

УДК 629.782

ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ СЛОЖНОГО ТЕПЛООБМЕНА В АППАРАТУРЕ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В. В. Кондрашов, А. И. Шнип

Институт тепло- и массообмена им. А. В. Лыкова НАН Беларуси, Минск, Беларусь.

В настоящем докладе представлены результаты разработки принципиальной схемы и особенности расчета основных элементов системы обеспечения теплового режима (СОТР) целевой аппаратуры (ЦА) космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли БелКА (рис.1). Изначально принята концепция создания ЦА в виде автономного с собственной СОТР моноблока, связанного с КА только информационными и энергетическими каналами. При выборе принципиальной схемы системы терморегулирования необходимо принять во внимание требования по обеспечению надежности ЦА, согласно которым перепад температуры по основным элементам оптических систем не должен превышать $\pm 2^\circ\text{C}$ с учетом изменений окружающей радиационной обстановки и при разных начально - краевых условиях, определяющих сложный радиационно - кондуктивный теплообмен в элементах СОТР ЦА.



Рис.1. Общий вид КА и ЦА

1. Принципиальная схема СОТР и особенности тепловых режимов ЦА.

Целевая аппаратура БелКА представляет собой автономный моноблок (рис. 2), включающий смонтированные на раме два цифровых оптических прибора для дистанционного зондирования Земли (панхроматическая съёмочная система (ПСС) и многозональная съёмочная система (МСС)), два электронных блока фокальной плоскости (по одному на каждый оптический прибор) и бортовую информационную систему (БИС). Моноблок имеет автономную систему обеспечения теплового режима. Как известно, СОТР предназначены как для отвода избытка выделяющегося в процессе работы бортового оборудования тепла с целью удержания вариаций температуры элементов ЦА в допустимых пределах, так и для компенсации потерь тепла через открытые апертурные отверстия оптических приборов и обеспечения постоянства и однородности температуры последних в указанных выше достаточно жестких пределах. Принцип действия СОТР основан на поддержании осредненного по орбитальному периоду обращения КА теплового баланса для каждого из основных элементов ЦА путем сброса избыточного тепла через радиаторы и апертуры. Дефицит тепла в случаях, когда тепловой поток, излучаемый радиатором, приводит к избыточному захлаживанию элемента, компенсируется регулирующими нагревателями (на рис. 2 показаны светло-коричневым цветом).

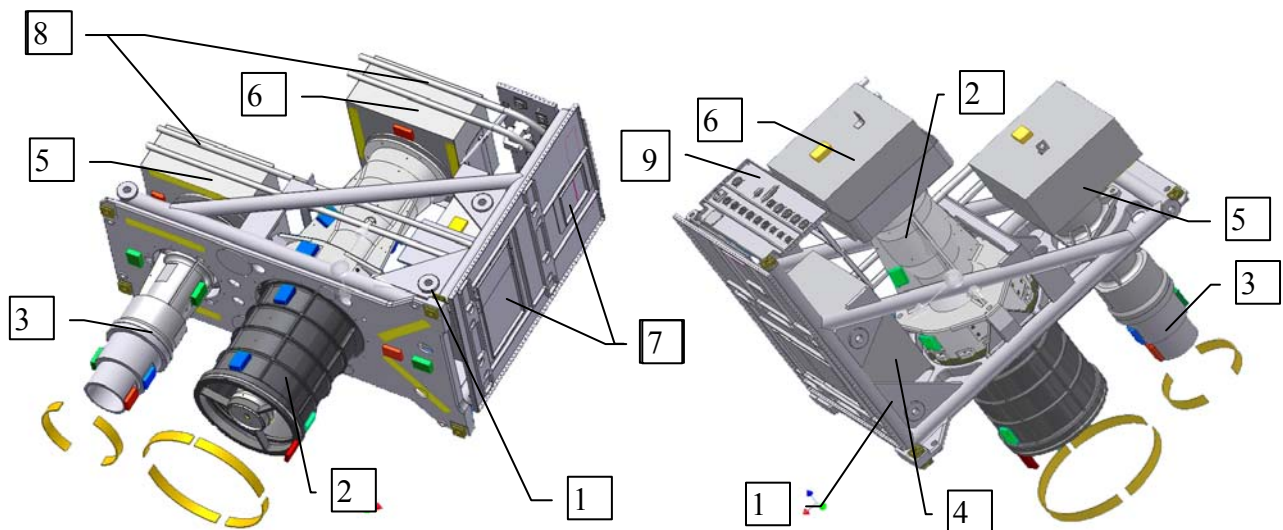


Рис. 2. Внешний вид моноблока целевой аппаратуры (бленды объективов с термобуферами сняты).

