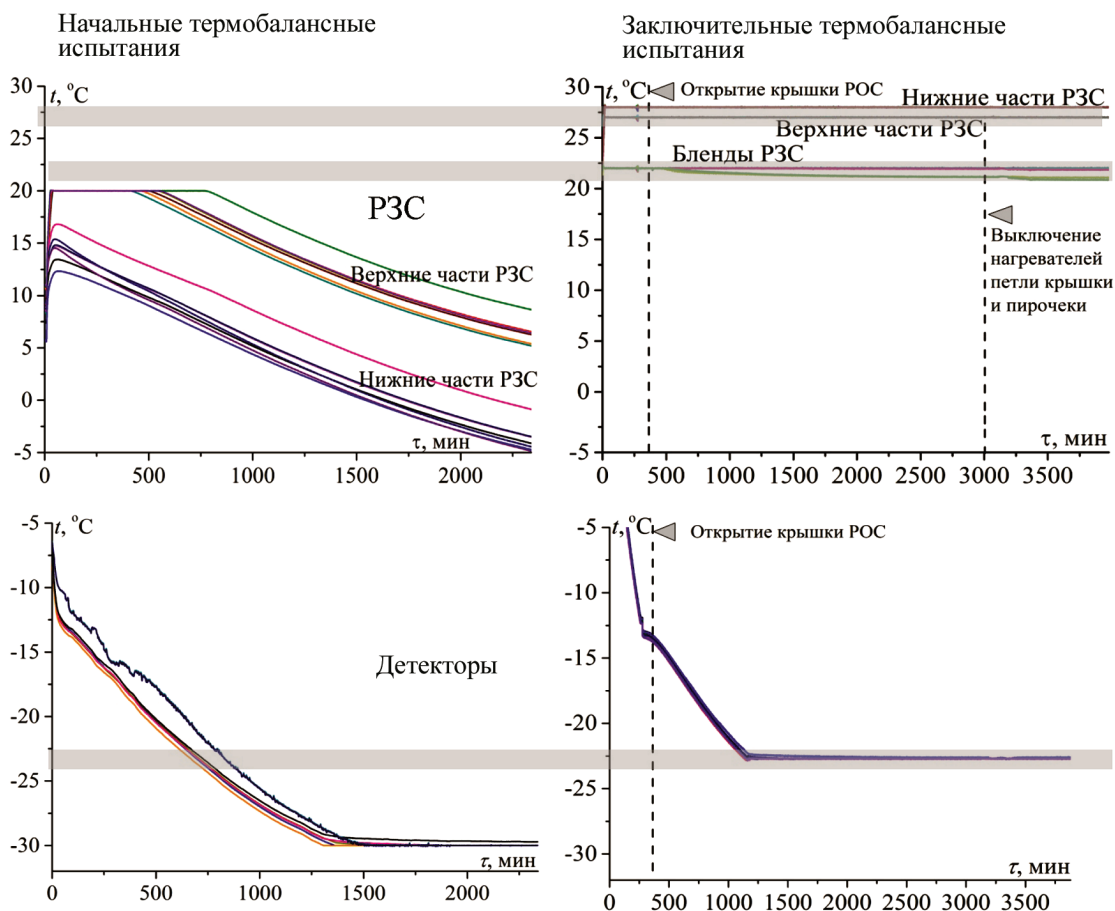


Рис. 6. Результаты начальных и завершающих термобалансных испытаний оптического модуля телескопа (серая область соответствует допустимым диапазонам температуры составных частей телескопа)

Заключение

Для обеспечения тепловых режимов космических аппаратов предложен новый метод, названный методом поиска оптимальных решений. Он основан на трех принципах: совместного масштабирования тепловых задач и моделей при соответствии решаемой задачи наиболее подходящему типу математической модели; организации рационального информационного обмена между моделями различного типа; восстановления параметров математической модели из результатов оптимизированного для этой цели эксперимента.

