

УДК 621:3+536:24+519.682

**Р. В. Гаврилов, А. М. Кислов, В. Г. Романенко, В. М. Фенченко**

Спеціальне конструкторсько-технологічне бюро з кріогенної техніки  
Фізико-технічного інституту низьких температур ім. Б. І. Веркіна НАН України, Харків

## Пакет программ TRASSA для расчета тепловых режимов космических аппаратов

*Надійшла до редакції 14.04.04*

Описується пакет програм TRASSA для комп'ютерного моделювання та розрахунку теплового режиму космічного апарату. Розглянуто призначення моделюючих програм. Висвітлено методики побудови геометричної моделі КА, розрахунку траекторних характеристик, моделювання зовнішнього променевого та внутрішнього складного теплообміну. Теплова схема КА зображується орієнтованим графом, а математична модель теплообміну надається стосовно до цього графу як гібридна, що включає моделі зосереджених і розподілених параметрів. Наведено розрахунок теплового режиму супутника, зорієнтованого на Сонце.

### ВВЕДЕНИЕ

При тепловом проектировании космического аппарата (КА) одной из основных задач является обеспечение допустимого теплового режима в условиях длительного орбитального полета [4, 8, 11]. Тепловой режим определяется нестационарным полем температур в элементах, приборах и отсеках КА, значения которых необходимо поддерживать в заданных рабочих диапазонах. Температурное поле в системе элементов аппарата формируется в процессе сложного теплообмена между ними (излучение, теплопроводность, конвекция) при воздействии нестационарных внешних и внутренних источников тепловой нагрузки.

Внешняя тепловая нагрузка обусловлена падающими на КА потоками прямого излучения Солнца, собственного и отраженного солнечного излучения от Земли. Внешний теплообмен излучением существенно зависит от траекторных параметров КА и его ориентации относительно Земли и Солнца. Внутренними источниками тепловой нагрузки являются собственное излучение элементов КА и тепловыделение бортового оборудования, величина которого изменяется в соответствии с программой полета.

Для анализа теплового режима используется численное моделирование внешних и внутренних теп-

ловых нагрузок и процесса сложного теплообмена в системе элементов КА с учетом всей совокупности тепловых взаимодействий между ними. Известны пакеты программ NEVADA [23] и ESARAD [24] для решения задач внешнего и внутреннего лучистого теплообмена КА. Пакеты программ ESATAN и SIMTAS [20] разработаны для расчета тепловых режимов КА с использованием результатов, полученных ESARAD. Комплекс программ SINDA [21] позволяет проводить численное моделирование теплового режима КА на различных этапах теплового проектирования.

Пакет программ TRASSA ориентирован на работу в среде «Windows-98, 2000, XP, NT» и является модификацией пакетов [10, 12, 22, 25], разработанных ранее для операционной системы DOS. Пакет предназначен для компьютерного моделирования и расчета тепловых режимов ориентированных КА герметичного и открытого исполнения в условиях орбитального полета и термовакуумных испытаний. При моделировании теплового режима КА в орбитальном полете программы пакета решают следующие задачи: построение геометрических моделей КА из набора базовых конструктивов (содержатся в базе данных); расчет траекторных характеристик и ориентации КА в полете с учетом вековых возмущений параметров орбиты; моделирование внешнего и внутреннего лучистого тепло-

обмена; расчет нестационарных температурных полей КА с активными и пассивными средствами терморегулирования. Для моделирования условий тепловых испытаний строится совместная модель КА и криогенно-вакуумной камеры с имитаторами Земли и Солнца. Программы расчета траекторных характеристик и моделирования внешнего лучистого теплообмена при этом отключаются. В этом варианте применения пакета программ имеется ограничение на конструкцию имитаторов Земли и Солнца, установленных в камере: они не должны иметь зеркальных и линзовых элементов. В качестве таких имитаторов могут использоваться, например, ИК-излучатели (нагреватели) без рефлекторов или пленочные нагреватели [12, 14, 15].

#### СТРУКТУРА ПАКЕТА И ФУНКЦИИ ОСНОВНЫХ ПРОГРАММ

Пакет программ TRASSA, который состоит из программных систем OASIS и ANTRES, разработан в англоязычной версии. Названия команд, диалогов, элементов управления, диагностические сообщения и подсказки, графические и табличные результаты приводятся на английском языке. В англоязычной и русскоязычной версиях справочной системы записаны «Инструкции пользователя» пакетом. Программы пакета тестираны на различных задачах, для которых решения получены аналитически или другими численными методами [9]. В зависимости от постановки задачи программные системы могут работать автономно или в составе пакета.

**Программная система OASIS.** Программная система предназначена для построения геометрических моделей КА и решения задач внешнего и внутреннего лучистого теплообмена КА в орбитальном полете.

В более подробном изложении OASIS выполняет такие основные функции.

1. Построение геометрической модели КА из набора базовых конструктивов, заложенных в базу данных OASIS. Декомпозиция построенной модели КА на элементарные расчетные грани выполняется автоматически.

2. Изображение трехмерной модели КА и ее фрагментов в любом ракурсе, в частности в направлении зенита, надира и со стороны Солнца. Изображение строится как аксонометрическая проекция контуров каждой грани конструктива. Предусмотрена возможность изображения сечений модели и невидимых линий, маркировка рабочих сторон граней, масштабирование выделенной окрестности на рисунке. Тем самым обеспечивается визуальный

контроль правильности построения геометрической модели и наглядное представление об освещенности элементов КА.

3. Моделирование орбитального движения КА и вычисление данных, необходимых для расчета потоков излучения от Земли и Солнца. Вычисляются: текущие параметры орбиты с учетом вековых возмущений от второй зональной гармоники геопотенциала; положение КА и его ориентация на орбите; координаты Земли и орт направления на Солнце в приборной системе координат (СК).

4. Трехмерное изображение в любом ракурсе взаимного положения объектов (Земля, КА, орбита, Солнце и др.) в геоэкваториальной системе координат с целью визуального контроля и анализа ориентации КА на орбите.

5. Решение внешней и внутренней задач лучистого теплообмена: расчет разрешающих угловых коэффициентов излучения между поверхностями конечных размеров (гранями) модели КА, площадей граней, внешних тепловых потоков на грани в заданных положениях КА на расчетных витках. Для решения этих задач используется метод Монте-Карло. Результаты расчета могут использоваться автономно или в качестве входного файла для программы ANTRES при пакетном режиме счета.

Все исходные данные для OASIS вводятся в диалоговом режиме в соответствующие окна. При этом выполняется контроль значений вводимых параметров на полноту, допустимость и совместимость; при обнаружении ошибки выдается соответствующее диагностическое сообщение.

**Программная система ANTRES.** Программная система предназначена для расчета температурных полей в элементах КА. При работе в пакетном режиме она использует результаты решения задач лучистого теплообмена, полученные OASIS.

Конструкция КА условно разбивается на множество расчетных элементов, которые в их тепловой связи друг с другом описываются ориентированным графом. Рассматриваются расчетные элементы двух типов: элементы с однородной температурой (им сопоставляются вершины графа); элементы, в которых температура изменяется по одной пространственной координате (дуги графа). Изотермические элементы включают расчетные грани, посредством которых реализуется лучистый теплообмен. Кроме внешнего излучения от Земли и Солнца, учитываются внутренние нестационарные источники тепла и активные средства терморегулирования: жалюзи, вентилятор, нагреватели.

Нестационарные температуры вершин и дуг описываются дифференциальными уравнениями сложного теплообмена, которые решаются численно ко-

нечно-разностным методом по абсолютно устойчивой схеме. Математическая модель теплового режима КА с активными средствами терморегулирования включает операторы переключения, выполняющие автоматический переход с одного набора данных («включено») на другой («выключено») в зависимости от температуры контрольных расчетных точек (вершин).

Исходные данные для программы ANTRES составляются с помощью встроенного редактора. Для уменьшения трудоемкости подготовки данных предусмотрена возможность использования арифметических выражений, обработка которых выполняется программой в процессе ввода. Слишком длинные выражения, нарушающие формат строки файла, можно предварительно вычислять с помощью встроенного в редактор калькулятора (выделенное выражение при этом замещается его значением).

#### ПОСТРОЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Геометрическая модель КА строится как тело, ограниченное системой конечных элементов базовых типов поверхностей: плоскости, сферы, круговых цилиндра, конуса и параболоида. Конечные элементы, из которых составляется поверхность КА, являются расчетными гранями. Для каждой грани задаются оптические характеристики: коэффициент излучения/поглощения  $\epsilon$  (степень черноты) в тепловом ИК-диапазоне и коэффициент поглощения солнечной радиации  $a_s$ . Закон испускания и отражения лучистых потоков гранями принимается диффузным (ламбертовским), распределение плотности испускаемых потоков — равномерным. Коэффициенты диффузного отражения граней равны  $1 - \epsilon$  и  $1 - a_s$ . Границы представляют граничные поверхности объемных изотермических элементов КА, для которых определяется температурный режим.

