

## МЕТОД СОЗДАНИЯ КОМПЛЕКСНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПРИМЕРЕ РАСЧЁТА ЕГО ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ПРИ ПОЛЁТЕ НА ОРБИТЕ

Г. Г. Ефименко, С. В. Залетаев, Н. В. Скоморохов,  
А. О. Меняйло, О. П. Клишев, А. Л. Кусов,  
А. А. Рассказов, Н. А. Румынский

*Приведены: математическая модель для определения траекторных параметров движения космического аппарата по орбите с прецессией, фиксированной орбите, произвольной траектории; модель расчёта лучистого теплообмена и температурных полей конструкций для различных способов представления геометрии космического аппарата (набора плоских многоугольных площадок или набора суперобластей); а также модель расчёта компонентов приборно-агрегатного оборудования космического аппарата с учётом функционирования системы обеспечения тепловых режимов. Описывается структура связанности отдельных моделей цифрового двойника перспективного космического аппарата, а также предлагается вариант архитектуры вычислительной платформы математического моделирования и форматы обмена данными. Рассматривается вариант позиционирования и применения представленных моделей и задач математического и компьютерного моделирования функционирования низкоорбитальных космических аппаратов в составе опорного фреймворка системной разработки.*

**Ключевые слова:** тепловые режимы, траекторные параметры, лучистый теплообмен, сопряжённые задачи, мультидисциплинарные расчёты, цифровой двойник, суперкомпьютерное моделирование, математическая модель, комплексная компьютерная модель, космический аппарат, Model-based system engineering.

При функционировании космического аппарата (КА) в процессе полёта параметры его траекторного движения и ориентации определяют величину теплового воздействия космического пространства (внешнюю тепловую нагрузку) на конструкцию изделия, разворачиваемые в космосе элементы (солнечные батареи (СБ), антенны, выносные радиаторы и т. п.) и расположенные снаружи приборы, работающие в открытом космосе. Внешняя тепловая нагрузка на КА зависит от его ориентации в пространстве относительно источников излучения – Солнца и планеты, а также от ориентации плоскости орбиты относительно потока солнечного излучения.

От ориентации КА в пространстве во многом зависит эффективность функционирования радиаторов-излучателей, расположенных на внешних поверхностях изделия.

### Определение траекторных параметров космического аппарата

Расчёты падающих тепловых потоков применительно к перспективному КА могут выполняться при следующих типах траектории движения:

- орбита с прецессией (с изменяющимися параметрами);
- фиксированная орбита (с фиксированными параметрами);
- произвольная траектория.

В рамках задачи создания цифрового двойника спутника его движение по орбите Земли рассматривается в экваториальной сферической системе координат (СК), которая показана на рис. 1 [1]. В этой СК определены плоскость небесного экватора  $\gamma F \gamma' G$  и перпендикулярная к ней ось мира  $OP$  ( $P$  – полюс мира). Положение небесного тела

(в частности Солнца) определяется радиусом-вектором  $\bar{S}$  и двумя углами – прямым восхождением  $v$  (угол  $\gamma'OD'$ ) и склонением  $\delta$  (угол  $DOD'$ );  $\gamma'$  – точка весеннего равноденствия;  $\bar{n}_0$  – нормаль к плоскости орбиты КА;  $\omega_s$  – угловое расстояние проекции направления на Солнце в плоскости орбиты от восходящего узла (угол  $BOE$ ) [1].

Основные орбитальные параметры, необходимые для расчёта тепловой нагрузки, приведены на рис. 2, где приняты следующие обозначения [1]:  $M_{хуз}$  – система координат, связанная с КА;  $B$  – восходящий узел орбиты;  $P$  – перицентр;  $A$  – апоцентр;  $E$  – подсолнечная точка;  $\bar{S}$  – единичный вектор направления на Солнце;  $\gamma_s$  – угол между направлением на Солнце и его проекцией на плоскость орбиты;  $\lambda$  – угловое расстояние между направлением на перицентр орбиты и проекцией направления на Солнце в плоскости орбиты.

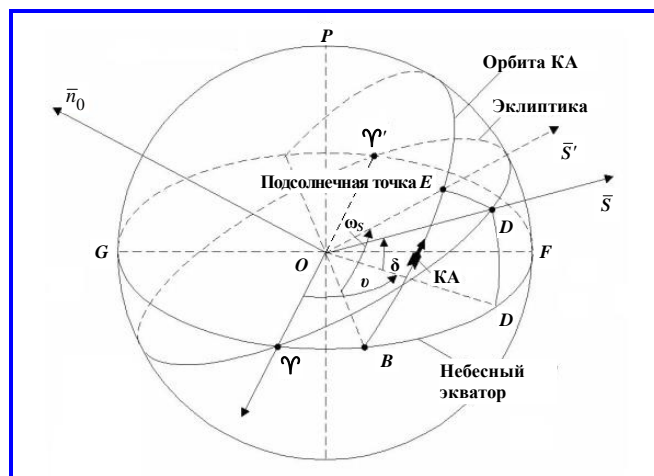


Рис. 1. Траекторные параметры космического аппарата

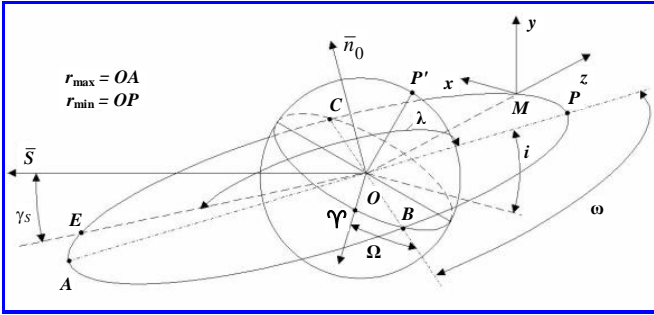


Рис. 2. Орбитальные параметры:  $r_{\max} = OA$ ;  $r_{\min} = OP$

В общем случае эллиптическая орбита спутника планеты характеризуется следующими параметрами (см. рис. 2):  $\Omega$  – долгота восходящего узла, отсчитываемая от точки весеннего равноденствия;  $i$  – наклонение – угол между плоскостью небесного экватора

( $\overline{BC}$ ) и плоскостью орбиты ( $ABPCE$ );

$$a = \frac{r_{\max} + r_{\min}}{2} -$$

большая полуось;  $\varepsilon = \frac{a - r_{\min}}{a}$  – эксцентриситет орбиты;  $\omega$  – аргумент перигея, отсчитываемый от восходящего узла орбиты (угол  $BOP$ ).