Первые два принципа обеспечивают преемственность тепловых моделей в процессе их усложнения при детализации конструкции и использование всей накопленной информации при тепловом моделировании на каждом этапе создания космического аппарата.

Применение последнего принципа снижает ошибку, которая возникает за счет наличия в модели исходных параметров, имеющих большой разброс и неоднозначную зависимость от температуры.

Использование данного метода для абсолютно нового в отечественном приборостроении объекта – рентгеновского зеркального телескопа ART-XC, входящего в состав космической обсерватории «Спектр-РГ», позволило обеспечить прецизионный тепловой режим его основных составных частей – рентгеновских зеркал и детекторов. При этом положительный результат был достигнут, несмотря на отсутствие опыта терморегулирования данных объектов и их критическую зависимость от точности и стабильности температуры.

Успешное функционирование телескопа подтвердило корректность метода и его перспективность для решения новых задач в области терморегулирования современных и перспективных космических аппаратов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Семена Н.П. Значимость тепловых режимов астрофизических приборов для решения задач внеатмосферной астрономии // Космические исследования. 2018. Т. 56. № 4. С. 41–56. DOI: 10.31857/S00234060000349-1
2. Shinozaki K., Ogawa H., Nakagawa T., Sato Y., Sugita H., Yamawaki T., Mizutani T., Matsuhara H., Kawada M., Okabayashi A., Tsunematsu S., Narasaki K., Shibai H. Mechanical cooler system for the next-generation infrared space telescope SPICA // Proc. SPIE 9904, Space Telescopes

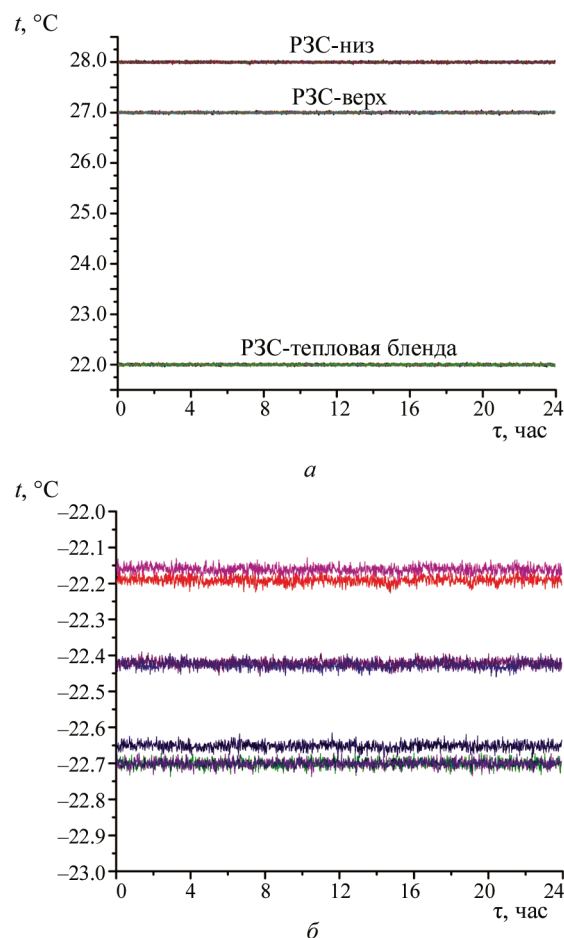


Рис. 7. Полетная телеметрия температур ПЗС (а) и детекторов (б) телескопа ART-XC за одни сутки, начиная с 19:30, 19.08.2020 г.

