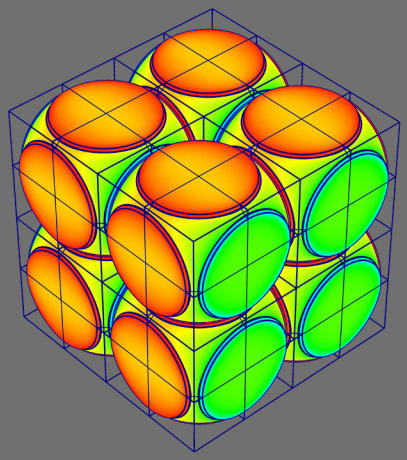
ISSN 2309-3684



Математическое моделирование и численные методы

Семена Н.П. Численное моделирование тепловых режимов российского приборного комплекса АЦС, интегрированного в европейский космический аппарат ExoMars. Математическое моделирование и численные методы, 2018, № 1, с. 55-69

Источник: https://mmcm.bmstu.ru/articles/156/

Параметры загрузки:
IP: 216.73.217.130
18.11.2026 06:50:41

УДК 51-74 DOI 10.18698/2309-3684-2018-0-000

Численное моделирование тепловых режимов российского приборного комплекса АЦС, интегрированного в европейский космический аппарат ExoMars

© Н.П. Семена

Институт космических исследований Российской академии наук,
Москва, 117997, Россия

Представлены проблемы и результаты численного моделирования тепловых режимов российского приборного комплекса АЦС при его интеграции в европейский космический аппарат ExoMars. Решена проблема сопряжения математических моделей данных объектов с помощью узловой математической модели АЦС. Представлены алгоритм формирования математической модели АЦС, особенности ее интеграции в общую модель европейского аппарата, возможности и ограничения модели, а также результаты численного моделирования тепловых режимов АЦС и результаты их сравнения с полетной телеметрией.

Ключевые слова: *математическое тепловое моделирование, тепловой режим космических устройств, узловая тепловая модель, обратная тепловая задача, проект ExoMars*

Введение. Математическое моделирование тепловых режимов космических научных инструментов связано с решением неординарных проблем [1]. Одна из них определяется тем, что космические научные инструменты создаются в широкой кооперации, при которой научные комплексы собираются из приборов, создаваемых различными группами ученых, иногда из разных стран. В связи с этим возникают проблемы, связанные с сопряжением разноформатных тепловых моделей для оценки влияния приборов друг на друга и составлением общей тепловой модели приборного комплекса.

Подобные проблемы возникли при включении двух российских научных блоков (приборного комплекса АЦС и прибора FREND) в состав европейского комплекса научной аппаратуры ExoMars [2]. Решение о включении принималось на поздней стадии реализации проекта ExoMars–2016, поэтому тепловые модели отечественных приборов должны были предоставляться сразу. При этом время на освоение стандартного программного компьютерного комплекса, в котором формируются тепловые математические модели европейских космических приборов, было ограничено.

Один из способов преодоления указанных проблем — переформатирование имеющихся моделей. Однако при использовании конечно-элементных моделей, являющихся основным современным инструмен-

том теплового математического моделирования, провести подобное переформатирование из-за несовместимости методов моделирования не представляется возможным. Для решения указанной проблемы были разработаны узловые математические модели [3], успешно адаптированные для применения в общей модели комплекса научной аппаратуры ExoMars. Кроме того, при моделировании тепловых режимов АЦС было использовано еще одно преимущество узловой модели перед конечно-элементной, заключающееся в возможности решать обратные тепловые задачи. Это позволило оптимизировать параметры системы терморегулирования приборного комплекса и добиться высокой достоверности математической узловой модели АЦС за счет корректировки ее параметров по результатам эксперимента.

Объект численного моделирования тепловых режимов. Объектом, для которого была сформирована узловая модель, описанная в этой статье, являлся один из двух российских инструментов миссии ExoMars — приборный комплекс АЦС (Atmospheric Chemistry Suite). Он представляет собой набор из трех инфракрасных спектрометров Middle InfraRed (MIR), Near InfraRed (NIR), Thermal InfraRed (TIRVIM) и обслуживающего их блока электроники (БЭ) [4]. Комплекс предназначен для изучения химического состава и структуры атмосферы Марса. Размер АЦС составляет 470×517×557 мм, вес — 30 кг.

Данный комплекс в составе европейского марсианского орбитального модуля Trace Gas Orbiter (TGO) [5] представлен на рис. 1.

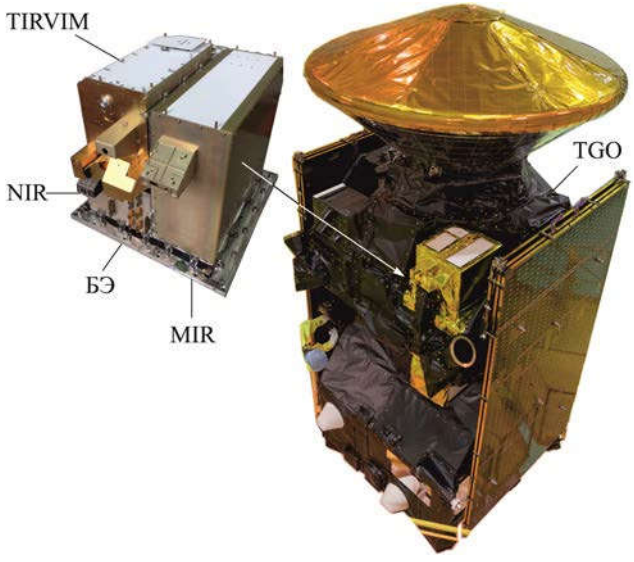


Рис. 1. Приборный комплекс АЦС в составе орбитального модуля TGO и отдельно

Численный алгоритм формирования узловой математической модели и его использование для АЦС. Узловой метод математического теплового моделирования базируется на методе графов [6]. В основе алгоритма, реализующего этот метод, лежит разбиение объекта на условно изотермические части (тепловые узлы), составление системы уравнений их теплообмена с другими тепловыми узлами и окружающей средой, а также определение зависимостей температуры тепловых узлов от времени $T(\tau)_i$ из решения данных уравнений. Схема теплообмена в условиях космоса двух произвольных узлов модели между собой и с окружающим пространством представлена на рис. 2.