Период обращения аппарата вокруг планеты определяется выражением:

$$T = 2\pi \frac{1}{R\sqrt{g}} \left[ \frac{r_{\min}}{1 - \varepsilon} \right]^{1.5}, \quad (1)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения.

Параметры  $\Omega$ ,  $i$  определяют плоскость;  $a$ ,  $\varepsilon$  – форму;  $\omega$  – ориентацию орбиты.

### Внешняя тепловая нагрузка и лучистый теплообмен

Для расчёта внешней тепловой нагрузки и лучистого теплообмена формируется геометрическая модель КА, представляющая собой набор плоских многоугольных площадок или криволинейных треугольников, применительно к которым с учётом экранирования определяются внешние падающие солнечные прямые, отражённые от планеты солнечные и инфракрасные (ИК) лучистые потоки; рекомбинационные и молекулярные тепловые потоки, создаваемые атмосферой при полёте КА на низких орбитах.

Второй метод – определение поглощённых потоков на основе расчёта разрешающих угловых коэффициентов (УК), который позволяет наряду с диффузной составляющей лучистого потока учесть и многократные зеркальные отражения. В этом случае геометрическая модель конструкции разбивается на суперобласти. Система уравнений, соответствующая  $z$ -й суперобласти, образованной

набором площадок, аппроксимирующих поверхности конструктивных элементов, имеет вид:

$$q_i^{\text{рез}} = q_i^{\text{погл.вн}} + q_i^{\text{погл.соб}} - q_i^{\text{соб}}; \quad (2)$$

$$q_i^{\text{погл.вн}} = \sum_{\lambda} \alpha_i^{\lambda} \sum_s \left( \sum_j \Phi_{i-j}^{\lambda} \frac{\rho_j^{\lambda,d}}{\alpha_j^{\lambda} + \rho_j^{\lambda,d}} q_{s,j}^{\lambda, \text{пр}d} + \frac{1}{\alpha_i^{\lambda} + \rho_i^{\lambda,d}} q_{s,i}^{\lambda, \text{пр}d} \right); \quad (3)$$

$$q_i^{\text{погл.соб}} = \alpha_i^{\text{IR}} \sum_j \Phi_{i-j}^{\text{IR}} q_j^{\text{соб}}; \quad (4)$$

$$q_i^{\text{соб}} = \varepsilon_i^{\text{IR}} \sigma T_i^4; \quad (5)$$

$$\Phi_{i-j}^{\lambda} = f_{i-j}^{\lambda} \frac{\alpha_j^{\lambda}}{\alpha_j^{\lambda} + \rho_j^{\lambda,d}} + \sum_p \frac{\rho_p^{\lambda,d}}{\alpha_p^{\lambda} + \rho_p^{\lambda,d}} f_{i-p}^{\lambda} \Phi_{p-j}^{\lambda}; \quad (6)$$

$$f_{i-j}^{\lambda} = (\alpha_j^{\lambda} + \rho_j^{\lambda,d}) \times$$

$$\times \left\{ \Phi_{i-j} + \sum_k \Phi_{i(k)j} c_k^{\lambda} + \sum_m \sum_k \Phi_{i(k,m)j} c_m^{\lambda} c_k^{\lambda} + \dots + \right. \quad (7)$$

$$\left. + \sum_n \dots \sum_m \sum_k \Phi_{i(k,m,\dots,n)j} c_n^{\lambda} \dots c_m^{\lambda} c_k^{\lambda} + \dots \right\};$$

$$c_k^{\lambda} = \{ \rho_k^{\lambda, \text{сп}} | \kappa_k^{\lambda} \}$$

$$(i, j, p, k, m, n \in Z_z^b; z = \overline{1, Z}; \lambda \in S + S; s \in \tilde{S}),$$

где  $q_i^{\text{рез}}$  – плотность результирующего потока излучения на площадку  $i$ , Вт/м<sup>2</sup>;  $q_{s,i}^{\lambda, \text{пр}d}$  – плотность прямого поглощённого и диффузно отражённого потока излучения от внешнего источника  $s$ , Вт/м<sup>2</sup>;  $q_i^{\text{соб}}$  – плотность собственного интегрального излучения площадки  $i$ , Вт/м<sup>2</sup>;  $\Phi_{i-j}^{\lambda}$  – разрешающий УК-излучения между площадками  $i$  и  $j$ ;  $f_{i-j}^{\lambda}$  – полуразрешающий УК поглощённого излучения между площадками  $i$  и  $j$ ;  $\Phi_{i-s}$  – диффузный УК между площадкой  $i$  и источником  $s$ ;  $\Phi_{i-j}$  – диффузный УК между площадками  $i$  и  $j$ ;  $\Phi_{i(k,m,\dots,n)j}$  – «зеркальный» УК между площадкой  $i$  и площадкой  $j$ , позволяющий учесть зеркальное отражение или прямое пропускание площадками  $k, m, \dots, n$ .