1 – рама моноблока, 2 – ПСС, 3 – МСС, 4 – БИС, 5, 6 – электронные блоки фокальной плоскости (БФП), 7 – радиаторы СОТР, 8 – тепловые трубы СОТР, 9 - панель кабельных разъемов

На основе предварительного математического моделирования отдельных блоков ЦА была предложена и реализована на КА схема СОТР (рис. 3), в которой для уменьшения потребления энергии регулирующими нагревателями использована возможность сглаживания пиковых тепловых нагрузок в период работы электронных блоков за счет теплоаккумулирующей способности массивных электронных блоков фокальной плоскости обусловленной их теплоемкостью.

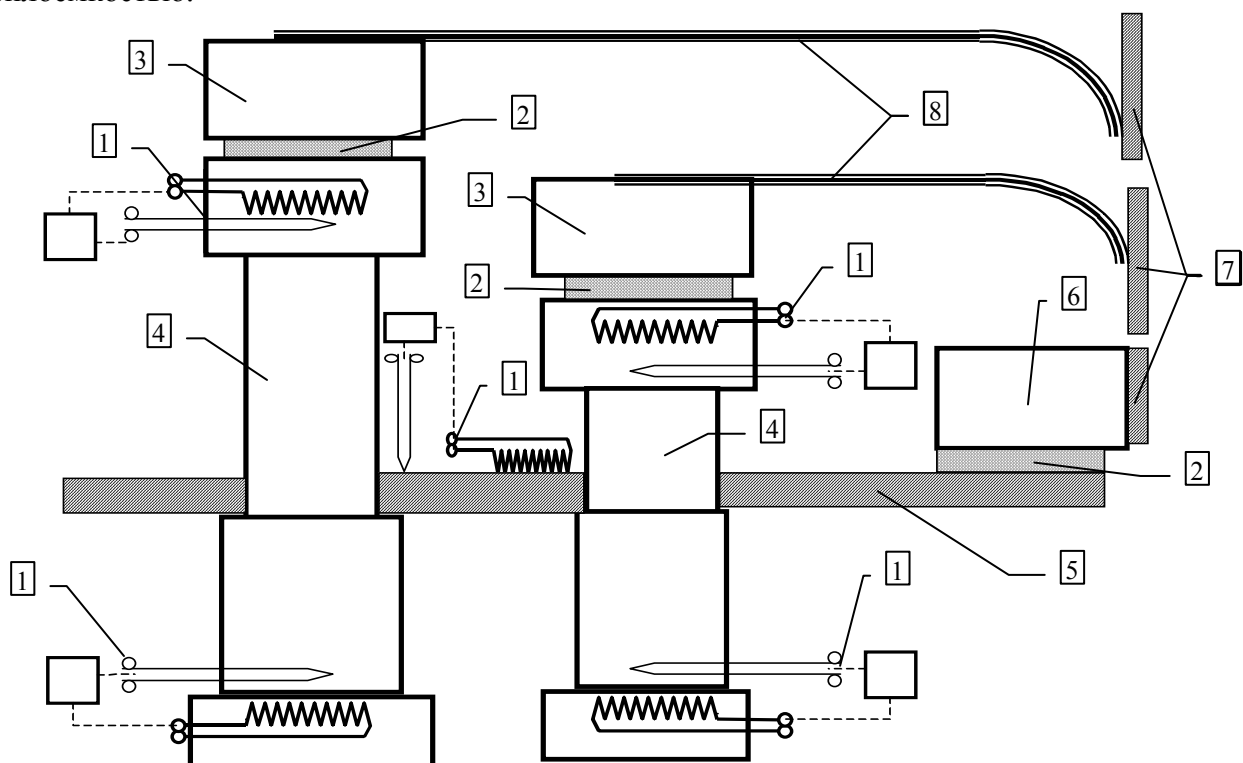


Рис. 3. Принципиальная схема СОТР моноблока ЦА

(показано размещение пяти управляющих комплектов СОТР (1) – нагреватель, термодатчик и контроллер: у апертур, на раме и на БФП ЦА; три терморазвязки (2): между электронными блоками БФП (3) и оптическими приборами (4), между рамой (5) и БИС (6); три радиатора СОТР (7) и тепловые трубы (8))