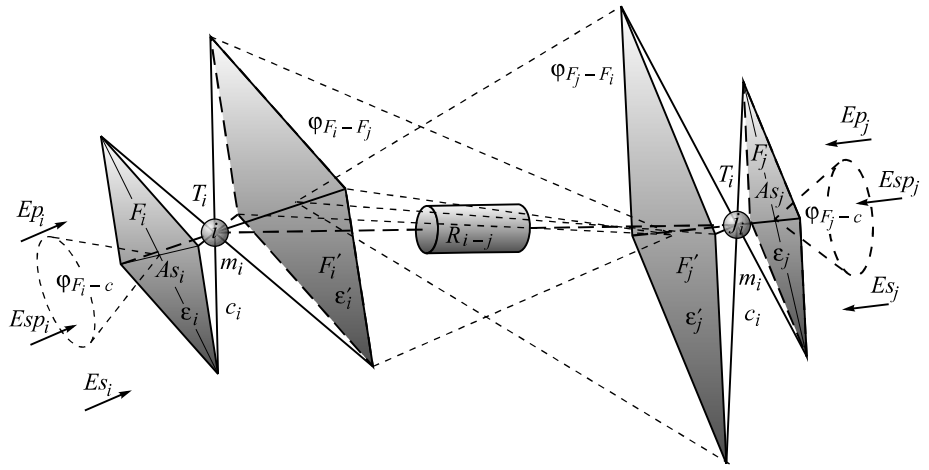


Рис. 2. Схема теплообмена двух произвольных тепловых узлов (*i*- и *j*-го) между собой и с окружающим пространством

Все параметры узловой модели могут быть разделены на характеристики тепловых узлов, параметры кондуктивных и радиационных тепловых связей и характеристики внешнего теплообмена. Существуют различные варианты наборов данных параметров. Рассмотрим набор, используемый в отечественной практике [7].

В качестве тепловых характеристик произвольного *i*-го узла назначаются: m_i — масса; c_i — удельная теплоемкость; $Q(\tau)_i$ — тепловыделение в момент времени τ. Кроме того, вводятся характеристики поверхности внешнего теплообмена: F_i — площадь; φ_{F_i-c} — угловой коэффициент по отношению к космическому пространству; As_i — коэффициент поглощения солнечного излучения; ε_i — степень черноты, а также характеристики поверхности внутреннего теплообмена: F_i' — площадь; ε_i' — степень черноты.

Параметрами кондуктивных и радиационных тепловых связей *i*-го узла с *j*-м являются тепловое сопротивление R_{i-j}, угловой коэф-

фициент поверхностей внутреннего теплообмена *i*-го узла относительно *j*-го $\varphi_{F_i-F'_j}$.

Внешние тепловые условия включают [8, 9]: облученности поверхности внешнего теплообмена узла в момент времени τ прямым солнечным излучением $Es(\tau)_i$, отраженным от планеты и окружающей конструкции солнечным излучением $Esp(\tau)_i$, собственным излучением планеты и окружающей конструкции $Ep(\tau)_i$; радиационную температуру космического пространства $T_c \approx 4{,}2$ K (для большинства космических устройств эту величину можно не учитывать).

При данном наборе параметров внутренний и внешний теплообмен произвольного *i*-го теплового узла описывается дифференциальным уравнением следующего вида [10]:

$$m_i c_i \frac{dT(\tau)_i}{d\tau} = Q(\tau)_i + \left(As_i \left(Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i \right) + \varepsilon_i Ep(\tau)_i \right) F_i +$$

$$+ \sum_{j=1}^{n} \frac{T(\tau)_j - T(\tau)_i}{R_{i-j}} + \sigma \sum_{j=1}^{n} \frac{\left(T(\tau)_j^4 - T(\tau)_i^4 \right) \varphi_{F'_i - F'_j} F'_i}{1 + \varphi_{F'_i - F'_j} (\varepsilon'^{-1}_i - 1) + \varphi_{F'_j - F'_i} (\varepsilon'^{-1}_j - 1)} - \quad (1)$$

$$- \sigma \left(T(\tau)_i^4 - T_c^4 \right) \varepsilon_i \varphi_{F_i - c}^{(i \neq j)} F_i^{(i \neq j)},$$

где n — количество узлов модели; σ — постоянная Стефана — Больцмана; F'_j, ε'_j — площадь и степень черноты поверхности внутреннего теплообмена *j*-го теплового узла; $\varphi_{F'_j - F'_i}$ — угловой коэффициент поверхностей внутреннего теплообмена *j*-го узла относительно *i*-го.

Система уравнений, описывающая теплообмен всех n узлов, позволяет определить $T(\tau)_i$ и может быть решена любым численным методом [11]. В данной работе был применен метод Дормана — Принса.

Разделение объекта на тепловые узлы осуществляется исходя из условия, что все элементы, объединяемые в один тепловой узел, должны иметь высокую взаимную тепловую связанность. Это является гарантией минимизации основной ошибки узлового теплового моделирования, возникающей из-за неизотермичности реальных фрагментов конструкции, выделенных в качестве отдельных тепловых узлов.