Величина лучистой энергии, переносимой от одной поверхности элемента конструкции КА к другой, при допущении о диффузном характере излучения и отражения выражается через угловой коэффициент  $\Phi$ . При допущении о зеркально-диффузном отражении лучистый теплообмен рассчитывается с использованием разрешающих УК<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> Копятевич Р. М., Залетаев С. В., Альтов В. В. Компьютерное моделирование тепловых режимов космических аппаратов // Видеосеминар по аэрмеханике ЦАГИ – ИТПМ СО РАН – СПбГУ – НИИМ МГУ. – Апрель, 2016.

Угловой коэффициент представляет собой долю  $Q_{12}$  излучаемой поверхностью 1 энергии  $Q_1$ , которая попадает на поверхность 2, то есть выражение для определения УК имеет вид:

$$\varphi_{12} = Q_{12}/Q_1. \quad (8)$$

Угловые коэффициенты между площадками геометрической модели КА вычисляются методом Монте-Карло или путём суммирования по треугольникам с учётом взаимного экранирования площадок.

### Расчёт тепловых режимов космического аппарата

Согласно ГОСТ Р 56468-2015 тепловой режим КА представляет собой последовательность во времени совокупности физических состояний, определяемых значениями температуры, подвижности (скорости движения среды) и их градиентов, величинами и направлением конвективных, кондуктивных и лучистых тепловых потоков [2].

Расчёты температур элементов конструкций и борно-агрегатного оборудования (ПАО) КА выполняются методами сосредоточенных или распределённых параметров. При использовании метода сосредоточенных параметров применительно к каждому узлу расчётной модели КА составляется уравнение теплового баланса. В результате получается система обыкновенных дифференциальных уравнений вида

$$m_i c_i \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_{ki} Q_{ki} \quad (9)$$

с начальными условиями  $T_i(0) = T_i^0$ ,  $1 \leq i \leq L$ ,

где  $m_i$ ,  $c_i$  – масса и теплоёмкость узла  $i$  соответственно;  $T_i$  – температура узла  $i$ , К;  $\tau$  – время, с;  $Q_{ki}$  – кондуктивные, нелинейные, результирующие, внутренние тепловые потоки к узлу  $i$ , Вт.

Для расчёта температурных полей сложных конструкций используется метод конечных элементов [3], который позволяет учесть реальную конфигурацию рассматриваемых областей, различие их теплофизических свойств, а также переменность тепловой проводимости в разных направлениях (анизотропность). Перенос тепла по конструкции описывается уравнением Фурье:

$$\operatorname{div} \frac{\partial T(M, \tau)}{\partial \tau} = \operatorname{div} \lambda(M) \operatorname{grad} T(M, \tau) + q(M, \tau), \quad (10)$$

$$M \in G(x, y, z); \quad 0 \leq \tau < \infty,$$

где  $G$  – дву- или трёхмерная область;  $c$ ,  $\rho$ ,  $\lambda$  – теплоёмкость, плотность и теплопроводность материала соответственно;  $q(M, \tau)$  – распределение объёмной плотности внутренних источников тепла.

Уравнение теплопроводности дополняется условиями однозначности: геометрическими характеристиками области, значениями теплофизических параметров, начальными и граничными условиями.

Математические модели для расчёта температурных полей по элементам системы обеспечения тепловых режимов (СОТР) строятся с использованием конечных элементов, представляющих собой приближённые аналитические решения систем уравнений в частных производных применительно к набору типовых агрегатов СОТР, таких как трубопровод, радиационные теплообменники (РТО) различного конструктивного исполнения, теплообменник, холодильно-сушильный агрегат, тепловой аккумулятор, термоплата, тепловая труба, регуляторы расхода<sup>2</sup>. В рамках модели учитываются зависимость коэффициентов теплоотдачи от расхода тепла, геометрических параметров трубопроводов, теплофизических характеристик теплоносителей, а также коэффициенты эффективности излучающих поверхностей РТО.

### Структура связанности отдельных моделей

Формирование комплексной компьютерной модели функционирования КА на всех участках траектории полёта осуществляется с помощью матрицы связанности (инцидентности), которая определяет состав информации, порядок и последовательность обмена ею между указанными отдельными частными компьютерными моделями.

При решении задач мультифизики модели процессов с учётом их взаимного воздействия часто рассматриваются как влияющие друг на друга различные по физической природе процессы и, как следствие, представляют собой расчётные схемы взаимодействия. Обобщая предложенный подход, можно утверждать, что связанная система состоит из двух или более отдельных подсистем, управление каждой из которых осуществляется с помощью характерного набора дифференциальных уравнений, но обе подсистемы могут иметь общие переменные и не могут быть решены отдельно. Исходя из сказанного, выделяются такие виды связанности: последовательное сопряжение,

<sup>2</sup> Копятеквич Р. М., Залетаев С. В., Альтов В. В. Компьютерное моделирование тепловых режимов космических аппаратов // Видеосеминар по аэромеханике ЦАГИ – ИТПМ СО РАН – СПбГУ – НИИМ МГУ. – Апрель, 2016.

двустороннее сопряжение обратных связей, параметрическое связывание, связи граничных элементов расчётных сеток и т. д.

С использованием разрабатываемого программного комплекса можно реализовать два метода.

При построении комплексной компьютерной модели, структура которой представлена на рис. 3, используются различные типы связей частных компьютерных моделей. Это параллельные и последовательные связи с помощью логических элементов, ветвящиеся и циклические связи и т. д.