Рабочей системой координат при построении геометрической модели КА является декартовая приборная СК  $OXYZ$ , жестко связанная, например, с приборным отсеком аппарата. Приборная СК выбирается из соображений простоты и удобства построения модели КА из набора базовых конструктивов. Базовый конструктив, как геометрическая фигура, состоит в общем случае из нескольких элеменарных граней различного типа и характеризуется: системой координат конструктива (СКК)  $X_kY_kZ_k$ ; геометрическими параметрами в СКК; признаком наружной (+) и/или внутренней (-) рабочей стороны; порядком нумерации граней; оптическими ха-

рактеристиками граней. Для плоских граней предусмотрены круговые и многоугольные вырезы, для неплоских граней — круговые.

На рис. 1 показаны некоторые типы конструктивов, содержащиеся в базе данных OASIS и скопированные непосредственно из нее.

При построении модели КА с использованием подходящих базовых конструктивов для них в приборной СК задаются координаты  $X_0, Y_0, Z_0$  точки установки начала СКК и направление осей  $OX_k, OY_k$  (долготный и полярный углы сферической системы координат). Программная система OASIS выполняет декомпозицию построенной модели КА на расчетные грани и формирует необходимую информацию о параметрах и характеристиках граней. Эти данные в виде упорядоченных внутренних структур используются при решении задачи лучистого теплопереноса в системе расчетных граней модели КА. Для удобства построения алгоритма расчета внешних лучистых потоков геометрическая модель КА по умолчанию дополняется сферой, охватывающей систему и имитирующей ее границу. Радиус и центр граничной сферы вычисляются OASIS автоматически.

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНЕШНЕГО И ВНУТРЕННЕГО ЛУЧИСТОГО ТЕПЛООБМЕНА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Внешний лучистый теплообмен КА определяется собственным излучением его элементов в космическое пространство и поглощенными потоками прямого излучения Солнца, собственного и отраженного солнечного излучения Земли. Внутренний лучистый теплообмен определяется переносом потоков собственного излучения между поверхностями (гранями) элементов КА.

Принимается модель Земли в виде диффузно излучающей и отражающей сферы радиуса  $R_E$  (экваториальный радиус Земли) с плотностью потока собственного излучения  $q_E$  и альбедо  $\alpha_E$ . Значения  $\alpha_E$ ,  $q_E$  и солнечная постоянная  $q_S$  предполагаются постоянными для рассматриваемого расчетного витка и задаются в исходных данных. Тем самым для витков, соответствующих различным датам, можно учсть изменение этих величин в течение года.

Условия внешнего теплообмена зависят от траекторных параметров и программы полета КА, которые определяют его положение и ориентацию относительно Земли и Солнца в различные моменты времени. В качестве характеристик положения и ориентации КА в некоторой  $p$ -й точке траектории

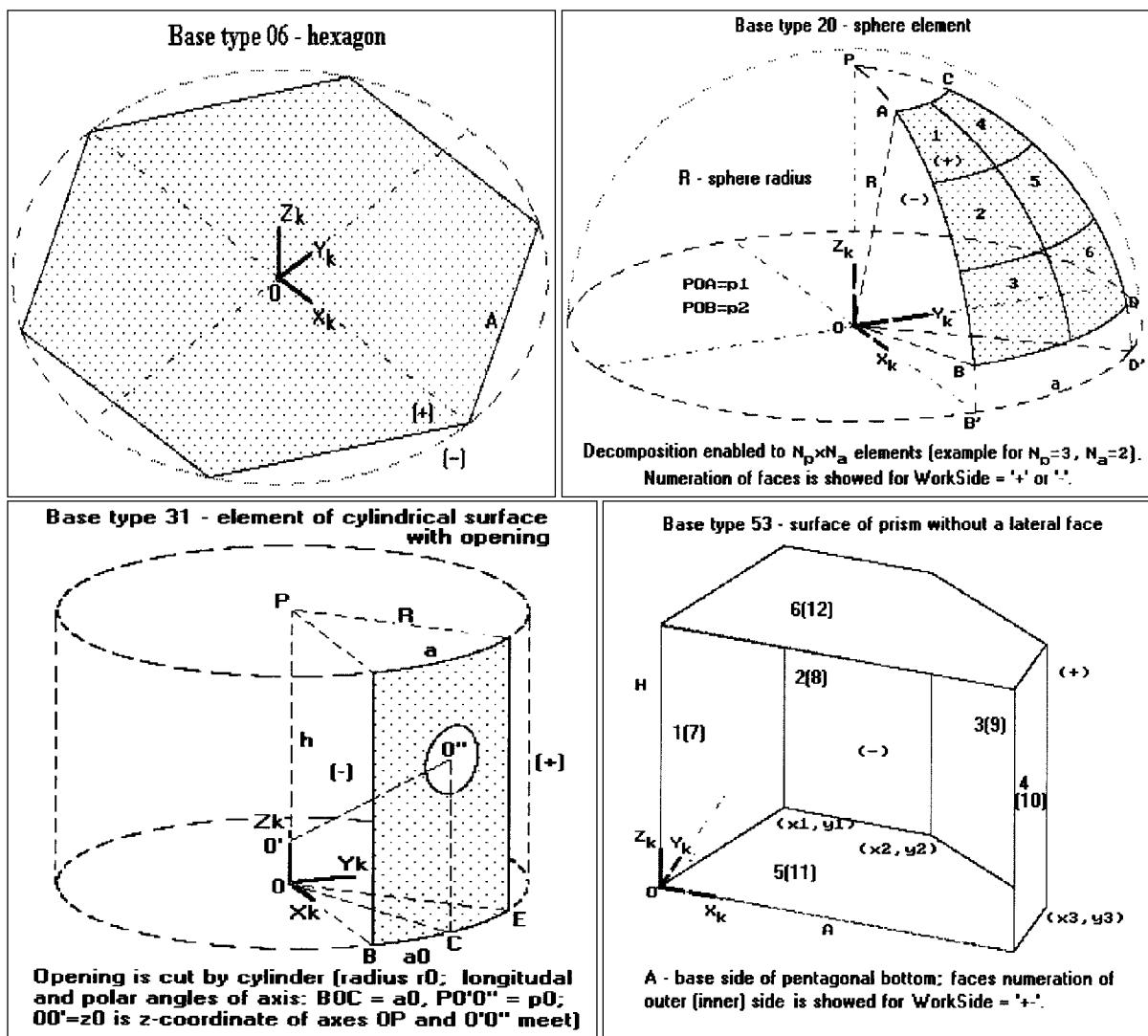


Рис. 1. Примеры базовых типов конструктивов, скопированные из базы OASIS: шестиугольник, сферический элемент, цилиндрический элемент с вырезом, призма

его полета рассматриваются радиус-вектор  $r_E^{(p)}$  центра Земли и орт  $r_S^{(p)}$  направления на Солнце в приборной СК.

Расчет теплового режима КА проводится не для всех текущих витков, а только для  $N_R$  расчетных витков, смешенных от календарной даты начала миссии на некоторый интервал времени  $D$ , задаваемый в средних солнечных сутках. Число расчетных витков  $N_R$  определяет период внешнего облучения КА, в течение которого КА возвращается в исходное состояние с исходной ориентацией. Поэтому расчет внешнего лучистого теплообмена КА ограничивается  $N_R$  витками. Расчетные витки могут соответствовать экстремальным или каким-ни-

будь другим характерным условиям работы КА на орбите. При таком подходе температурное состояние КА на начало расчетных витков не известно. В связи с этим тепловой режим КА определяется как установившийся на некотором числе периодов из  $N_R$  расчетных витков с «замороженными» параметрами орбиты и положением Солнца.

**Моделирование траекторных параметров и ориентации КА.** При моделировании внешнего лучистого теплообмена КА рассматриваются  $N_L = N_p \cdot N_R$  его положений на расчетных витках, где  $N_p$  — число разбиений периода обращения  $P$  на равные части. Числа  $N_p$ ,  $N_R$  задаются пользователем в исходных данных. Число  $N_R$  для вращающе-

гося КА вычисляется приближенно [9] с использованием цепных дробей через период обращения  $P$  и угловую скорость  $w_n$  вращения КА вокруг одной из своих осей.