Тепловые связи между узлами определяются либо на основании теплофизических расчетов, либо методом эквивалентной температуры, в котором используется конечно-элементное моделирование стационарного теплового режима фрагмента конструкции, объединяющего *i*- и *j*-й узлы. При этом в модели задается только кондуктивный или радиационный теплообмен между узлами и назначаются тепловые па-

раметры $Q_i = 1$ Вт, $T_j = 0$ K. При теплообмене в такой системе двух узлов значения тепловых связей определяются рассчитанной эквивалентной температурой [12]: в системе с исключительно кондуктивным теплообменом $R_{i-j} = T_i$ или $\varphi_{F_i' - F_j'} = (\sigma F_i')^{-1} T_i^{-4}$, если оставлен только радиационный теплообмен.

С помощью данного алгоритма была сформирована начальная узловая тепловая математическая модель приборного комплекса АЦС, включающая 17 тепловых узлов. Далее узловая модель АЦС прошла восемь этапов уточнения, в процессе которых количество узлов возросло с 17 до 39. Последняя версия модели, структура которой совмещена с реальным приборным комплексом АЦС, представлена на рис. 3.

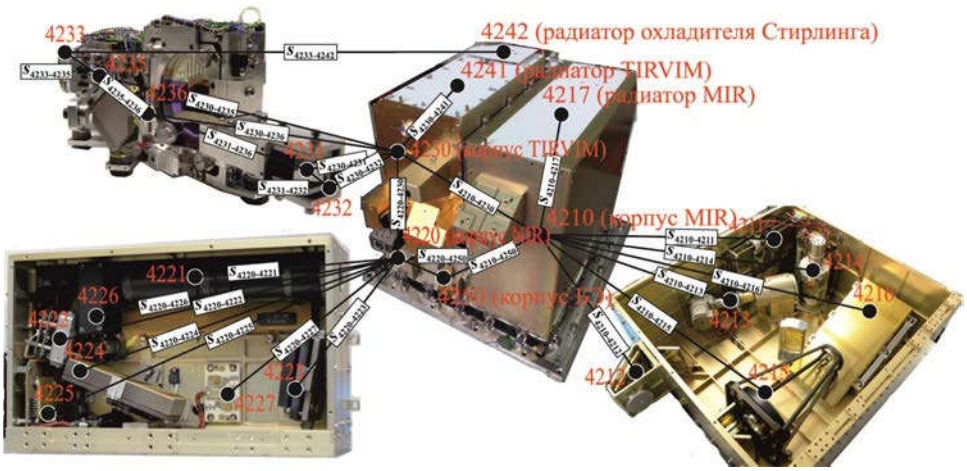


Рис. 3. Узловая тепловая модель АЦС:
42XX
● — тепловые узлы; —$S_{42xx-42xx}$— — проводимости тепловых узлов

Составные части АЦС включают тепловые узлы с номерами: 4210–4217 (MIR); 4220–4227 (NIR); 4230–4236, 4241, 4242 (TIRVIM); 4250, 4251 (БЭ; на рис. 3 не показан); 4261–4267(экрано-вакуумная теплоизоляция; на рис. 3 не показаны).

Использование для нумерации тепловых узлов АЦС формата 42XX связано с тем, что данный диапазон номеров был зарезервирован для АЦС в общей тепловой модели орбитального модуля. На каждом этапе проведено именно развитие модели путем добавления узлов и изменения некоторых их параметров, а не полная замена предшествующей модели на новую.

Адаптация узловой математической модели АЦС для использования в математической модели TGO. Стандартизированное для ESA (European Space Agency) компьютерное приложение ESATAN [13]

основано на методе моделирования, близком к узловому методу. Именно этот фактор позволил адаптировать математическую узловую модель АЦС для ESATAN, точнее для его составной части — программы Thermal Excel, в которой проводилось основное моделирование теплового режима аппарата.

Программа Thermal Excel базируется на уравнениях, аналогичных (1), но с параметрами другого вида. Вместо теплового сопротивления используется тепловая проводимость $s_{i-j} = 1/R_{i-j}$. Радиационная тепловая связь между узлами описывается эффективным комплексным параметром

$$Ie_{i-j} = \frac{\sigma\varphi_{F_i'-F_j'} F_i'}{1 + \varphi_{F_i'-F_j'}\left(\frac{1}{\varepsilon_i'} - 1\right) + \varphi_{F_j'-F_i'}\left(\frac{1}{\varepsilon_j'} - 1\right)}.$$

Кроме того, в этой программе поверхность каждого теплового узла аппроксимируется набором плоских четырехугольных фрагментов и описывается координатами их вершин $((x_1, y_1, z_1, x_2, y_2, z_2, x_3, y_3, z_3, x_4, y_4, z_4)_1, \ldots)_i$, являющихся основой для вычисления площадей F_i, F_i' и взаимных угловых коэффициентов поверхностей внутреннего теплообмена $\varphi_{F_j'-F_i'}$. Эти зависимости были использованы для прямого и обратного переформатирования узловых моделей отечественных приборов в модели Thermal Excel. Прямое переформатирование позволило интегрировать тепловую узловую модель АЦС в общую математическую модель космического аппарата. На рис. 4 показан геометрический уровень данной интеграции.