На рис. 3 приведены следующие обозначения: 1 – бортовой комплекс управления (БКУ), с помощью которого осуществляется управление функционированием всех агрегатов изделия. Содержит алгоритмы коррекции орбиты, ориентации КА, угловой стабилизации, переориентации, программного поворота панелей СБ и т. д.; 2 – блок баллистического расчёта параметров траектории полёта, определения направлений на Солнце и на Землю и т. д.; 3 – блок динамического расчёта. Формирование и исследование высокдетальных уравнений возмущённого движения КА с учётом особенностей конструкции, служебных систем, целевой аппаратуры, внешних и внутренних возмущений; 4 – модуль расчёта температурных полей в окрестности КА и на его поверхности в зависимости от относительного направления на Солнце и Землю; 5 – модуль расчёта сопротивления разреженных газов на низких траекториях движения; 6 – блок расчёта функционирования СОТР; 7 – блок расчёта термоупругих деформаций элементов конструкции; 8 – модуль расчёта параметров упругих колебаний элементов конструкции; 9 – модуль расчёта динамики программных поворотов панелей СБ, остронаправленных антенн и других подвижных элементов конструкции; 10 – блок расчёта геометрических характеристик элементов конструкции в центральной (связанной) системе координат (ССК) изделия; 11 – блок расчёта инерционно-массовых характеристик изделия в ССК; 12 – модуль расчёта коэффициентов упругих связей и характеристик упругих колебаний элементов конструкции в ССК изделия; 13 – модуль расчёта внешних и внутренних возмущений, действующих на изделие при его функционировании в ССК; 14 – блок формирования и расчёта матриц уравнений возмущённого движения изделия в ССК; 15 – блок расчёта и исследования динамики возмущённого движения изделия; 16 – модуль расчёта инерционно-массовых характеристик жидкого топлива в условиях невесомости и его силового взаимодействия со стенками баков;

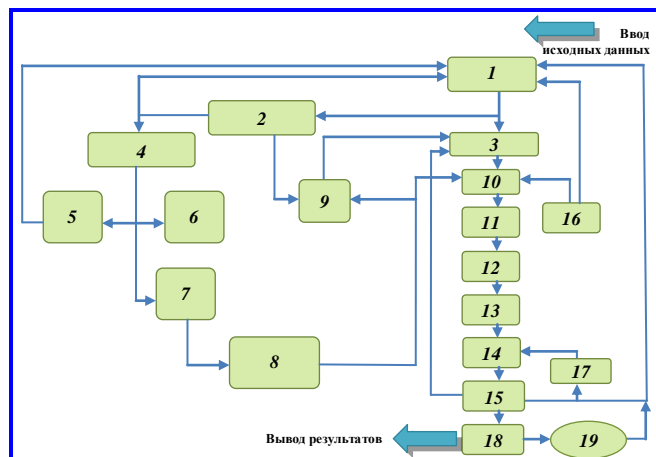


Рис. 3. Структура связанности расчётных модулей цифрового двойника перспективного космического аппарата

17 – модуль расчёта нелинейных зависимостей от амплитуды колебаний частот и декрементов элементов конструкции изделия; 18 – блок расчёта влияния вибрационного фона изделия на качество целевой информации, оценивания линейного разрешения на местности при различных условиях наблюдения и режимах съёмки; 19 – блок проведения многокритериальной и многопараметрической оптимизации параметров комплексной модели в целях выбора их рациональных значений.

При исследовании сеточными методами сопряжённых физических процессов используются связи между граничными узлами различных расчётных сеток. Например, устанавливаются связи между граничными узлами сеток, применяемых при расчётах температурных полей в окрестности КА, и узлами конечно-элементной модели термоупругих деформаций на поверхности его конструкции.

Комплексная математическая модель функционирования высокотехнологических изделий, описывающая многообразие сопряжённых мультидисциплинарных процессов, характеризуется большой размерностью и сложной структурой связей. Формирование комплексных моделей – логическая процедура, в результате которой набор требований технического задания на разработку КА превращается в полное описание системы, способной достичь цели оптимальным образом. Это позволяет рассмотреть все аспекты работы отдельных элементов изделия и интегрировать их в единое целое.

#### Архитектура программной платформы

Одно из требований к вычислительной платформе математического моделирования состоит в том, чтобы максимально автоматизировать процесс формирования комплексных компьютерных моделей



при различных сценариях расчёта, собрать в едином информационном пространстве на одной супер-электронно-вычислительной машине (супер-ЭВМ) необходимые программные модули, согласовать их интерфейсы и разработать процедуры обмена информацией и её преобразования (коннекторы). В общем случае, вычислительная платформа коллективной разработки программного обеспечения (ПО) для супер-ЭВМ должна включать в себя:

1. Подсистему формирования связанных мультидисциплинарных задач, которая реализует следующие функции:

- формирование задачи из программных модулей, занесённых в базу данных (БД);
- подключение исходных данных к каждому программному модулю;
- подключение программ связи и обмена информацией между отдельными программными модулями (коннекторами).

2. Подсистему управления расчётом и информационным обменом при выполнении вычислений на супер-ЭВМ (единая система управления – ЕСУ), которая осуществляет:

- запуск модулей-решателей на расчёт в определённой пользователем последовательности;
- отслеживание хода выполнения расчёта и состояния модулей-решателей на узлах кластера;
- обмен данными в процессе расчёта.

3. Подсистему пре-постпроцессинга и визуализации, предназначенную для интерактивной настройки и анализа мультидисциплинарных расчётов и реализующую следующие функции:

- интерактивное взаимодействие с пользователем через графический интерфейс пользователя;
- формирование схемы расчёта в интерактивном режиме, определение способов обмена данными и создание управляющего сценария;
- выработку принципов расчёта, в том числе определение граничных условий;
- запуск на расчёт по сформированной схеме и остановку расчёта;
- контроль состояния расчёта в процессе его выполнения;
- визуализацию промежуточных и конечных результатов расчёта.

4. Подсистему взаимодействия с модулями-решателями, содержащую набор программных модулей связи, обмена и управления расчётами и осуществляющую:

- обеспечение единого протокола обмена данными;
- обмен данными и управление конкретными модулями-решателями специфическим для каждого из них образом;

– реализацию связывания модулей-решателей.