Допустимый диапазон температур электронных блоков на порядок больше, чем для элементов оптики, что позволило путем установки специальных термических сопротивлений (поз. 2 на рис.3) между зоной, где размещен регулирующий нагреватель, и частью блока, соединенной тепловыми трубами или кондуктивной связью с радиатором, поддерживать температуру последней на 5 - 7 град. ниже относительно элементов оптики в дежурном режиме полета. Этого перепада достаточно, чтобы в течение рабочего сеанса температура захлажденной части, в которой рассеивается электрическая мощность работающей электроники, не поднялась выше недопустимой для оптических элементов температуры. Такой подход позволил существенно уменьшить площади радиаторов и соответственно снизить дефицит тепла. Если в нерабочий для электронных блоков период времени радиаторы создают избыточную потерю тепла, то она компенсируется работой соответствующих регулирующих нагревателей.

С целью компенсации тепловых потерь через апертурные отверстия и поддержания более однородной температуры для находящихся вблизи апертур наиболее охлажденных элементов оптики вблизи последних размещены термобуферы, представляющие собой устройства в виде бленд с расположенными на них управляемыми нагревателями. Выбор размеров бленд, а также количества, положений и мощностей нагревателей, мест установки управляющих ими датчиков являлся предметом моделирования теплообмена в аппаратуре БелКА.

2. Особенности математической модели тепловых процессов в моноблоке ЦА.

При расчете тепловых процессов космических аппаратов обычно используется метод сосредоточенных параметров [2-4]. Сущность этого метода состоит в том, что весь моделируемый блок разбивается на отдельные дискретные элементы таким образом, что температуру каждого элемента в некотором приближении можно считать однородной и изменяющейся только со временем. Такими элементами могут быть либо отдельные относительно изолированные узлы или детали блока, либо, если такое описание является недостаточно точным, они могут быть разбиты еще на несколько элементов. В соответствии со сказанным, каждому (например, k -му) элементу приписывается одно зависящее от времени значение температуры T_k и определяется его средняя теплоемкость C_k по массам каждого из составляющих его материалов m_{ki} и их удельной теплоемкости c_{ki} .

$$C_k = \sum_{i=1}^{M_k} c_{ki} m_{ki}, \quad (2.1)$$

где M_k число различных материалов в каждом элементе. Каждый из элементов находится в кондуктивном (теплопроводностью) и радиационном (излучением) термическом взаимодействии с другими элементами.

Кондуктивный теплообмен между парой контактирующих друг с другом элементов с номерами i и j определяется коэффициентом теплопередачи α_{ij} в соответствии с соотношением, задающим тепловой поток от i -го к j -ому элементу пропорционально разности температур между ними

$$q_{ij}^c = \alpha_{ij} (T_i - T_j). \quad (2.2)$$

Коэффициент теплоотдачи между парой элементов определяется эффективными площадями поперечных сечений этих элементов перпендикулярно направлению теплового потока между ними S_i^c , S_j^c , коэффициентами теплопроводности материалов обоих элементов λ_i и λ_j и расстояниями от поверхности контакта до соответствующих центров масс l_i , l_j .

$$\alpha_{ij} = \frac{1}{\frac{l_i}{\lambda_i S_i^c} + \frac{l_j}{\lambda_j S_j^c}}. \quad (2.3)$$

Эта формула получается как следствие закона сложения последовательно соединенных термических сопротивлений от центров масс элементов до поверхности контакта, где термические сопротивления определяются как

$$R_i = \frac{l_i}{\lambda_i}, \quad R_j = \frac{l_j}{\lambda_j}, \quad R_{ij} = \frac{1}{\alpha_{ij}}. \quad (2.4)$$

Если между элементами нет идеального термического контакта (например, присутствует прокладка, отсутствует плотное прилегание и т.п.), то в (2.3) вводится дополнительное контактное сопротивление R_{ij}^c как

$$\alpha_{ij} = \frac{1}{\frac{l_i}{\lambda_i S_i^c} + \frac{l_j}{\lambda_j S_j^c} + R_{ij}^c}, \quad (2.5)$$

Например, в случае прокладки между элементами дополнительное термическое сопротивление выражается как

$$R_{ij}^c = \frac{d}{\lambda_c S_{ij}}, \quad (2.6)$$

где d – толщина прокладки, λ_c – теплопроводность материала прокладки, S_{ij} – площадь прокладки.