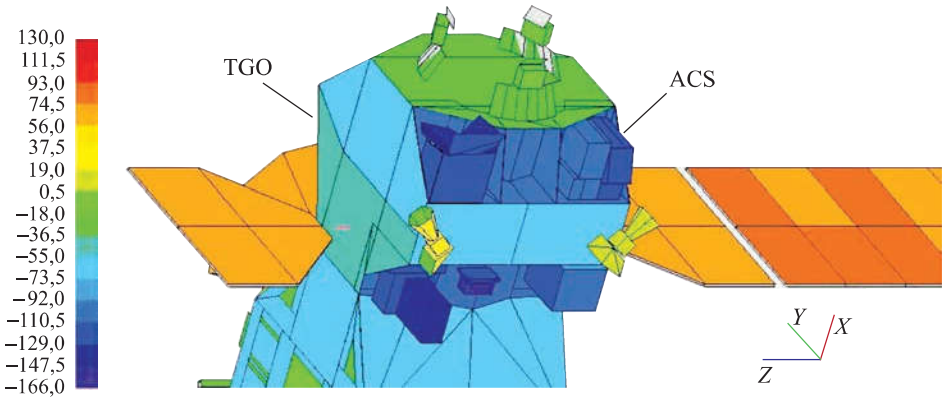


Рис. 4. Геометрическая составляющая модели TGO в формате с интегрированной моделью АЦС

Применяя обратное переформатирование, можно использовать результаты моделирования температуры модуля TGO для более достоверного моделирования температуры приборного комплекса АЦС. Для этого в состав модели АЦС были введены узлы, соответствующие элементам конструкции аппарата, которые находятся в зоне видимости со стороны поверхности АЦС и в тепловом контакте с его посадочными местами. Температуры этих узлов выбирались на основании результатов численного теплового моделирования TGO в целом.

Алгоритм восстановления параметров математической модели из результатов эксперимента. При использовании узловой математической модели в отличие от конечно-элементной появляется уникальная возможность решать обратные тепловые задачи [14]. Иными словами, из известных зависимостей от времени температур $T(\tau)_i$ и тепловыделений $Q(\tau)_i$ тепловых узлов, а также из известных внешних тепловых условий $Es(\tau)_i$, $Ep(\tau)_i$, $Esp(\tau)_i$ могут быть восстановлены параметры тепловых узлов c_i, m_i, F_i, As_i, ε_i, F'_i, ε'_i и тепловых связей R_{i-j}, $\varphi_{F'_i-F'_j}$.

Для этого в представленной работе использован наиболее простой метод максимального правдоподобия — метод наименьших квадратов [15]. Для его применения были выполнены некоторые преобразования системы (1). Отдельные группы параметров модели были объединены в комплексные параметры: $E(\tau)_i = \left(As_i \left(Es(\tau)_i + Esp(\tau)_i \right) + \varepsilon_i Ep(\tau)_i \right) / \varepsilon_i$,

$C_i = m_i c$, $Fe_i = \varepsilon_i F_i$, $Ie_i = \varphi_{F'_i-F'_j} \left(1 + \varphi_{F'_i-F'_j} \left(\varepsilon_i'^{-1} - 1 \right) + \varphi_{F'_j-F'_i} \left(\varepsilon_j'^{-1} - 1 \right) \right)^{-1} F'_i$.

Вместо теплового сопротивления R_{i-j} использована тепловая проводимость $s_{i-j} = 1/R_{i-j}$.

В результате система (1) может быть представлена как

$$\mathbf{Ax} = \mathbf{b},$$

где

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \left\{ \dfrac{dT(\tau_1)_i}{d\tau} \right\}_{i=1}^{n} & \left\{ T(\tau_1)_i^4 - E(\tau_1)_i \right\}_{i=1}^{n} & \left\{ T(\tau_1)_i - T(\tau_1)_j \right\}_{i=1,j=1}^{n,n} & \left\{ \sigma (T(\tau_1)_i^4 - T(\tau_1)_j^4) \right\}_{i=1,j=1}^{n,n} \\ & \ldots & & \\ \left\{ \dfrac{dT(\tau_k)_i}{d\tau} \right\}_{i=1}^{n} & \left\{ T(\tau_k)_i^4 - E(\tau_k)_i \right\}_{i=1}^{n} & \left\{ T(\tau_k)_i - T(\tau_k)_j \right\}_{i=1,j=1}^{n,n} & \left\{ \sigma (T(\tau_k)_i^4 - T(\tau_k)_j^4) \right\}_{i=1,j=1}^{n,n} \end{pmatrix}$$

— основная матрица;

$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} Q(\tau_1)_1 \\ \ldots \\ Q(\tau_k)_n \end{pmatrix}$ — столбец свободных членов;

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

$\tau_1, \dots \tau_k, \dots \tau_{(N > n)}$ — моменты времени, в которых фиксировались параметры $\left(T(\tau_k)\right)_i$, $Q(\tau_k)_i$, $E(\tau_k)_i$.

Восстанавливаемые параметры определим так:

$$\mathbf{x} = (\mathbf{A}^T\mathbf{A})^{-1}\mathbf{b}. \qquad (2)$$

Упомянутая выше возможность была использована для двух целей: оптимизации системы терморегулирования АЦС и корректировки параметров узловой математической тепловой модели АЦС по результатам термобалансного эксперимента.

Для оптимизации системы терморегулирования посредством решения обратной задачи (2) необходимо было определить такие значения площадей радиаторов приборов MIR, TIRVIM и охладителя Стирлинга, при которых температуры всех узлов модели находились бы в комфортном диапазоне. Для этого в столбце восстанавливаемых параметров **x** были включены только эффективные площади радиаторов Fe_{4217}, Fe_{4241}, Fe_{4242}, остальные параметры из данного столбца перемещались в столбец свободных членов **b**. Для узлов были назначены желательные стационарные уровни температур ($T_i = T_{komf}$, $dT_i/d\tau = 0$). Были заданы различные наборы внешних тепловых условий $E(\tau_k)_i$, реализуемые на разных стадиях полета космического аппарата, которые позволили сформировать нужное заполнение матриц для восстановления (Fe_{4217}, Fe_{4241}, Fe_{4242}).