На рис. 4 приведён вариант архитектуры вычислительной платформы математического моделирования функционирования КА.

В отличие от многих известных программных средств разрабатываемая система интегрирует в едином программном комплексе модули решения сопряжённых мультидисциплинарных задач, даёт возможность создать так называемый цифровой двойник КА, проводить сквозные расчёты теплофизических процессов, протекающих в КА в ходе орбитального полёта.

В качестве примера логического связывания решателей на рис. 5 представлена схема взаимодействия программных модулей решения тепловых задач. Как правило, расчёт теплового режима КА и элементов его конструкции начинается с определения внешней тепловой нагрузки. Для этого, как уже отмечалось, разрабатывается геометрическая модель аппарата. По заданным параметрам орбиты и ориентации аппарата определяется его положение на орбите относительно Солнца и планеты. Затем вычисляются внешние тепловые потоки (лучистые, молекулярные и рекомбинационные), падающие на каждую площадку геометрической модели.

Входными данными для расчёта внешней тепловой нагрузки на КА и угловых коэффициентов служат его геометрическая модель и значения погрешностей, для расчёта тепловых потоков требуются также параметры орбиты и ориентации относительно Солнца и Земли.

Входными данными для расчёта лучистого теплообмена и температурных полей конструкций служат тепловая модель КА, величина внешних падающих тепловых потоков, угловые коэффициенты, циклограммы тепловыделений в элементах модели, значения погрешностей.

Выходными данными являются значения внешних падающих лучистых, молекулярных и рекомбинационных тепловых потоков, угловых коэффициентов, поглощённых поверхностями геометрической модели тепловых потоков, среднемассовых температур элементов модели, температур поверхностей геометрической модели, нестационарные температурные поля по конструкции.

Входные данные для теплового расчёта должны подготавливаться с помощью специализированных программных средств и сохраняться в текстовом формате, выходные – должны выдаваться в двоичные и текстовые файлы.