Расчетные витки определяются смещением  $D$  от начала миссии в средних солнечных сутках, включая доли суток. Время, выраженное в витках или периодах обращения КА и соответствующее смещению  $D$ , вычисляется по формуле

$$\tau_p = [86400D(1 + \mu)/P],$$

где  $\mu = 0.0027379093$  — редукция среднего солнечного времени к звездному. Таким образом,  $\tau_p$  — это безразмерное время в целых периодах обращения от начала миссии на начало расчетных витков. Долгота восходящего узла  $\Omega(\tau_p)$ , аргумент перигея  $\omega(\tau_p)$  и значение средней аномалии  $M(\tau_p)$  на начало расчетных витков, а также время  $t$  в расчетном положении  $p$  вычисляются по формулам

$$\Omega = \Omega_0 + \tau_p \delta_\Omega, \omega = \omega_0 + \tau_p \delta_\omega, \quad (1)$$

$$M = M_0 + \tau_p \delta_M, t = \left( \tau_p + \frac{p - 1}{N_L} \right) P, p = 1, \dots, N_L;$$

Здесь  $\Omega_0, \omega_0, M_0$  — начальные значения параметров на календарную дату  $CD_0$  начала миссии КА (год, месяц, день и доля суток);  $\delta_\Omega, \delta_\omega, \delta_M$  — вековые возмущения элементов орбиты за виток от 2-й зональной гармоники в разложении гравитационного потенциала Земли [18], которые зависят от динамического коэффициента формы Земли  $J_2$  и параметров орбиты: большой полуоси  $a$ , эксцентриситета  $e$ , наклонения  $i$ ;  $p$  — номер текущей расчетной точки.

Невозмущенное движение КА на витке в геоцентрической орбитальной неподвижной (перигейной) системе координат описывается уравнением Кеплера  $\dot{M} = E - e \sin E$ , где  $\dot{M} = M + 2\pi(p - 1)/N_L$  — текущее значение средней аномалии,  $E$  — эксцентрическая аномалия. Уравнение Кеплера решается численно итерационным методом Ньютона относительно  $E$ , а затем вычисляются истинная аномалия  $\theta$ , геоцентрическое расстояние  $R(\theta)$  и радиус-вектор КА в  $N_L$  расчетных точках периода внешнего облучения:

$$\begin{aligned} \theta &= 2 \operatorname{arctg} \left( \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2} \right), \\ R(\theta) &= \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos \theta}, \\ \mathbf{r}_\Delta &= R(\theta) \cdot (\cos \theta, \sin \theta, 0)^T, \\ 0 &\leq \theta \leq 2\pi N_R. \end{aligned} \quad (2)$$

Для определения радиуса-вектора  $\mathbf{r}_E^{(p)}$  центра Земли и орта  $\mathbf{r}_S^{(p)}$  направления на Солнце, которые зависят от угловой ориентации в пространстве приборной СК  $OXYZ$ , в OASIS используются КА-центрические системы координат: связанная (бортовая)  $OX_C Y_C Z_C$ , опорная  $OX_0 Y_0 Z_0$  и ряд базовых. Базовые СК: экваториальная  $OX_1 Y_1 Z_1$  (СК1), перигейная  $OX_2 Y_2 Z_2$  (СК2), орбитальная  $OX_3 Y_3 Z_3$  (СК3), эквипараллическая  $OX_4 Y_4 Z_4$  (СК4). Введенные типы базовых систем координат удобны для решения задач ориентации КА относительно звезд, орбиты, Земли и Солнца.

Угловая ориентация КА в пространстве определяется направлениями координатных осей связанной СК относительно координатных осей заданной базовой СК. Направление координатных осей приборной СК относительно осей связанной СК определяется углами Эйлера  $\alpha_\Pi, \beta_\Pi, \gamma_\Pi$ . Текущее положение осей связанной СК  $OX_C Y_C Z_C$  в базовой СК определяется текущими углами Эйлера  $\alpha_C, \beta_C, \gamma_C$ , начальные значения которых  $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$  являются установочными углами опорной СК  $OX_0 Y_0 Z_0$  в базовой. Опорная СК используется для того, чтобы можно было задать вращение КА с угловой скоростью  $w_n$  вокруг одной из его осей. Для невращающегося КА текущие направления координатных осей связанной СК и опорной СК совпадают. В исходных данных программы OASIS в качестве установочных углов одной СК относительно другой задаются не углы Эйлера, а долготные  $L_x, L_y$  и полярные  $P_x, P_y$  углы координатных осей  $X$  и  $Y$ . Эти установочные углы пересчитываются в программе в соответствующие углы Эйлера [10].

**Схема вычисления лучистых потоков.** Для всех граней и расчетных положений КА на интервале внешнего облучения совместно вычисляется система матриц разрешающих угловых коэффициентов в поглощенных потоках:

$$\begin{aligned} \Phi &= (\varphi_{ij})_{i,j=1}^{K_F}, \\ \Phi_E^{(p)} &= (\varphi_{E,i}^{(p)})_{i=1}^{K_F}, \\ \Phi_{SE}^{(p)} &= (\varphi_{SE,i}^{(p)})_{i=1}^{K_F}, \\ \Phi^{(p)} &= (\varphi_{ij}^{(p)})_{i,j=1}^{K_F}, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $K_F$  — число граней в системе,  $p = 1, \dots, N_L$ .

Разрешающий угловой коэффициент  $\varphi_{ij}$  определяется как вероятность того, что лучи (ИК спектр), испущенные  $i$ -й гранью, после многократных отражений с частичным поглощением в системе достигнут  $j$ -й грани и поглотятся на ней.

Коэффициенты  $\varphi_{E,i}^{(p)}, \varphi_{SE,i}^{(p)}$  определяются как веро-

ятности того, что лучи (ИК, солнечный спектр), испущенные  $i$ -й гранью в  $p$ -м расчетном положении КА на витке, после блуждания в системе выйдут из нее и попадут на поверхность Земли или неравномерно освещенную часть поверхности Земли соответственно. Признаком выхода луча из системы граней является пересечение им граничной сферы.

Коэффициент  $\varphi_{ij}^{(p)}$  определяется как вероятность события: в  $p$ -м расчетном положении КА на витке прямое солнечное излучение, упавшее на  $i$ -ю грань и отраженное ею, после блуждания в системе достигнет  $j$ -й грани и поглотится на ней.

Поглощенные  $i$ -й гранью плотность потока  $q_i$  от собственного излучения элементов системы, потоки собственного  $Q_E$  и отраженного солнечного  $Q_{SE}$  излучения от Земли (в  $p$ -м положении КА на витке) определяются выражениями

$$\begin{aligned} q_i &= \varepsilon_i \sum_{j=1}^{k_F} \varphi_{ij} \sigma T_j^4, \\ Q_{E,i}^{(p)} &= \varepsilon_i A_i \varphi_{E,i}^{(p)} q_E, \\ Q_{SE,i}^{(p)} &= a_{s,i} A_i \varphi_{SE,i}^{(p)} \alpha_E q_S, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $A_i$ ,  $T_i$  — площадь и температура поверхности грани,  $\sigma$  — постоянная Стефана — Больцмана.

Поток прямого излучения Солнца, поглощенный  $i$ -й гранью,

$$Q_{S,i}^{(p)} = \sum_{j=1}^{k_F} \varphi_{ij}^{(p)} Q_{\text{пад},j}^{(p)}, \quad (5)$$

$$Q_{\text{пад},j}^{(p)} = 0.5 q_S \int_{A_j} ((\nu_j(P) \cdot r_S^{(p)}) + |(\nu_j(P) \cdot r_S^{(p)})|) dA_j,$$

где  $Q_{\text{пад},j}^{(p)}$  — прямой солнечный поток, падающий на  $j$ -ю грань (коэффициент отражения грани учитывается при вычислении  $\varphi_{ij}^{(p)}$ );  $\nu_j(P)$  — орт нормали в точке  $P$ , принадлежащей грани  $A_j$ ;  $r_S^{(p)}$  — орт направления на Солнце.

**Расчет разрешающих угловых коэффициентов.** Разрешающие угловые коэффициенты вычисляются методом Монте-Карло по схеме со статистическими весами [17]. В этой схеме под частицей, траектория которой моделируется в системе, понимается пакет большого числа лучей с уменьшающимся весом в процессе блуждания. На каждой траектории одновременно для всех расчетных положений КА на витке рассматривается множество пакетов (мультиплет) следующих типов: 1) пакет ИК-лучей; 2) пакет S-лучей, соответствующих отраженному от Земли солнечному излучению; 3) пакет S-лучей прямого солнечного излучения, от-

раженных от грани-эмиттера. При моделировании траекторий пакетов вычисляются значения функционалов, через которые определяются разрешающие угловые коэффициенты. Реализация схемы моделирования траекторий и алгоритм вычисления функционалов на траекториях заключаются в следующем [5, 10].