На рис. 5 представлены полученные оптимальные значения площадей трех радиаторов ($F_{4217} = 0,06$ м^2, $F_{4241} = F_{4242} = 0,03$ м^2) и изменение температуры основных узлов АЦС на различных этапах космического эксперимента при отклонении этих площадей от опти-

мального значения. Здесь с помощью «мин» обозначен орбитальный полет при температуре посадочных мест минус 30 °С, «макс» — орбитальный полет при температуре посадочных мест плюс 50 °С.

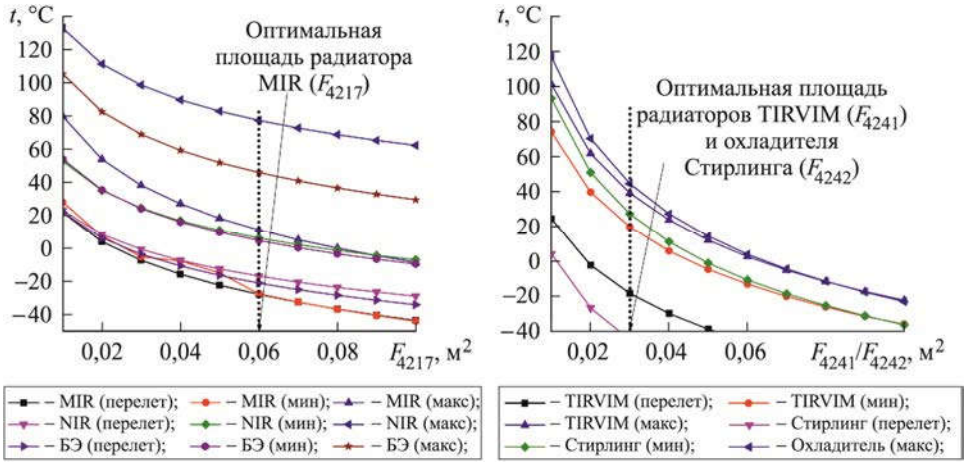


Рис. 5. Изменение температуры основных узлов АЦС при отклонении площади радиаторов от оптимального значения на различных этапах космического эксперимента

Для корректировки математической узловой модели АЦС по результатам эксперимента использован алгоритм решения обратной задачи (2) и результаты тепловакуумных испытаний физического теплового эквивалента АЦС, помещенного в тепловакуумную камеру с условиями, близкими космическим. Датчики температуры в этом эквиваленте были совмещены с тепловыми узлами, что позволяло при испытаниях получать зависимости $T(\tau)_i$ и $dT(\tau)_i/d\tau$, используемые в матрице **A** алгоритма (2). На рис. 6 представлены результаты измерений этих зависимостей.

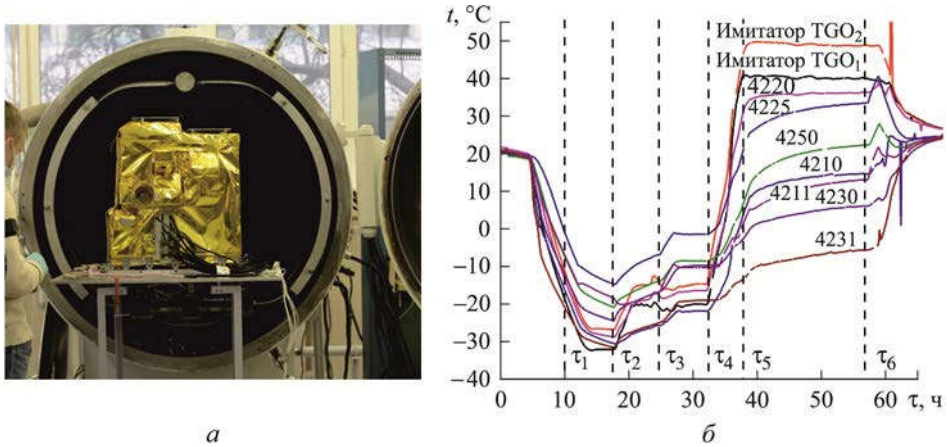


Рис. 6. Тепловой эквивалент АЦС перед установкой в вакуумную камеру (*а*), а также измеренные в процессе тепловакуумных испытаний зависимости температур узлов тепловой модели от времени (*б*)

С использованием экспериментальных данных проведена корректировка тех характеристик узловой модели, для которых невозможно было выполнить достоверный аналитический расчет на основании теплофизических формул из-за значительного разброса входящих в их состав компонентов (контактных тепловых сопротивлений, излучения поверхностей сложной формы и т. д.). По этому признаку к корректируемым характеристикам были отнесены тепловые проводимости между входящими в приборный комплекс приборами: $s_{4210–4230}$ (MIR и TIRVIM); $s_{4210–4250}$ (MIR и БЭ); $s_{4220–4230}$ (NIR и TIRVIM); $s_{4220–4250}$ (NIR и БЭ); $s_{4230–4250}$ (TIRVIM и БЭ). Кроме того, эффективная удельная теплопроницаемость экрано-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) r_{MLI} [К·м^2/Вт], определяющая эффективные теплопроницаемости ЭВТИ приборов: $s_{4210–4261}$, $s_{4210–4262}$ (MIR); $s_{4220–4263}$, $s_{4220–4264}$ (NIR); $s_{4230–4265}$, $s_{4230–4266}$ (TIRVIM); $s_{4250–4267}$ (БЭ).