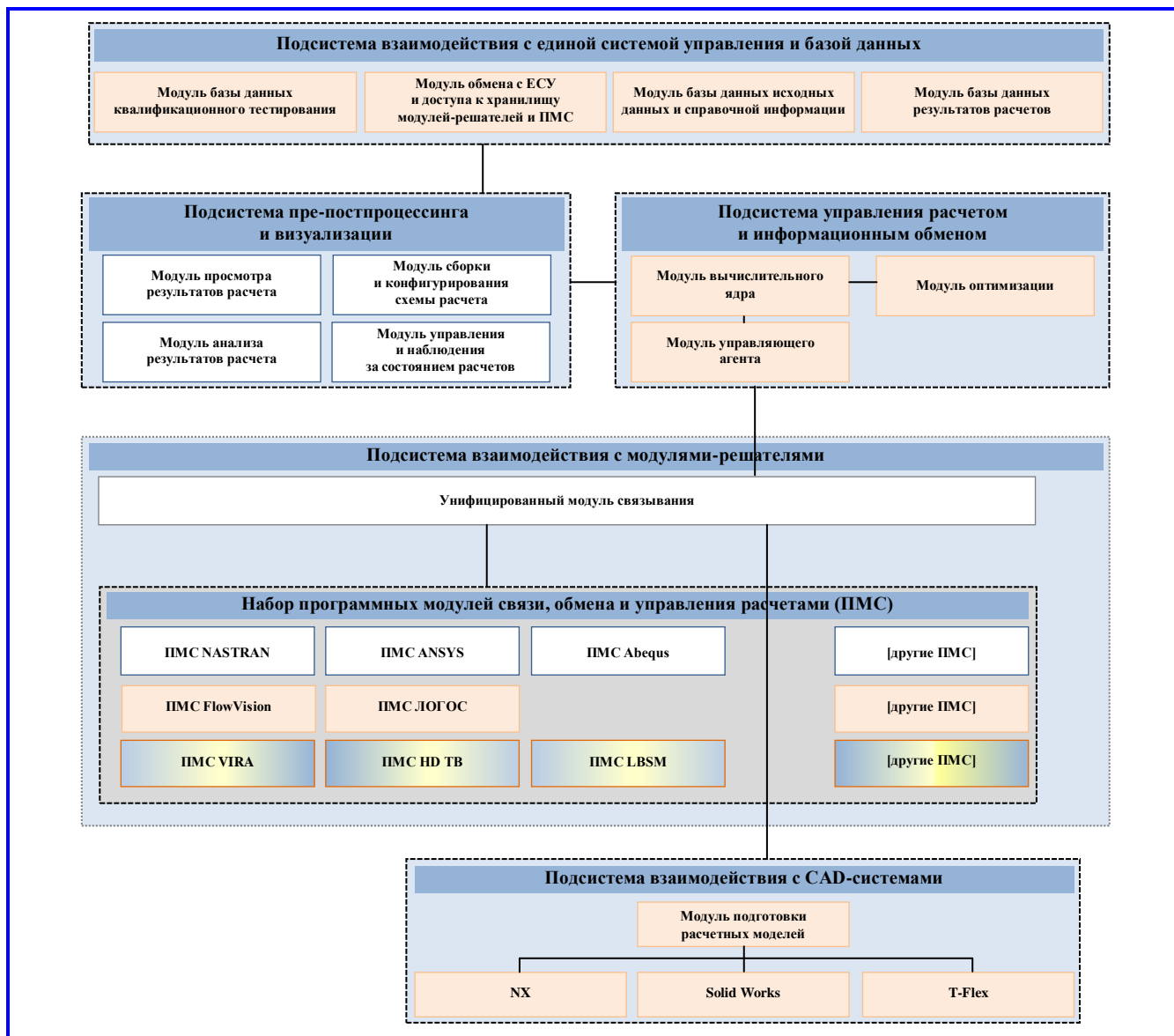


Рис. 4. Вариант архитектуры вычислительной платформы

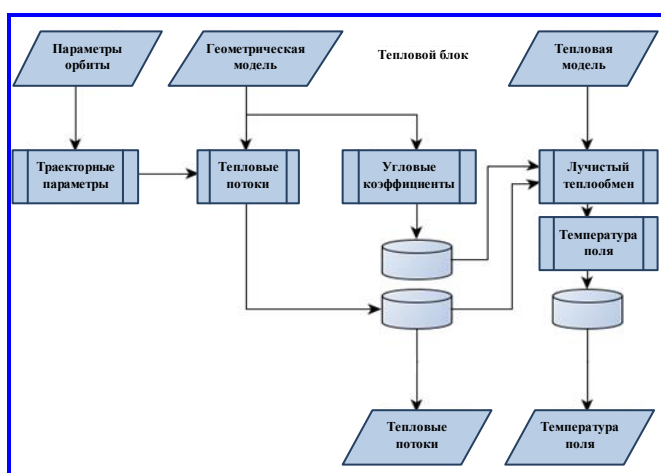


Рис. 5. Схема взаимодействия программных модулей теплового блока

### Позиционирование моделирования в составе проектов системной разработки низкоорбитальных космических аппаратов

В проектах, касающихся технических систем, стали применяться опорные фреймворки модельно-ориентированного системного инжиниринга (Model-based system engineering (MBSE)). Описания, модели, характеристики физико-технических систем, их анализ и синтез, дорожные карты системного проектирования удобно представляются и используются на основе локализации унифицированных представлений MBSE 2.0 [4]. Применительно к возможным проектам системного инжиниринга низколетающих КА в таблице взаимно позиционированы типовые компоненты MBSE и решения,

представленные в данной работе. Подобное позиционирование позволяет:

- осуществлять навигацию, применение типовых схем и решений, унификацию, а также обеспечивать системный учёт известных практик;
- сократить усилия на формирование и реализацию дорожных карт проведения работ и подбор соответствующих инструментов;

- сопоставлять и накапливать полезные результаты в форме репозитория систематизированных модельных решений и знаний, поддерживать, опираясь на решения репозитория, выборы для синтеза систем;
- в условиях цифровой трансформации формировать и по шагам развивать гармонизированные платформы прикладных унифицированных моделей и инструментов прикладного инжиниринга.

Таблица

**Задачи математического и компьютерного моделирования функционирования низкоорбитальных космических аппаратов в составе опорного фреймворка системной разработки**

Опорные компоненты MBSE	Представленные решения
Задание предметной области и целевой системы	Предметная область – системная разработка низкоорбитальных КА. Целевая система – платформа инструментов в форме математических моделей и средств компьютерного моделирования мультифизических процессов функционирования/поведения (кратко – <b>поведение</b> ) низкоорбитальных КА для применения в прикладных проектах системного инжиниринга
Сбор и анализ исходных данных	–
Онтологический инжиниринг предметной области	Задание ключевых терминов и понятий по тематике математического и компьютерного моделирования, а также инжиниринга низкоорбитальных КА
Архитектурное моделирование. Идентификация и задание требований к платформе инструментов. Детализация, анализ и синтез архитектурных моделей целевой системы и её компонент [4, 5]	Исходя из результатов анализа и построения мультифизических моделей задание облика архитектуры платформы инструментов поддержки моделирования предметной области применительно к низколетящим КА
Выделение и идентификация: – приоритетных для рассмотрения мультифизик и функциональных областей; – архитектуры используемых в математических моделях ситуационных данных; – применяемых в мультифизическом моделировании функциональных математических моделей	В качестве математических моделей основных физических процессов при движении низкоорбитального КА предложены: – динамическая модель; – гидродинамическая модель; – упругая модель; – молекулярное обтекание; – баллистическая модель; – тепловая модель с учётом моделей служебных систем и целевой аппаратуры; – модели внешней тепловой нагрузки и лучистого теплообмена в рамках метода лучистого сальдо и метода определения поглощенных потоков
Комплексирование и интеграция математических моделей функциональных областей. Комплексная мультифизическая математическая модель, позволяющая учесть существенные виды взаимосвязей функциональных моделей, описывающая многообразие сопряжённых мультидисциплинарных процессов, имеющая большую размерность и сложную структуру связей. Формирование комплексных моделей – логическая процедура, в результате которой набор требований технического задания превращается в полное описание системы, способной достичь цели оптимальным образом, и которая позволяет рассмотреть все аспекты работы отдельных элементов изделия и интегрировать их в единое целое.	Каждая модель функциональной области представляется характерным набором дифференциальных уравнений. Две или более подсистем могут иметь общие переменные и не могут быть решены отдельно. Для учёта выделены следующие виды информационных взаимосвязей моделей функциональных областей: – последовательное сопряжение; – двустороннее сопряжение обратных связей; – параметрическое связывание; – связи граничных элементов расчётных сеток; – ветвящиеся и компьютерные связи и т. д. В рамках сеточных методов применительно к сопряженным физическим процессам учитываются связи между граничными узлами различных расчётных сеток