На рабочей стороне очередной  $i$ -й грани-эмиттере равномерно и случайно выбирается стартовая точка  $P_0$   $n$ -й траектории мультиплета и вычисляется орт нормали  $\nu(P_0)$ . Затем вычисляются косинусы углов  $c_{S\nu}^{(p)}$ ,  $c_{SE}^{(p)}$ ,  $c_{hE}^{(p)}$  между нормалью и направлениями на Солнце, направлениями на Солнце и центр Земли, направлениями на горизонт и центр Земли соответственно.

В соответствии с типом пакетов им присваиваются начальные веса:  $W1_n^{(0)} = W2_n^{(0)} = 1$ ,  $W3_n^{(p,0)}$ . Начальный вес  $W3_n^{(p,0)} = (1 - a_{s,i})c_{S\nu}^{(p)}$ , если  $c_{S\nu}^{(p)} > 0$ ,  $c_{SE}^{(p)} < c_{hE}^{(p)}$  и точка  $P_0$  не затеняется реальной гранью системы;  $W3_n^{(p,0)} = 0$  при невыполнении какого-нибудь из этих условий. В точке  $P_0$  моделируется случайное направление вылета мультиплета по диффузному (косинусному) закону и находится точка  $P_1$  столкновения с одной из граней системы или с граничной сферой. При первом столкновении с  $j$ -й гранью пакеты мультиплета из-за частичного поглощения отражаются с весами  $W1_n^{(1)} = (1 - \varepsilon_i)W1_n^{(0)}$ ,  $W2_n^{(1)} = (1 - a_{s,i})W2_n^{(0)}$ ,  $W3_n^{(p,1)} = (1 - a_{s,i})W3_n^{(p,0)}$ , после чего продолжают блуждание в системе. Поглощенные доли пакета-1 и пакета-3 накапливаются в счетчиках  $W1_{n,j}$  и  $W3_{n,j}^{(p)}$ . По такой же схеме изменяются веса пакетов в последующих столкновениях. Для построения очередного участка  $n$ -й траектории моделируется случайное направление диффузно отраженного мультиплета в точке  $P_1$  на  $j$ -й грани, вычисляется следующая точка столкновения  $P_2$  и т. д. Траектория, не пересекающая граничной сферы, заканчивается на таком  $k$ -м шаге, после которого выполняется условие  $W_n^{(k)} = \max(W1_n^{(k)}, W2_n^{(k)}, W3_n^{(p,k)}) \leq \Delta W$ , где  $\Delta W$  — заданное пороговое значение.

При столкновении траектории с граничной сферой, что означает выход из системы, проверяется условие пересечения траектории с диском Земли. При попадании траектории в некоторую точку  $M$  поверхности Земли остаточный вес  $W1_n^{(p,M)}$  пакета-1 добавляется в счетчик  $W_{E,i}^{(p)}$ . Далее проверяется освещенность Солнцем элемента  $dA(M)$  поверхности Земли. Если  $dA(M)$  освещен Солнцем, остаточный вес  $W2_n^{(p,M)}$  пакета-2, умноженный на косинус зенитного расстояния Солнца  $\cos(z_n^{(p)}(M))$ , добавляется в счетчик  $W_{SE,i}^{(p)}$ .

Для вычисления разрешающих угловых коэффициентов моделируется большое число  $N_i$  независимых траекторий мультиплетов, испущенных  $i$ -й гранью-эмиттером ( $i = 1, 2, \dots, K_F$ ). При моделирования траекторий накапливаются суммарные веса  $W_{1_{n,j}}$ ,  $W_{3_{n,j}^{(p)}}$ , поглощенные  $j$ -й гранью при столкновениях с нею пакетов-1 и пакетов-3 ( $j = 1, 2, \dots, K_F$ ). Накапливаются также суммарные остаточные веса  $W_{E,i}^{(p)}$ ,  $W_{SE,i}^{(p)}$  пакетов-1 и пакетов-2, которые попали на Землю и на ее освещенную часть. Приближенные значения разрешающих угловых коэффициентов вычисляются как средние арифметические значения соответствующих весов по всем  $N_i$  траекториям. В процессе моделирования траекторий OASIS вычисляет текущую оценку дисперсии случайных весов для всех пакетов и вероятную ошибку значений разрешающих угловых коэффициентов.

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА

**Тепловая схема КА.** Задачей теплового расчета является определение нестационарного температурного поля в корпусе и отсеках КА, которое устанавливается под воздействием внешних и внутренних источников тепла и формируется в результате совместного действия излучения, теплопроводности, вынужденной конвекции (для вариантов герметичных КА) и всей совокупности тепловых взаимосвязей элементов КА.

При разработке тепловых схем различной иерархии для конкретного конструктивного исполнения технических систем (включая КА), формулировке математической модели, построении алгоритма расчета и его реализации в виде прикладной программы удобно использовать такие понятия теории графов, как вершина и дуга (ориентированное ребро).

Тепловая схема КА задается графиком расчетных элементов (ГРЭ), графиком тепловых связей вершин (ГСВ) и графиком поперечных тепловых связей дуг (ГПС). Для построения ГРЭ проводится декомпозиция конструкции КА на множество расчетных элементов двух типов [2, 3]: элементы с однородной температурой, которым сопоставляются вершины ГРЭ; элементы, в которых температурное поле существенно изменяется по одной из пространственных координат, и которым сопоставляются дуги ГРЭ. Точность расчета можно сделать достаточно высокой за счет увеличения количества расчетных элементов при такой декомпозиции.

Границные поверхности элементов — вершин ГРЭ могут отделять их либо от других элементов, с которыми происходит теплообмен посредством теплопроводности, либо от области с диатермиче-

ской средой, через которую осуществляется теплообмен конвекцией или излучением. Непосредственной тепловой связи между элементами — вершинами ГРЭ соответствует дуга ГСВ (связь), проводимость  $\sigma_{nk}$  которой выражается различным образом в зависимости от механизма теплопередачи:

- $\sigma_{nk} = \sigma_{kn} = \lambda S / \Delta L$  при передаче теплопроводностью между твердотельными элементами через слой материала, где  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности,  $\Delta L$  — толщина слоя,  $S$  — площадь теплопередающей поверхности;
- $\sigma_{nk} = \sigma_{kn} = \alpha S$  при конвективном теплообмене между твердотельным и газообразным элементами, где  $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи,  $S$  — площадь теплообменной поверхности;
- $\sigma_{nk} = \sigma_{kn} = \alpha_{rad} S$  при лучистом теплопереносе между двумя элементами с близко расположенными гранями;  $\alpha_{rad} = \varepsilon_{red} \sigma (\theta_n^2 + \theta_k^2) (\theta_n + \theta_k)$ ;  $\varepsilon_{red}$  — приведенная степень черноты граней,  $\sigma$  — постоянная Стефана — Больцмана,  $S$  — площадь поверхности грани.

Тепловая связь между газообразными элементами, обусловленная массопереносом, характеризует односторонний процесс теплопередачи по потоку газа. В этом случае  $\sigma_{nk} = G \cdot C_p$ ,  $\sigma_{kn} = 0$  для  $G > 0$  и  $\sigma_{kn} = G \cdot C_p$ ,  $\sigma_{nk} = 0$  для  $G < 0$ . Здесь  $G$  — массовый расход циркулирующего теплоносителя,  $C_p$  — его удельная изобарная теплоемкость.

С помощью дуг ГРЭ можно описывать также потоки газа в каналах теплообменника с осредненной по сечению канала температурой газа, а с помощью вершин ГРЭ — места сопряжения потока на скачках поперечного сечения канала или полости с интенсивным перемешиванием газа.

Боковая граница элементов, соответствующих дугам, может отделять их либо от других элементов, с которыми происходит теплообмен механизмом теплопроводности, либо от области прозрачной среды, через которую осуществляется теплообмен излучением или конвекцией с другими элементами системы. Теплообмен через боковую поверхность одномерных элементов соответствует дуге ГПС (поперечная связь), проводимость  $\Lambda_{ij} = \Lambda_{ji}$  которой определяется формулой  $\Lambda_{ij} = \alpha_{ij} \cdot P_{ij}$ , где  $P_{ij}$  — часть периметра поперечного сечения  $i$ -й дуги, участвующая в теплообмене с  $j$ -й дугой;  $\alpha$  — коэффициент теплопередачи для теплопроводного, лучистого и конвективного механизма переноса тепла. Учет лучистого переноса по закону Ньютона возможен только между близко расположенными поверхностями, расстояние между которыми намного меньше их линейных размеров.