Исходя из количества уточняемых тепловых характеристик узловой модели ($s_{4210–4230}$; $s_{4210–4250}$; $s_{4220–4230}$; $s_{4220–4250}$; $s_{4230–4250}$, r_{MLI}), были выбраны шесть моментов времени (τ_1, τ_2, …, τ_k, …, τ_6) для формирования матриц **A** и **b**, в которых для каждого узла i модели фиксировались значения температур $\left(T_i(\tau_k) = t_i(\tau_k) + 273{,}15\right)$ и тепловых потоков $\left(Q_i(\tau_k),\right.$ $\left.Ep_i(\tau_k)\right)$. При этом два набора измеренных параметров (в моменты времени τ_2 и τ_4) соответствовали условно стационарным тепловым режимам $\left(dT_i(\tau_k)/d\tau \approx 0\right)$. В остальных случаях необходимо было оценить производные температур $\left(dT_i(\tau_k)/d\tau \approx \left(T_i(\tau_k + \Delta\tau) - T_i(\tau_k)\right)/\Delta\tau\right)$.

При таком наборе исходных данных матрицы алгоритма (2) имели следующий вид:

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} s_{4210–4230} \\ \dots \\ s_{4250–4267} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{A} = \begin{pmatrix} T_{4210}(\tau_1) - T_{4230}(\tau_1) & \dots & 0 \\ & \dots & \\ 0 & \dots & T_{4267}(\tau_6) - T_{4250}(\tau_6) \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} Q_{4210}(\tau_1) - \dfrac{dT_{4210}(\tau_1)}{d\tau} C_{4210} - F_{4210}\varepsilon_{4210}\left(Ep_{4210}(\tau_1) - \right. \\ \left. - \varphi_{F_{4210}-S}\sigma T_{4210}^4(\tau_1)\right) - \sum\limits_{j=4211}^{4267} Ie_{4210-j} \\ \dots \\ Q_{4267}(\tau_6) - \dfrac{dT_{4267}(\tau_6)}{d\tau} C_{4267} - F_{4267}\varepsilon_{4267}\left(Ep_{4267}(\tau_6) - \right. \\ \left. - \varphi_{F_{4267}-S}\sigma T_{4267}^4(\tau_6)\right) - \sum\limits_{j=4210}^{4266} Ie_{4267-j} \end{pmatrix}.$$

По результатам вычислений заключим, что для всех восстанавливаемых параметров требовалась существенная корректировка.

Результаты численного моделирования тепловых режимов АЦС и их сравнение с полетными данными. Проведенная корректировка позволила существенно повысить достоверность модели. Отличие расчетных и экспериментальных значений температур, которое в отдельных узлах модели до корректировки достигало 10 °С, после нее было снижено до 2 °С. Итоговые результаты теплового моделирования режима перелета и двух граничных тепловых режимов при орбитальном полете космического аппарата вокруг Марса представлены на рис. 7.

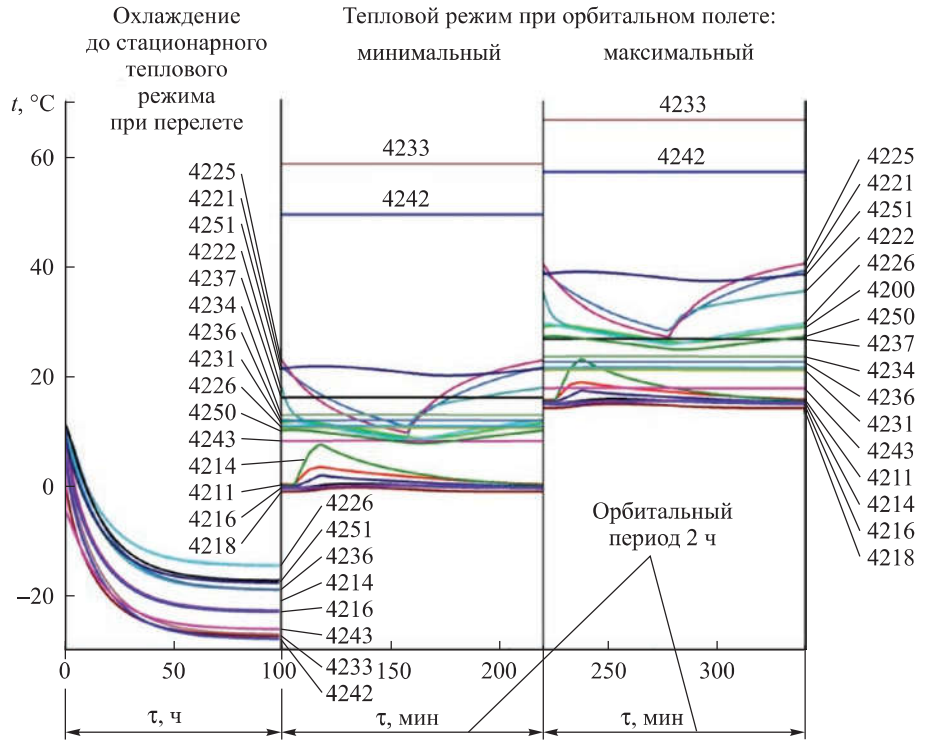


Рис. 7. Результаты математического моделирования температуры тепловых узлов модели АЦС на различных стадиях полета ExoMars

Космический аппарат ExoMars был запущен 14 марта 2016 г. В апреле 2018 г. завершилось аэродинамическое торможение модуля на околомарсианской орбите [16], после которого комплекс АЦС начал функционировать в рабочем режиме.

Через несколько суток после старта гарантированно был достигнут стационарный тепловой режим, что дало возможность провести прямое сравнение результатов математического моделирования с реальными телеметрическими данными. Поступает информация с че-

тырех температурных датчиков. На рис. 8 показаны соответствующий стационарному тепловому режиму фрагмент телеметрической информации о температурах АЦС в период с 30 марта по 1 апреля 2016 г. и результаты математического моделирования температур АЦС в точках установки температурных датчиков на этапе перелета.