Продолжение таблицы на стр. 24

Продолжение таблицы

Опорные компоненты MBSE	Представленные решения
<p>Алгоритмизация и компьютеризация функциональных математических моделей, в том числе формирование и задание в компьютерной среде:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– архитектуры используемых ситуационных данных/параметров функциональных и комплексной моделей;</li> <li>– математических взаимосвязей параметров функциональных моделей;</li> <li>– алгоритмов прикладных расчётов на основе данных функциональных моделей;</li> <li>– алгоритмов, касающихся реализации информационных взаимосвязей функциональных моделей в форме матрицы взаимосвязей (инцидентности), определяющей состав информации, и порядок (последовательность) обмена ею между отдельными функциональными моделями;</li> <li>– информационных интерфейсов функциональных моделей</li> </ul>	<p>Определены расчётные модели и алгоритмы расчёта частных функциональных математических моделей физических процессов низколетающего КА.</p> <p>Определены расчётные модели и алгоритмы расчёта всего комплекса связанных функциональных математических моделей физических процессов низколетающего КА</p>
<p>Формирование и синтез компонент архитектуры программного комплекса/платформы инструментов</p>	<p>Предложен состав и архитектурное представление подсистем платформы инструментов компьютерного моделирования мультифизических процессов низкоорбитальных КА:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Подсистема формирования связанных мультидисциплинарных задач, которая реализует следующие функции: <ul style="list-style-type: none"> <li>– формирование задачи из программных модулей, занесённых в БД;</li> <li>– подключение исходных данных к каждому программному модулю;</li> <li>– подключение программ связи и обмена информацией между отдельными программными модулями (коннекторами).</li> </ul> </li> <li>2. Подсистема управления расчётом и информационным обменом при выполнении расчёта на супер-ЭВМ, реализующая: <ul style="list-style-type: none"> <li>– установку и настройку модулей-решателей на необходимом наборе вычислительных узлов;</li> <li>– запуск модулей-решателей на расчёт в определённой пользователем последовательности;</li> <li>– отслеживание хода выполнения расчёта и состояния модулей-решателей на узлах кластера;</li> <li>– обмен данными в процессе расчёта.</li> </ul> </li> <li>3. Подсистема пре-постпроцессинга и визуализации, предназначенная для интерактивной настройки и анализа мультидисциплинарных расчётов и осуществляющая: <ul style="list-style-type: none"> <li>– интерактивное взаимодействие с пользователем через графический интерфейс пользователя;</li> <li>– формирование схемы расчёта в интерактивном режиме, определение способов обмена данными и создание управляющего сценария;</li> <li>– выбор принципов расчёта, в том числе определение граничных условий;</li> <li>– создание шаблона расчёта для последующего многократного применения;</li> <li>– запуск на выполнение расчёта по сформированной схеме и остановка расчёта;</li> <li>– контроль состояния расчёта в процессе его выполнения;</li> <li>– визуализация промежуточных и конечных результатов расчёта.</li> </ul> </li> <li>4. Подсистема взаимодействия с модулями-решателями, содержащая набор программных модулей связи, обмена и управления расчётами и выполняющая следующие функции: <ul style="list-style-type: none"> <li>– обеспечение интероперабельности и совместимых протоколов обмена данными;</li> <li>– обмен данными и управление конкретными модулями-решателями специфическим для каждого из них образом;</li> <li>– связывание модулей-решателей</li> </ul> </li> </ol>

Продолжение таблицы на стр. 25



Окончание таблицы

Опорные компоненты MBSE	Представленные решения
<p>Системное проектирование прикладной целевой системы с применением сформированной компьютерной платформы инструментов, в результате чего платформы математических моделей и компьютерного моделирования мультифизических процессов получают прямое применение в проектах исследования и системного проектирования целевых систем.</p> <p>При необходимости возможно дополнение системного инжиниринга за счёт применения цифровых двойников, формируемых на основе платформы инструментов компьютерного моделирования, для чего с учётом конструкции и характеристик разрабатываемой системы следует определить задачи и способы применения цифрового двойника, сформировать функциональный состав и архитектуру цифрового двойника и цифрового полигона, настраивать по ситуации параметры созданной конфигурации</p>	—
<p>Накопление репозитория решений системного, математического и компьютерного моделирования, развитие платформы инструментов математических моделей и компьютерного моделирования мультифизических процессов</p>	—

### Заключение

Рассмотрены методы создания программной платформы с учётом возникающих проблем для решения мультидисциплинарных задач, результаты которых позволяют прогнозировать состояние КА и его ПАО в условиях как орбитального полёта вокруг Земли, так и наземной экспериментальной отработки.

Приведена структура связанности отдельных моделей, описывающих теплофизические процессы, протекающие в КА в ходе полёта.

Представлены методы математического моделирования тепловых режимов перспективного КА применительно к условиям орбитального полёта.

Предложен вариант архитектуры программного комплекса на основе логически связанных между собой подсистем, дано описание подсистем вычислительной платформы. Приведены сведения о форматах входных и выходных данных.

Рассмотрен вариант позиционирования и применения представленных моделей и решений в составе дорожной карты прикладной системной разработки низколетящего КА, в том числе разработки КА с использованием метода цифровых двойников.

Как результат выявлена возможность описания поведения КА в функциональных сферах, поддерживаемых платформой, а также применения полученных сведений при проведении испытаний ра-

кет-носителей или КА с раскрытыми трансформируемыми элементами конструкций.

### Литература

1. Залетаев В. М. Расчёт теплообмена космического аппарата / В. М. Залетаев, Ю. В. Капинос, О. В. Сургучёв. – Москва : Машиностроение, 1979. – 208 с.
2. ГОСТ Р 56468-2015. Аппараты космические автоматические. Системы обеспечения теплового режима. Общие технические требования : национальный стандарт Российской Федерации : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 15 июня 2015 г. № 706-ст : введен впервые : дата введения 2016-01-01 / разработан Открытым акционерным обществом «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева (ОАО «ИСС»). – Москва : Стандартиформ, 2019. – 9 [1] с.
3. Зенкевич О. Конечные элементы и аппроксимация / О. Зенкевич, К. Морган. – Москва : Мир, 1986. – 318 с. : ил.
4. Совмещение архитектурных и математических моделей в системном инжиниринге технических систем / А. С. Алещенко, О. П. Клишев, В. В. Кондратьев [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2021. – Вып. 5 (122). – С. 116–127.
5. Модельно-ориентированный инжиниринг физико-технических, информационных и интеллектуальных систем / С. Н. Гаричев, Р. В. Горбачев, Е. В. Давыденко [и др.] // Труды МФТИ. – 2022. – Т. 14. – № 2. – С. 149–161.