Таким образом, тепловая схема КА в общем

случае представляется в виде обобщенного графа, состоящего из *вершин*, *дуг*, *связей* и *поперечных связей*. Элементы графа нумеруются в произвольном порядке. Вершины — от 1 до  $K_N$ , дуги (если это не пустое множество) — от 1 до  $K_A$ , связи — от 1 до  $K_L$ , поперечные связи — от 1 до  $K_T$ . После этого необходимая информация о системе задается в виде массивов на соответствующих упорядоченных множествах элементов графа. К примеру, структуру связей можно задать двумя массивами  $B0$ ,  $E0$  длиной  $K_L$  каждый и таких, что  $B0[j]$ ,  $E0[j]$  содержат номера вершин, инцидентных соответственно началу и концу  $j$ -й связи. Соответствие расчетных граней геометрической модели КА вершинам графа устанавливается при помощи специального массива, длина которого равна числу граней  $K_F$ , а  $i$ -й элемент содержит номер вершины, к которой относится  $i$ -я грань. Шаблон таблицы для формирования этого массива, создаваемый программой OASIS автоматически, вставляется в файл данных программы ANTRES встроенным в нее редактором.

**Математическая модель теплообмена.** Математическая модель сложного теплообмена в системе элементов КА представляется уравнениями сохранения энергии. Для температуры  $T_i(x, t)$  элемента, соответствующего  $i$ -й дуге, эти уравнения имеют вид

$$(\rho c F)_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ (\lambda F)_i \frac{\partial T_i}{\partial x} \right] - \Lambda \kappa_i \frac{\partial T_i}{\partial x} + q(T_i, x, t) + \sum_{n \rightarrow i} \Lambda_{ni} (T_n - T_i),$$

$$0 \leq x \leq L_i; i = 1, 2, \dots, K_A, \quad (6)$$

где  $t$ ,  $x$  — временная и пространственная координаты,  $L$  — длина дуги,  $\rho$ ,  $c$ ,  $\lambda$  — плотность, изохорная удельная теплоемкость и коэффициент теплопроводности,  $F = F(x)$  — площадь поперечно-го сечения,  $\Lambda \kappa$  — коэффициент конвективной проводимости, обусловленной наличием теплоносителя или механического переноса теплоты при вращении (задается со знаком «минус», если ориентации дуги и потока противоположные),  $q(T_i, x, t)$  — линейная плотность внутреннего тепловыделения,  $n \rightarrow i$  означает: по всем  $n$ -м дугам, имеющим поперечные связи с  $i$ -й дугой. Слагаемые в правой части представляют последовательно диффузационный, конвективный, источниковый и сопряженный члены. Диффузационный член учитывает продольный теплоперенос на дуге ГРЭ теплопроводностью, сопряженный — поперечный теплоперенос между дугами ГРЭ тем же механизмом, а источниковый — тепловые источники/стоки.

Для температуры  $\theta_\nu(t)$  элемента системы, отвечающего  $\nu$ -й вершине, уравнения имеют вид

$$(m \cdot c)_\nu \frac{d\theta_\nu}{dt} = Q_\nu(\theta_\nu, t) + \sum_{j=1}^{K_N} r_{\nu j} \theta_j^4 + Q_e(t) +$$

$$+ \sum_{n \rightarrow \nu} \sigma_{nn}(\theta_n - \theta_\nu) + \sum_{k \rightarrow \nu} (\lambda F)_k \frac{\partial T_k}{\partial x} \Big|_{x=0} -$$

$$- \sum_{k \rightarrow \nu} (\lambda F)_k \frac{\partial T_k}{\partial x} \Big|_{x=L}, \quad (7)$$

$$\nu = 1, 2, \dots, K_N,$$

где  $m$ ,  $c$  — масса и удельная теплоемкость элемента,  $Q_\nu(\theta_\nu, t)$  — источниковый член, учитывающий мощность внутреннего тепловыделения в  $\nu$ -й вершине. Первая сумма в правой части представляет результирующий поток излучения для  $\nu$ -й вершины, коэффициенты  $r_{\nu j}$  являются элементами матрицы лучистого обмена между вершинами и определяются формулами

$$r_{\nu i} = \sum_{l \rightarrow \nu} \sum_{k \rightarrow l} \sigma \cdot (A \varepsilon)_i \varphi_{ik} \equiv a_{\nu i}, \nu \neq j;$$

$$r_{\nu i} = a_{\nu \nu} - \sum_{l \rightarrow \nu} \sigma (A \varepsilon)_l; \quad (8)$$

где  $A_i$ ,  $\varepsilon_i$  — площадь поверхности и степень черноты  $i$ -й грани;  $\varphi_{ik}$  — разрешающий угловой коэффициент в поглощенных потоках между  $i$ -й и  $k$ -й гранями. Матрица  $r_{\nu i}$  симметричная в силу свойства взаимности  $A_i \cdot \varepsilon_i \cdot \varphi_{ik} = A_k \cdot \varepsilon_k \cdot \varphi_{ki}$  со строгим диагональным преобладанием для систем с открытыми гранями;  $n \rightarrow \nu$  означает: по всем вершинам  $n$ , имеющим непосредственную связь с  $\nu$ -й;  $k \rightarrow \nu$  — по всем  $k$ -м дугам, примыкающим к  $\nu$ -й вершине;  $i \rightarrow \nu$  — по всем  $i$ -м граням, отнесенными к  $\nu$ -й вершине.

Внешний тепловой поток  $Q_\nu^{(e)}(t)$  на грани  $\nu$ -й вершины строится в виде кусочно-линейной периодической функции (с периодом  $\tau$ )

$$Q_\nu^{(e)}(t) = Q_{\nu,p}^{(e)}(t) + (Q_{\nu,p+1}^{(e)} - Q_{\nu,p}^{(e)}) \tilde{t},$$

$$p = 1, \dots, N_L, \quad (9)$$

где  $\tilde{t} = t'/\Delta\tau - [t'/\Delta\tau]$ ,  $t' = (t/\tau - [t/\tau])\tau$ ,  $\Delta\tau = \tau/N_L$ ,  $\tau = PN_R$  — расчетный период;

$$Q_{\nu,p}^{(e)} = \sum_{i \rightarrow \nu} (Q_{E,i}^{(p)} + Q_{SE,i}^{(p)} + Q_{S,i}^{(p)}), \quad (10)$$

$Q_{E,i}^{(p)}$ ,  $Q_{SE,i}^{(p)}$ ,  $Q_{S,i}^{(p)}$  — потоки собственного излучения Земли, отраженного от Земли и прямого солнечного излучения, поглощенные  $i$ -й расчетной гранью КА

в  $\nu$ -й точке дискретизации временного интервала  $[0, \tau]$ , при этом  $Q_{\nu, N_L+1}^{(e)} = Q_{\nu, 1}^{(e)} =$  — цикличность внешней тепловой нагрузки. Вторая сумма в правой части (7) учитывает тепловой поток к  $\nu$ -й вершине по связям (дугам ГСВ) теплопроводностью, конвекцией или излучением от смежных граней. Последние две суммы учитывают кондуктивный тепловой поток к  $\nu$ -й вершине по дугам ГРЭ, инцидентных данной вершине своим началом или концом.

Температура на краях дуг связана с температурами вершин, к которым примыкают эти дуги, условием непрерывности

$$T_i(0, t) = \theta_\nu(t) \text{ или } T_i(L_i, t) = \theta_\nu(t), i \rightarrow \nu. \quad (11)$$

Система уравнений (6), (7), (11), рассматриваемая при периодически изменяющейся внешней тепловой нагрузке (9), решается методом установления при некоторых начальных условиях

$$T_j(x, 0) = T_{0j}(x), \quad \theta_\nu(0) = \theta_{0\nu}. \quad (12)$$

Процесс установления температурного поля в КА рассматривается на временном интервале  $[0, \tau N_T]$ , где  $N_T$  — заданное число расчетных периодов, и контролируется величиной  $\Delta T$ , которая вычисляется как среднее значение взятых по модулю разностей температур на концах текущего расчетного периода.

Решение задачи (6)–(12), определяющей температурный режим КА, реализуется на графах численно конечно-разностным методом по неявным абсолютно устойчивым схемам первого порядка по временной и пространственной координатам в сочетании с итерациями по нелинейностям на временных шагах [3].

При построении ГРЭ в число его элементов можно включать такие, которые отвечают внешней среде с заданной постоянной температурой (краевые условия 1-го рода); их можно рассматривать как вспомогательные дуги или вершины ГРЭ. Изотермичность этих элементов можно обеспечить, если задать для них плотность  $\rho$  или массу  $m$  настолько большой, чтобы температура за все время рассматриваемого процесса менялась достаточно мало. Краевые условия 2-го рода моделируются «включением» тепловых источников мощности  $Q$  и  $q$  на соответствующих вершинах и дугах графа.

Отметим некоторые частные случаи.

Если множество дуг ГРЭ пустое, то имеем модель с сосредоточенными параметрами — одним из основных способов построения такой модели является известный метод узлов [1, 4, 11]. В данном случае в качестве узла выступает вершина графа ГРЭ.