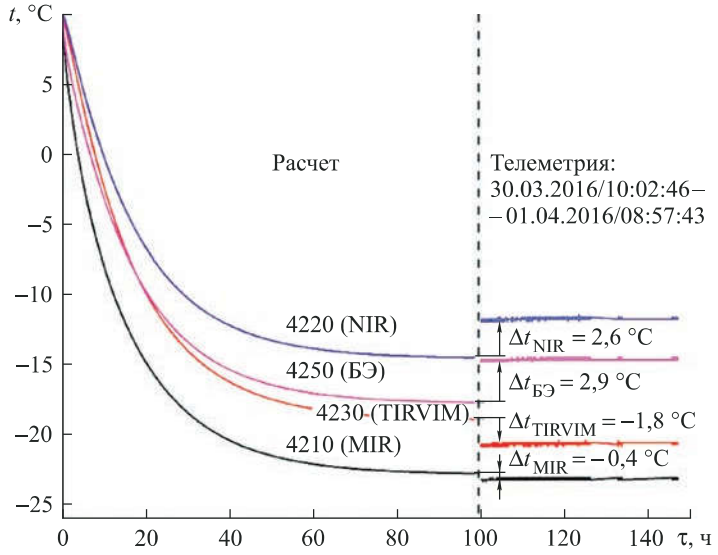


Рис. 8. Результаты математического моделирования температур в четырех точках АЦС на этапе перелета и реальная телеметрическая информация об этих температурах

Отличие расчетных от реальных значений температур в измеряемых точках составляет –1,8…2,9 °С. Значит, коррекция узловой модели по результатам эксперимента позволяет существенно уменьшить ошибки узлового моделирования, возникающие из-за допущения изотермичности значительных фрагментов конструкции. Следовательно, появляется возможность использовать узловую модель не только в качестве оценочной, но и как основной инструмент для расчета тепловых режимов космических устройств.

Заключение. Численное математическое моделирование тепловых режимов российского приборного комплекса АЦС, интегрируемого в европейский космический аппарат ExoMars, показало, что для приборов, собираемых в рамках научной кооперации в космические комплексы, должны быть разработаны узловые математические тепловые модели. При использовании таких моделей можно решить проблемы учета теплового взаимодействия между приборами и сборки математических моделей приборов в единую модель приборного комплекса для численного моделирования тепловых режимов космического аппарата в целом.

Кроме того, с помощью узловых моделей можно решать обратные тепловые задачи, в связи с чем появляется возможность оптимизировать параметры системы терморегулирования приборов и корректировать математические тепловые модели по результатам термобалансного эксперимента.

Такая корректировка повышает достоверность узловой модели до уровня, позволяющего делать не только приближенную оценку температур, но и полноценный тепловой расчет. Это подтверждено в ходе сравнения итоговых результатов численного моделирования тепловых режимов российского прибора АЦС проекта ExoMars с телеметрическими показаниями температурных датчиков.

Полученные результаты могут быть использованы для решения задачи сборки комплексной математической тепловой модели из нескольких простых моделей. Их применение позволит повысить достоверность математического теплового моделирования и уточнить малодостоверные исходные параметры математической модели.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Семена Н.П. Значимость тепловых режимов астрофизических приборов для решения задач внеатмосферной астрономии. *Космические исследования*, 2018, № 4, с. 311–325.

[2] Vago J., Witasse O., Svedhem H., Baglioni P., Haldemann A., Gianfiglio G., Blancquaert T., McCoy D., de Groot R. ESA ExoMars program. The next step in exploring Mars. *Solar System Research*, 2015, vol. 49, iss. 7. DOI: 10.1134/S0038094615070199

[3] Papalexandris M.V., Milman M.H., Levine M.B. Nodal temperature estimation algorithms for nonlinear thermal network models. *AIAA Journal*, 2002, vol. 40, no. 7. DOI: 10.2514/2.1808

[4] Korablev O., Montmessin F., Trokhimovskiy A., Fedorova A.A., Shakun A.V., Grigoriev A.V., Moshkin B.E., Ignatiev N.I. et al. The Atmospheric Chemistry Suite (ACS) of three spectrometers for the ExoMars 2016 trace gas orbiter. *Space Science Reviews*, 2018, vol. 2014, no. 1. DOI: 10.1007/s11214-017-0437-6

[5] Renault H., Sergent N., Chevallier M., Kutrowski N., Bacchetta A., Temperanza D. ExoMars 2016. Orbiter module bus a GNC development update. *CEAS Space Journal*, 2015, vol. 7, iss. 2, pp. 105–118.

[6] Зыков А.А. Основы теории графов. Москва, Вузовская книга, 2004, 664 с.

[7] Семена Н.П., Коновалов А.А. Методы создания механизмов саморегулирования пассивных систем обеспечения теплового режима устройств космического применения. *Теплофизика и аэромеханика*, 2007, т. 14, № 1, с. 87–98.

[8] Gueymard C.A. The Sun's total and spectral irradiance for solar energy applications and solar radiation models. *Solar Energy*, 2004, vol. 76, iss. 4. DOI: 10.1016/j.solener.2003.08.039

[9] Stephens G.L., O'Brien D., Webster P.J., Pilewski P., Kato S., Li J. The albedo of Earth. *Reviews of Geophysics*, 2015, vol. 53, iss. 1. DOI: 10.1002/2014RG000449

[10] Семена Н.П. Использование масштабных моделей в наземных экспериментах, воспроизводящих теплообмен в условиях космического пространства. *Теплофизика и аэромеханика*, 2014, т. 21, № 1, с. 47–58.

[11] Anh N.D., Hieu N.N., Chung P.N., Anh N.T. Thermal radiation analysis for small satellites with single-node model using techniques of equivalent linearization. *Applied Thermal Engineering*, 2016, vol. 94, pp. 607–614.