- and Instrumentation 2016: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 99043W (July 29, 2016). 8 p. DOI: 10.1117/12.2232602
3. Семена Н.П., Сербинов Д.В., Яскович А.Л., Ткаченко А.Ю., Павлинский М.Н. Влияние теплового режима зеркала косоугольного падения на его характеристики // Приборы и техника эксперимента. 2018. № 3. С. 100–110. DOI: 10.7868/S0032816218020222
4. Gardner Jonathan P. et al. The James Webb Space Telescope // Space Science Reviews. 2006. V. 123. Iss. 4. P. 485–606.
5. Pavlinsky M., Akimov V., Levin V., Krivchenko A., Rotin A., Kuznetsova M., Lapshov I., Tkachenko A., Semena N. et al. Status of ART-XC/SRG instrument // Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray, 99051J (18 July 2016). DOI: 10.1117/12.2230974
6. Semena N. et al. ART-XC/SRG: Results of thermo-vacuum tests // Proc. SPIE 9144, Space Telescopes and Instrumentation 2014: Ultraviolet to Gamma Ray, 91444T (25 July 2014). DOI: 10.1117/12.2055941
7. Pavlinsky M., Tkachenko A., Levin V., Krivchenko A., Rotin A., Kuznetsova M., Lapshov I., Krivonos R., Semena A., Semena N. et al. On-ground calibration of the ART-XC/SRG mirror system and detector unit at IKI. Part I // Experimental Astronomy. 2018. V. 45. Iss. 3. P. 315–350. DOI: 10.1007/s10686-018-9582-5
8. Ваничев А.П. Приближенный метод решения задач теплопроводности в твердых телах. М.: Изд-во Бюро

- новой техники, 1947. 63 с. (Труды НИИ № 1 / Министерство авиац. пром-сти СССР. Науч.-исслед. ин-т № 1; № 25).
9. **Семена Н.П., Сербинов Д.В.** Математическая интерпретация теплового эксперимента, имитирующего условия космического пространства // *Тепловые процессы в технике*. 2016. Т. 8. № 9. С. 423–431.
 10. **Козлов О.Е., Семена Н.П., Сербинов Д.В.** Использование трансформирующихся конструкций для обеспечения допустимого температурного режима лунных научных приборов // *Космонавтика и ракетостроение*. 2016. № 2 (87). С. 133–141.
 11. **Semena N., Pavlinsky M., Buntov M., Serbinov D., Levin V., Tambov V., Rotin A., Krivchenko A.** ART-XC/SRG: Results of qualification thermo-vacuum tests // *Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray*, 990550 (11 July 2016). DOI: 10.1117/12.2231276

The thermal mode control of the space X-ray telescope by the optimal solutions method

N.P. Semena, M.V. Buntov

Space Research Institute RAS, Moscow, 117997, Russia

e-mail: semena@iki.rssi.ru, orion@iki.rssi.ru

A new method for spacecraft thermal mode control was recommended. This method has been named the optimal solutions method. It is based on three principles. The first one is the joint scaling of thermal problems and models when the problem being solved corresponds to the most appropriate type of mathematical model. The second is the organization of rational information exchange between models of various types. The third is the recovery of the mathematical model parameters from the results of an experiment, which has been optimized for these purposes. For this, the inverse thermal problem is used. The first and second principles provide the thermal models continuity while the model becomes more complex during design development. These principles also mean that all the accumulated information is stored and transferred from the lower-level model to the high-level model. The application of the third principle reduces the error generated by model parameters that have a large scatter and an ambiguous dependence on temperature. The method uses a set of mathematical models. This set includes multi-format nodal and finite element models. This method was applied to the Pavlinsky telescope ART-XC, which is part of the Spektr-RG space observatory. This observatory is currently surveying the sky from the L2 libration point. ART-XC is the first Russian mirror X-ray telescope. The optimal solutions method made it possible to provide a precision thermal mode of its main elements – X-ray mirrors and detectors. At the same time, a positive result received in the absence of experience in thermal control of these objects and in the presence of a critical dependence of their operation from the accuracy and stability of the temperature mode. The successful operation of the telescope confirmed the method correctness. This shows that the method is applicable for solving new problems of advanced spacecraft thermal control.