Когда множество изолированных вершин ГРЭ пустое, а связи и поперечные связи отсутствуют, то получается одномерная «стержневая» модель. Такие модели использовались в [1] при анализе тепловых режимов приборов, в [16] при анализе режима криогенных систем и в [19] применительно к конструкциям, используемым в летательных аппаратах.

Таким образом, представленная математическая модель является гибридной — включает модели сосредоточенных и распределенных параметров. Это позволяет эффективно рассчитывать многомерные температурные поля отдельных фрагментов КА [13], условно представляя их системой одномерных элементов, сопряженных поперечными связями.

## РАСЧЕТ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА КА С АКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Рассматривается вариант конструкции КА (без панелей солнечных батарей), который по своей конфигурации (рис. 2) и ориентации на орбите, аналогичен некоторым спутникам серии «Интеркосмос» [6, 7]. Герметичный корпус КА выполнен из алюминиевого сплава в виде цилиндра с двумя полусферами. Внутри спутника размещена тепловыделяющая аппаратура, в самой нижней части установлен вентилятор. Воздух, приводимый в движение вентилятором, охлаждает носовую часть КА и аппаратуру, передает отобранную теплоту кормовой части — нижней полусфере с жалюзи, выполняющей функции радиатора. Для интенсификации теплообмена с корпусом КА используется газопровод. Он образует с цилиндрической и полусферическими обечайками корпуса кольцевой канал и одновременно является тепловой шиной для аппаратуры отсеков.

Радиус цилиндра и полусфер 370, длина цилиндра 600, ширина шпангоута 60 и толщина оболочки корпуса 3 мм; радиальный размер кольцевого канала 5 мм. При этих размерах площадь поверхности спутника составляет 3.5 и радиатора 0.42 м<sup>2</sup>, внутренний объем примерно 0.5 м<sup>3</sup>. Масса, удельная теплоемкость и тепловыделение приборов составляют 180 кг, 900 Дж/(кг·К) и 50 Вт соответственно; тепловыделение задается циклограммами. Масса воздуха 0.45 кг, производительность вентилятора 28 дм<sup>3</sup>/с, что соответствует массовому расходу воздуха 0.034 кг/с и коэффициенту теплообмена в кольцевом канале 12.5 Вт/(м<sup>2</sup>·К).

Степень черноты стенок внутри КА  $\varepsilon = 0.9$ . Оптические характеристики  $\varepsilon_i$ ,  $a_{s,i}$  наружных поверхностей КА: 0.94, 0.4 — радиатора; 0.03, 0.1 —

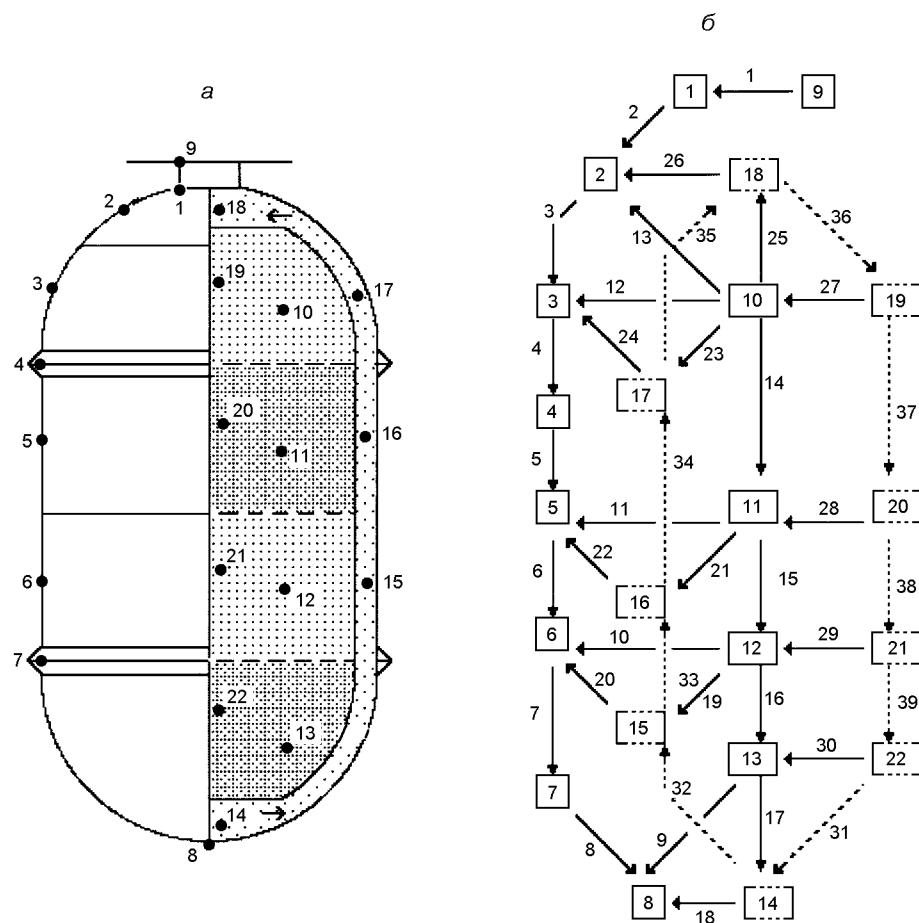


Рис. 2. Конструктивная схема КА и расчетные узлы (а): 1 — основание платформы; 2, 3 — сферические элементы верхней оболочки корпуса; 4, 7 — шпангоуты; 5, 6 — цилиндрические элементы корпуса; 8 — радиатор с жалюзи; 9 — платформа НА; 10—13 — бортовые отсеки; 14—22 — газ в полостях. Термовой граф модели КА (б): прямоугольники — вершины; стрелки — связь; вершины 1—22 соответствуют узлам; связи: 1—8 — теплопроводные, 9—16 — лучистые, 17—30 — конвективные, 31—39 — потоковые, обусловленные массопереносом газа

жалюзи и платформы научной аппаратуры; 0.2, 0.35 — шпангоутов; 0.1, 0.35 — остальных поверхностей.

Орбита спутника солнечно-синхронная круговая высотой 705 км и наклонением 98.21°. Рассматривается виток орбиты с долготой восходящего узла  $\Omega = 0$  на дату весеннего равноденствия. Продольной осью  $OZ$  аппарат направлен на Солнце и вращается вокруг этой оси с угловой скоростью 1 об/виток  $\approx 0.061$  град/с. Начальная температура КА равна 293 K, солнечная постоянная  $q_s = 1400 \text{ Вт}/\text{м}^2$ , эмиссия Земли  $q_e = 230 \text{ Вт}/\text{м}^2$  и альбедо  $\alpha_e = 0.35$ .

При этих условиях температурное поле КА можно считать осесимметричным и изменяющимся вдоль продольной оси спутника. На рис. 2, а показана конструктивная схема КА и его расчетные

Data Base of Task - Ka_sotr.con	
Name of Constructive Unit	Number
Стойка платформы	1
Верхняя оболочка (2 слой) пояса	2
Шпангоут-1. 1	3
Шпангоут-1. 2	4
Межпоясническая оболочка (2 пояса)	5
Шпангоут-2. 1	6
Шпангоут-2. 2	7
Радиатор (зоны нижней полусфера)	8
Жалюзи	9
Жалюзи фланец	10
Фланцы платформы науч. аппаратурн	11
Платформа науч. аппаратурн	12
12 lines	