[12] Семена Н.П., Козлов О.Е., Сербинов Д.В. Использование трансформирующихся конструкций для обеспечения допустимого температурного режима лунных научных приборов. *Космонавтика и ракетостроение*. 2016, № 2, с. 133–141.

[13] ITP Engines UK Ltd. ESATAN-TMS Thermal User Manual, 2012.

[14] Алифанов О.М. Обратные задачи теплообмена. Москва, Машиностроение, 1988, 280 с.

[15] 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.

[16] Svedhem H., Vago J.L., Bruinsma S., Müller-Wodarg I. ExoMars trace gas orbiter provides atmospheric data during Aerobraking into final orbit. *American Astronomical Society, DPS meeting #49*, 2017, no. 10. http://adsabs.harvard.edu/abs/2017DPS....4941801S (data access 20.06.2018).

Статья поступила в редакцию 30.10.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Семена Н.П. Численное моделирование тепловых режимов российского приборного комплекса АЦС, интегрированного в европейский космический аппарат ExoMars. *Математическое моделирование и численные методы*, 2018, № 1, с.

Семена Николай Петрович — канд. техн. наук, заведующий лабораторией рентгеновских детекторов и телескопов Института космических исследований Российской академии наук. Область научных интересов: создание научных приборов для рентгеновских космических обсерваторий, создание систем обеспечения теплового режима космических научных приборов, теплофизика, моделирование тепловых режимов космических устройств, математическая интерпретация тепловых экспериментов. e-mail: semena@iki.rssi.ru

Numerical simulation of thermal conditions of the Russian instrument complex ACS, integrated into European ExoMars spacecraft

© N.P. Semena

Space Research Institute, Moscow, 117997, Russia

The article describes the problems and results of the numerical simulations of the thermal conditions of the Russian instrument complex ACS (Atmospheric Chemistry Suite) in the course of its integration into the European ExoMars spacecraft. The main problem was to make consistent the mathematical models of the ACS and spacecraft. This problem has been solved using the ACS nodal mathematical model.

The algorithm for generating an ACS mathematical model, the details of its integration into the European spacecraft general model, its capabilities and limitations are described, as well as the results of numerical simulation of the ACS thermal conditions and their comparison with the flight telemetry.

Keywords: *mathematical thermal modeling, thermal condition of space devices, nodal thermal model, inverse thermal problem, ExoMars mission*

REFERENCES

[1] Semena N.P. *Kosmicheskie issledovaniya — Cosmic Research*, 2018, no. 4, pp. 311–325.

[2] Vago J., Witasse O., Svedhem H., Baglioni P., Haldemann A., Gianfiglio G., Blancquaert T., Mccoy D., de Groot R. *Solar System Research*, 2015, vol. 49, no. 7. DOI: 10.1134/S0038094615070199

[3] Papalexandris M.V., Milman M.H., Levine M.B. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 2002, vol. 40, no. 7. DOI: 10.2514/2.1808

[4] Korablev O., Montmessin F., Trokhimovskiy A., Fedorova A.A.,Shakun A.V., Grigoriev A.V., Moshkin B.E., Ignatiev N.I. et al. *Space Science Reviews*, 2018, vol. 2014, no. 1. DOI: 10.1007/s11214-017-0437-6

[5] Renault H., Sergent N., Chevallier M., Kutrowski N., Bacchetta A., Temperanza D. *CEAS Space Journal*, 2015, vol. 7, no. 2, pp. 105–118.

[6] Zykov A.A. *Osnovy teorii grafov* [Fundamentals of the Graphs Theory]. Moscow, Vuzovskaya kniga Publ., 2004, 664 p.

[7] Semena N.P., Konovalov A.A. *Teplofizika i aeromekhanika — Thermophysics and Aeromechanics*, 2007, vol. 14, no. 1, pp. 87–98.

[8] Gueymard C.A. *Solar Energy*, 2004, vol. 76, no. 4. DOI: 10.1016/j.solener.2003.08.039

[9] Stephens G.L., O'Brien D., Webster P.J., Pilewski P., Kato S., Li J. *Reviews of Geophysics*, 2015, vol. 53, no. 1. DOI: 10.1002/2014RG000449

[10] Semena N.P. *Teplofizika i aeromekhanika — Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 47–58.

[11] Anh N.D., Hieu N.N., Chung P.N., Anh N.T. *Applied Thermal Engineering*, 2016, vol. 94, pp. 607–614.

[12] Semena N.P., Kozlov O.E., Serbinov D.V. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2016, no. 2, pp. 133–141.

[13] ITP Engines UK Ltd. *ESATAN-TMS Thermal User Manual*, 2012.

[14] Alifanov O.M. *Obratnye zadachi teploobmena* [Inverse Problems of Heat-Exchange]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 280 p.

[15] Semena N.P., Serbinov D.V. *Teplovye protsessy v tekhnike — Thermal Processes in Engineering*, 2016, vol. 8, no. 9, pp. 423–431.

[16] Svedhem H., Vago J.L., Bruinsma S., Müller-Wodarg I. Exomars Trace Gas Orbiter Provides Atmospheric Data During Aerobraking into Its Final Orbit. *American Astronomical Society, 49th Annual Division for Planetary Sciences*, 2017, no. 10. Available at: http://adsabs.harvard.edu/abs/2017DPS....4941801S (accessed June 20, 2018).

Semena N.P., Cand. Sc. (Eng.), Head of the X-ray detectors and telescopes laboratory, Space Research Institute. Science research interests: development of space X-ray instruments, development of the space devices thermal control systems, simulation of the space devices thermal conditions, mathematical interpretation of the thermal experiments. e-mail: semena@iki.rssi.ru