Keywords: thermal mode of spaceships, thermal simulation, mathematical thermal models, inverse thermal problems.

REFERENCES

1. **Semena N.P.** The importance of thermal modes of astrophysical instruments in solving problems of extra-atmospheric astronomy. *Cosmic Research*, 2018, vol. 56, no. 4, pp. 273–285. DOI: 10.1134/S0010952518040032
2. **Shinozaki K., Ogawa H., Nakagawa T., Sato Y., Sugita H., Yamawaki T., Mizutani T., Matsuhara H., Kawada M., Okabayashi A., Tsunematsu S., Narasaki K., Shibai H.** Mechanical cooler system for the next-generation infrared space telescope SPICA. *Proc. SPIE 9904, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Optical, Infrared, and Millimeter Wave*, 2016, p. 99043W. DOI: 10.1117/12.2232602
3. **Semena N.P., Serbinov D.V., Yascovich A.L., Tkachenko A.Yu., Pavlinsky M.N.** The influence of the thermal conditions of a grazing-incidence mirror on its characteristics. *Instruments and Experimental Techniques*, 2018, vol. 61, no. 3, pp. 408–417. DOI: 10.1134/S0020441218020203
4. **Gardner Jonathan P. et al.** The James Webb Space Telescope. *Space Science Reviews*, 2006, vol. 123, no. 4, pp. 485–606.
5. **Pavlinsky M., Akimov V., Levin V., Krivchenko A., Rotin A., Kuznetsova M., Lapshov I., Tkachenko A., Semena N. et al.** Status of ART-XC/SRG instrument. *Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray*, 2016, 99051J. DOI: 10.1117/12.2230974
6. **Semena N. et al.** ART-XC/SRG: Results of thermo-vacuum tests. *Proc. SPIE 9144, Space Telescopes and Instrumentation 2014: Ultraviolet to Gamma Ray*, 2014, 91444T. DOI: 10.1117/12.2055941
7. **Pavlinsky M., Tkachenko A., Levin V., Krivchenko A., Rotin A., Kuznetsova M., Lapshov I., Krivonos R., Se-**

- mena A., Semena N. et al. On-ground calibration of the ART-XC/SRG mirror system and detector unit at IKI. Part I. *Experimental Astronomy*, 2018, vol. 45, no. 3, pp. 315–350. DOI: 10.1007/s10686-018-9582-58
8. **Vanichev A.P.** *Priblizhennyj metod resheniya zadach teploprovodnosti v tverdykh telakh* [Approximate method for solving problems of heat conduction in solids]. Moscow: Izd-vo Byuro novoj tekhniki, 1947, 63 p. (Trudy NII № 1, Ministerstvo aviats. prom-sti SSSR. № 25). In Russ.
9. **Semena N.P., Serbinov D.V.** Matematicheskaya interpretatsiya teplovogo eksperimenta, imitiruyushhego usloviya kosmicheskogo prostranstva [Mathematical interpretation of the thermal experiment imitating space conditions]. *Teplovyje protsessy v tekhnike – Thermal Processes in Engineering*, 2016, vol. 8, no. 9, pp. 423–431. In Russ.
10. **Kozlov O.Ye., Semena N.P., Serbinov D.V.** Ispol'zovanie transformiruyushhikhsya konstruksij dlya obespecheniya dopustimogo temperaturnogo rezhima lunnykh nauchnykh priborov [Using transforming structures to ensure the permissible temperature condition of the lunar scientific instruments]. *Kosmonavtika i raketostroenie – Astronautics and Rocket Science*, 2016, no. 2 (87), pp. 133–141. In Russ.
11. **Semena N., Pavlinsky M., Buntov M., Serbinov D., Levin V., Tambov V., Rotin A., Krivchenko A.** ART-XC/SRG: Results of qualification thermo-vacuum tests. *Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultraviolet to Gamma Ray*, 2016, 990550. DOI: 10.1117/12.2231276