Рис. 3. Окно управления базой конструктивов задачи

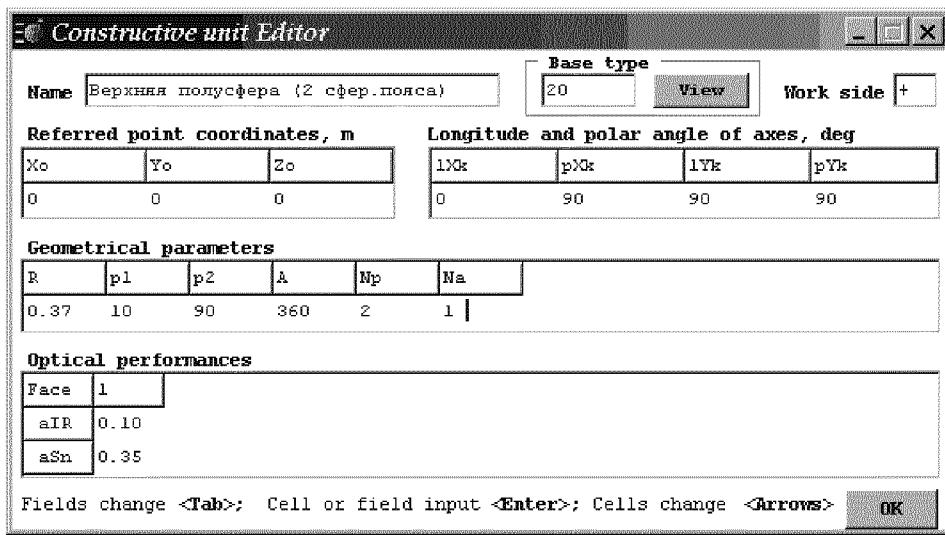


Рис. 4. Окно редактора конструктивов

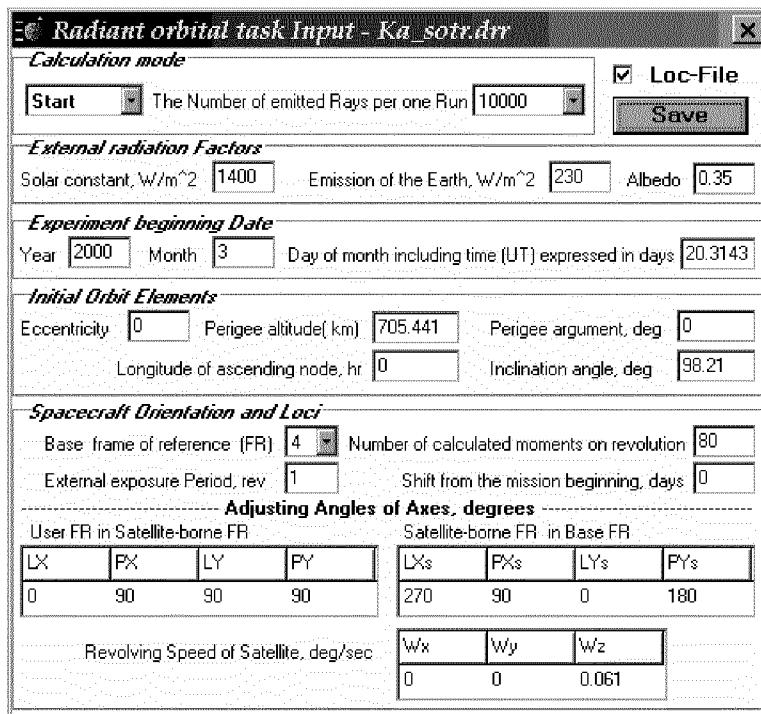


Рис. 5. Окно ввода данных для решения радиационной задачи КА на орбите

элементы, используемые в тепловой модели сосредоточенных параметров, на рис. 2, б представлена тепловая схема — граф для расчетной модели.

Геометрическая модель, описывающая внешнюю конфигурацию КА, составлена из 12 конструктивов, их наименования и номера отображены в окне управления базой конструктивов задачи на рис. 3.

На рис. 4 показано окно редактора конструктивов, в котором записаны фактические параметры выделенного на рис. 3 конструктива 2, порожденного базовым типом 20 (элемент сферы, см. рис. 1).

Параметры для решения задачи внешнего радиационного теплообмена КА задаются в интерактивном режиме окном, представленном на рис. 5.

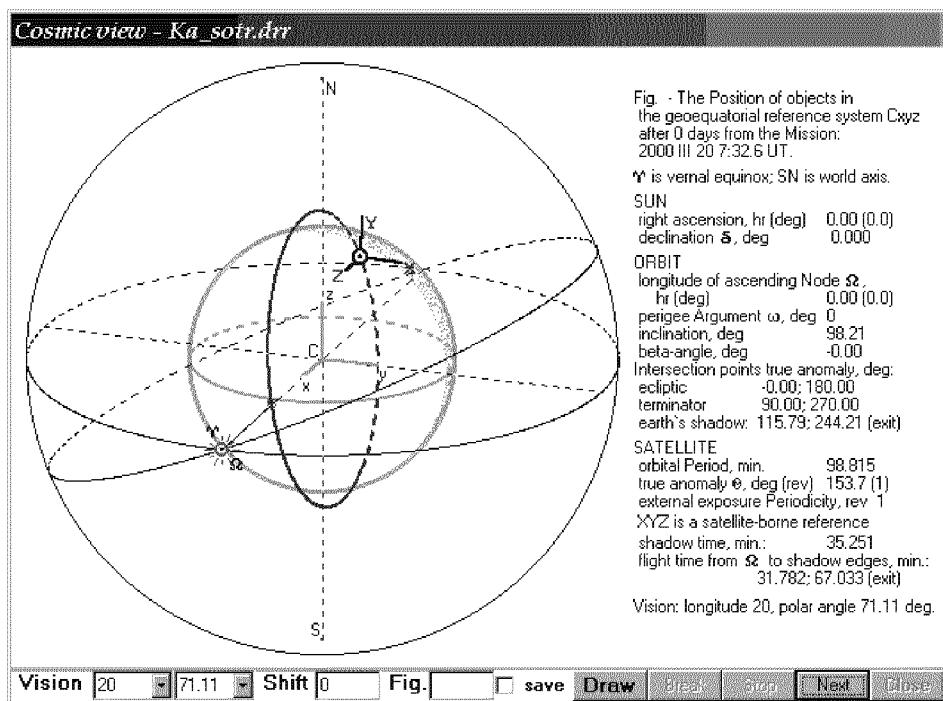


Рис. 6. Окно графического контроля и анализа ориентации КА

Окно графического контроля и анализа ориентации КА на орбите показано на рис. 6. В нижней части этого окна видна панель управления, включающая, в частности, два раскрывающихся списка для задания ракурса (Vision) и поле Shift для задания смещения по времени от начала эксперимента (в сутках). Ракурс изображения задается относительно геоэкваториальной СК сферическими угловыми координатами долготы и широты в полях Vision. Изменение параметра смещения дает возможность «увидеть» возмущение орбиты и движение Солнца по эклиптике на заданном интервале времени. В этом окне, кроме рис. с мультиплексией КА, выводится также справочная информация о положении Солнца, текущих параметрах орбиты и спутника.

На рис. 7 приведены результаты расчета внешней тепловой нагрузки на нижнюю полусферу корпуса КА в течение витка при открытых (рис. 7, а) и закрытых (рис. 7, б) жалюзи.

Результаты расчетов установившегося температурного поля КА для режимов активного терморегулирования и без терморегулирования представлены на рис. 8 и 9. Температура газа в носовом и кормовом отсеках корпуса регулируется вентилятором в интервале 27–30 °С, жалюзи — в интервале 17.5–25 °С. На витке (период обращения 98.8 мин) вентилятор включен 69 мин, жалюзи открыто

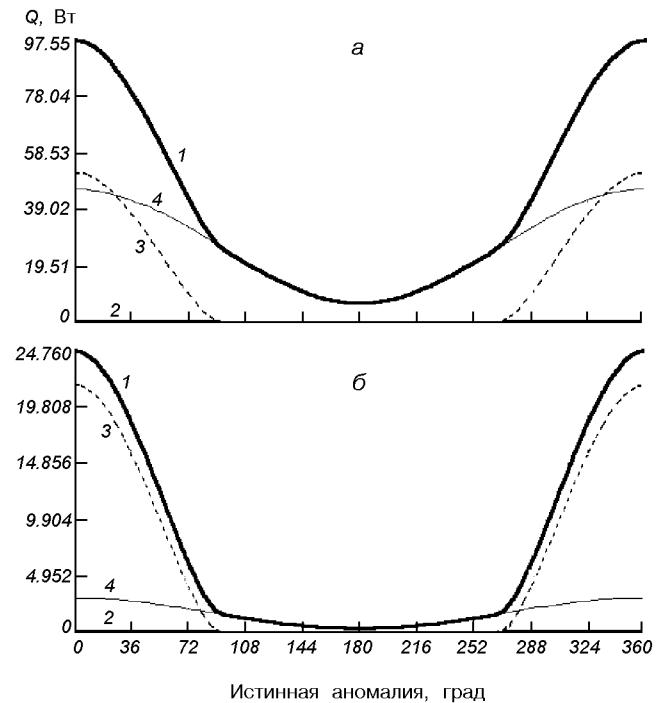


Рис. 7. Лучистые внешние потоки, поглощенные нижней полусферической обечайкой корпуса КА при открытых (а) и закрытых (б) жалюзи, на расчетном витке орбиты: 1 — суммарный поток, 2 — прямой солнечный поток, 3 — поток отраженного от Земли излучения, 4 — собственное излучение Земли