Поступила в редакцию 11.08.2023

*Геннадий Григорьевич Ефименко, кандидат технических наук, главный специалист,  
т. 8 (495) 513-57-01, e-mail: EfimenkoGG@tsniimash.ru.*

**Сергей Васильевич Залетаев**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник,  
т. 8 (495) 513-42-12, e-mail: ZaletaevSV@tsniimash.ru.

**Никита Валерьевич Скоморохов**, заместитель начальника отдела,  
т. 8 (495) 513-56-27, e-mail: SkomorokhovNV@tsniimash.ru.

**Андрей Олегович Меняйло**, инженер 2 категории, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail: MenyayloAO@tsniimash.ru.

**Олег Павлович Клишев**, доктор технических наук, профессор, начальник отдела,  
т. 8 (495) 513-49-78, e-mail: KlishevOP@tsniimash.ru.

**Андрей Леонидович Кусов**, кандидат физико-математических наук, начальник лаборатории,  
т. 8 (495) 513-55-83, e-mail: KusovAL@tsniimash.ru.  
(АО «ЦНИИМаши»).

**Артем Александрович Рассказов**, кандидат экономических наук, заместитель директора  
Департамента по цифровизации, т. 8 (495) 631-90-09 (доб. 2298), e-mail: Rasskazov.AA@roskosmos.ru.  
(Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос»).

**Николай Александрович Румынский**, начальник отдела, т. 8 (495) 513-54-57,  
e-mail: RumynskiyNA@tsniimash.ru.  
(АО «ЦНИИМаши»).

## A CREATING METHOD OF SPACECRAFT COMPLEX MATHEMATICAL MODEL BY THE EXAMPLE OF IT THERMAL REGIMES CALCULATION DURING ORBIT FLIGHT

**G. G. Efimenko, S. V. Zaletaev, N. V. Skomorokhov,  
A. O. Menyaylo, O. P. Klishev, A. L. Kusov,  
A. A. Rasskazov, N. A. Rumynsky**

*The article presents a mathematical model for determining the trajectory parameters of a spacecraft, a model for calculating radiant heat transfer and temperature fields of structures and components of the spacecraft instrumentation and aggregate equipment, taking into account the functioning of the thermal control system. The structure of the connectivity of individual models, variant of the architecture of the program complex and the formats of data exchange are given. A variant of positioning and application of the considered models and solutions as part of the framework for the system development of a low-flying spacecraft is shown.*

**Keywords:** thermal regimes, trajectory parameters, radiant heat transfer, related problems, multidisciplinary calculations, digital twin, supercomputer modeling, mathematical model, complex computer model, spacecraft, Model-based system engineering.

### References

1. Zaletaev V. M. Calculation of spacecraft thermal control / V. M. Zaletaev, Yu. V. Kapinos, O. V. Surguchev – Moscow : Machine Industry, 1979. – 208 p.
2. GOST R 56468-2015. Automatic spacecrafts. Thermal control subsystems. General technical requirements: National Standard of the Russian Federation: official publication: approved and brought into force by the Order of the Federal Agency on Technical Regulating and Metrology No. 706 of June 15, 2015: introduced for the first time: effective date 01 January 2016 / document prepared by the JSC Information Satellite Systems Reshetnev (JSC ISS) – Moscow : Standardinform, 2019 – 9 [1] p.
3. Zenkevich O. Finite elements and approximation / O. Zenkevich, K. Morgan – Moscow : Mir, 1986 – 318 p. : il.
4. Combination of architectural and mathematical models in system engineering / A. S. Aleshchenko, O. P. Klishev, V. V. Kondratyev [et al.] // Cosmonautics and Rocket Engineering. – 2021. – Issue 5 (122). – 116–127 p.
5. Model-based engineering of physico-technical, informational and intelligent systems / S. N. Garichev, R. V. Gorbachev, E. V. Davydenko [et al.] // Proceedings of MIPT. – 2022. – Vol. 44. – No. 2. – P. 149–161.

**Gennadiy Grigorievich Efimenko**, candidate of technical sciences, chief specialist,  
т. 8 (495) 513-57-01, e-mail: EfimenkoGG@tsniimash.ru.

**Sergey Vasilievich Zaletaev**, candidate of technical sciences, senior researcher,  
т. 8 (495) 513-42-12, e-mail: ZaletaevSV@tsniimash.ru.

**Nikita Valerievich Skomorokhov**, deputy head of department,  
т. 8 (495) 513-56-27, e-mail: SkomorokhovNV@tsniimash.ru.

**Andrey Olegovich Menyaylo**, 2nd category engineer, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail: MenyayloAO@tsniimash.ru.

**Oleg Pavlovich Klishev**, doctor of technical sciences, professor, head of department,  
т. 8 (495) 513-49-78, e-mail: KlishevOP@tsniimash.ru.

**Andrey Leonidovich Kusov**, candidate of physics and mathematics, head of laboratory,  
t. 8 (495) 513-55-83, e-mail: KusovAL@tsniimash.ru.  
(JC «TSNIIMASH»).

**Artem Aleksandrovich Rasskazov**, candidate of economic sciences, deputy director  
Department for Digitalization, t. 8 (495) 631-90-09 (add. 2298), e-mail: Rasskazov.AA@roscosmos.ru.  
(The State Space Corporation «Roscosmos»).

**Nikolay Aleksandrovich Rumynskiy**, head of department, t. 8 (495) 513-54-57,  
e-mail: RumynskiyNA@tsniimash.ru.  
(JC «TSNIIMASH»).