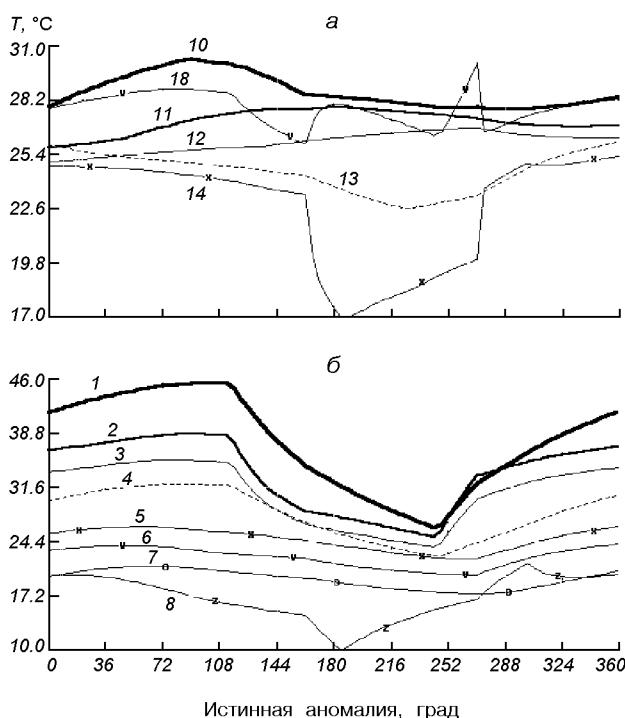


Рис. 8. Установившаяся температура элементов КА в режиме терморегулирования вентилятором и жалюзи; а: 10—13 — отсеки бортовой аппаратуры; 14, 18 — газовые полости в кормовой и носовой части корпуса; б: 1—8 — элементы герметичного корпуса (обозначения см. на рис. 2)

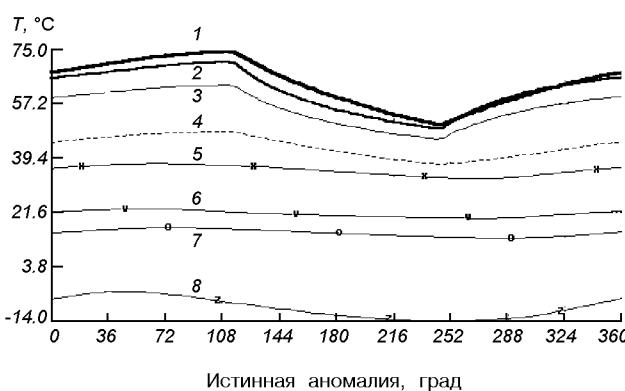


Рис. 9. Установившаяся температура элементов герметичного корпуса КА в режиме открытых жалюзи и выключенного вентилятора (обозначения см. на рис. 2)

67 мин. Вентилятор выключен (жалюзи закрыто) на участке витка со значениями истинной аномалии  $162^\circ$ — $266^\circ$  ( $184^\circ$ — $300^\circ$ ). В режиме активного терморегулирования температура элементов КА устанавливается (с точностью  $\Delta T = 0.65^\circ\text{C}$ ) на третьем витке, без терморегулирования — на 13-м. Из

рис. 8, б и рис. 9 видно, что без активного терморегулирования перепад температуры на корпусе составляет  $89^\circ\text{C}$ , с терморегулированием —  $36^\circ\text{C}$ .

1. Дульнев Г. Н., Парфенов В. Г., Сигалов А. В. Методы расчета теплового режима приборов. — М.: Радио и связь, 1990.—312 с.
2. Житомирский И. С., Романенко В. Г. Решение задач теплопроводности, связанных с лучистым и конвективным теплообменом, на графах // Вопросы гидродинамики и теплообмена в криогенных системах.—1974.—Вып. 4.—С. 23—28.
3. Житомирский И. С., Романенко В. Г. Методика теплового и гидравлического расчета нестационарных режимов в сложных криогенных системах // Тепловые процессы в криогенных системах. — Киев: Наук. думка, 1986.—С. 55—64.
4. Залетаев В. М., Капинос Ю. В., Сургучев О. В. Расчет теплообмена космического аппарата. — М.: Машиностроение, 1979.—208 с.
5. Кислов А. М., Романенко В. Г. Применение метода Монте-Карло для расчета молекулярных и лучистых потоков в системах сложной конфигурации. — Харьков, 1980.—36 с.—(Препринт / АН УССР; ФТИНТ, 12-80).
6. Ковтуненко В. М., Копыл А. И., Латайко П. А., Петров Ю. В. Тепловой режим спутников «Интеркосмос», ориентированных на Солнце // Космич. исследов. на Украине.—1976.—Вып. 8.—С. 3—14.
7. Конюхов С. Н. Научно-технические направления разработок космических аппаратов КБ «Южное» им. М. К. Янгеля // Космічна наука і технологія.—1995.—№ 1.—С. 12—34.
8. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / Под ред. Г. И. Петрова. — М.: Машиностроение, 1971.—382 с.
9. Модернизация пакета программ TRASSA-2 для расчетов тепловых режимов КА: Научно-техн. отчет / Кислов А. М., Романенко В. Г., Фенченко В. Н. — Харьков: СКТБ ФТИНТ НАН Украины; 2003.—120 с.
10. Пакет прикладных программ для расчета теплового режима приборных отсеков космического аппарата: Научно-техн. отчет / Кислов А. М., Романенко В. Г., Курилов В. С. — Харьков: СКТБ ФТИНТ НАН Украины, 1995.—150 с.
11. Панкратов Б. М. Основы теплового проектирования транспортных космических систем. — М.: Машиностроение, 1988.—304 с.
12. Разработка пакета программ с автоматизированной системой формирования оптико-геометрических моделей для расчета теплообмена КА МС-1-ТК-ТВ: Научно-техн. отчет / Кислов А. М.; Романенко В. Г. — Харьков: СКТБ ФТИНТ НАН Украины, 2000.—120 с.
13. Разработка программы расчета теплового режима КА с анизотропной теплопроводностью элементов конструкций: Научно-техн. отчет / Кислов А. М., Романенко В. Г., Курилов В. С. — Харьков: СКТБ ФТИНТ НАН Украины, 1997.—69 с.
14. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И. и др. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. 1. Термовакуумная установка ТВК-2.5 // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 1.—С. 37—41.
15. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И. и др. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. 2. Результаты термовакуумных испытаний макета микроспутника типа МС-1-ТК-ТВ // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 4.—С. 3—10.

16. Романенко В. Г. Математические модели, алгоритмы и программы расчета процесса заправки безрасходных аккумуляторов холода. — Харьков, 1990.—17 с.—(Препринт / АН УССР. ФТИНТ, 35-90).
17. Соболь И. М. Численные методы Монте-Карло. — М.: Наука, 1973.—312 с.
18. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Под ред. Г. Н. Дубошина. — М.: Наука, 1976.—864 с.
19. Хохулин В. С. Метод исследования теплового режима конструкций сложной конфигурации // Инж.-физ. журн.—1975.—29, № 1.—С. 140—145.
20. Hofacker W., Lucas J., Zilly F. Thermal analysis of spacecraft by combining different analysis tools // SAE Techn. Pap. Ser.—1991.—N 911584.—P. 1—8.
21. Introduction to SINDA, 2003. C & R Technologies, Inc. // <http://www.backslash.crtech.com>.
22. Kislov A. M., Romanenko V. G., Petrov Yu. V. Numerical Modeling of a Spacecraft Thermal Regimes in a Flight and in Space Environment Simulation // Proc. 5<sup>th</sup> Sino-Rus.-Ukr. Symp. Space Sci. Thechnol., 6-9 June, Harbin. — Harbin, 2000.—P. 194.
23. Pollack F. M., Bryce D. J., Collins R. L., Fischer W. D. Two new computer aided engineering systems for developing NEVADA thermal models // AIAA Paper.—1984.—N 2329.—9 p.
24. Rebis J. J., Jeanne P. ESARAD — the European Space Agency's radiative analyzer // SAE Techn. Pap. Ser.—1991.—N 911587.—P. 1—11.
25. Romanenko V. G., Kislov A. M., Petrov Yu. V. The Code TRASSA for Computation of Unstationary Thermal States of Spacecraft Equipment Modules // Proc. 4<sup>th</sup> Ukr.-Rus.-China Symp. Space Sci. Thechnol. 12—17 Sept., 1996, Kyiv. — Kyiv, 1996.—Vol. 1.—P. 185—187.

#### THE SOFTWARE TRASSA FOR THE ANALYSIS OF SPACECRAFT THERMAL CONDITIONS

R. V. Gavrilov, A. M. Kislov, V. G. Romanenko,  
V. N. Fenchenco

The software package TRASSA for the computer simulation and calculation of the thermal mode of a spacecraft in orbital flight conditions is described. The purpose of the simulating programs is considered. The techniques for the construction of the spacecraft geometrical model, calculation of its orientation in the orbit and modelling of radiating heat exchange in it are covered. The thermal scheme of a spacecraft is represented by an oriented graph and the mathematical model of heat exchange is given concerning this graph as a hybrid one including models of the concentrated and distributive parameters. We present the computation of the thermal mode of a satellite oriented to the Sun.