Теплообмен излучением. Тепловой поток между двумя элементами, обусловленный лучистым теплообменом между ними, описывается соотношением

$$q_{ij} = \varepsilon_{eff} A_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4), \quad (2.7)$$

где σ – постоянная Стефана-Больцмана, ε_{eff} – эффективная степень черноты поверхностей элементов, A_{ij} – размерный взаимный угловой коэффициент между поверхностями, описывающий относительную интенсивность лучистого теплообмена между ними. Этот коэффициент определяется как

$$A_{ij} = A_{ji} = S_i F_{ij} = S_j F_{ji}, \quad (2.8)$$

здесь S_i , S_j – площади излучающих и взаимно видимых поверхностей соответствующих элементов, а F_{ij} – безразмерный угловой коэффициент, описывающий долю теплового потока, излученного с i -той поверхности и попавшую на j -тую поверхность. Последний знак равенства в (2.8) следует из соотношения взаимности для угловых коэффициентов [4]. Расчет угловых коэффициентов между элементами криволинейных поверхностей является достаточно сложной частью в моделировании лучистого теплообмена, так как помимо, как правило, громоздкой процедуры расчета самих коэффициентов, необходимо, чтобы их матрица удовлетворяла определенным требованиям, - таким как соотношения взаимности (2.8) и условию сбалансированности коэффициентов для набора поверхностей, образующих замкнутую в пространстве систему (вытекающее из требования сбалансированности тепловых потоков [4]). Поэтому для сложных конфигураций, когда многие коэффициенты приходится рассчитывать приближенно, может возникнуть необходимость в итерационной процедуре подгонки всей матрицы для выполнения этих требований. Для расчета угловых коэффициен-

тов в некоторых типичных конфигурациях взаимно излучающих поверхностей использовались формулы, приведенные в [1].

Часть особенностей модели связана с наличием ЭВТИ. Теплообмен не закрытых ЭВТИ элементов ЦА с поверхностями КА описывается соотношением, аналогичным (2.7), с той разницей, что j -ой температурой является средняя температура внутренних поверхностей КА $T_{КА}$. Для расчета теплового потока от элементов закрытых ЭВТИ к внутренним поверхностям КА применялась формула

$$q_{i0} = \frac{1}{r_e} S_i^{\ominus} (T_i - T_s), \quad (2.9)$$

где r_e – удельное (на единицу площади) термическое сопротивление ЭВТИ ЦА (его значение в расчетах принималось равным ~ 10 ($\text{м}^2\text{К}/\text{Вт}$)).

Кроме тепловых потоков, обусловленных теплообменом между элементами, на некоторые из них воздействуют потоки от окружающей обстановки (от Земли, элементов КА, космического пространства), которые здесь должны рассматриваться как заданные функции времени $Q_i^0(t)$, зависящие от орбитальной траектории движения и ориентации КА.

Важным элементом математической модели термических процессов моноблока ЦА является моделирование системы терморегулирования. Принято, что регулирование осуществляется системой управления по следующему алгоритму: «если температура датчика понижается ниже нижнего порога допустимых температур $T_s - \Delta T_0$ и нагреватель не включен, то он включается и остается включенным до тех пор, пока температура датчика не превысит верхнего порога допустимых температур $T_s + \Delta T_0$; если температура датчика повышается выше $T_s + \Delta T_0$ и нагреватель включен, то он выключается и остается выключенным до тех пор, пока температура датчика не упадет ниже $T_s - \Delta T_0$ ».

При таком алгоритме регулирования мощность нагревателя не может задаваться как детерминированная функция температуры, поскольку в интервале температур $(T_s - \Delta T_0, T_s + \Delta T_0)$ нагреватель может быть как включенным, так и выключенным в зависимости от предыстории. Поскольку для численной реализации математической модели использовался универсальный вычислительный пакет со стандартными процедурами решения систем дифференциальных уравнений, - прямое программирование указанного алгоритма внутри стандартной процедуры оказалось невозможным. Поэтому для его моделирования разработана динамическая модель, напоминающая модель триггера, и расчетная процедура тепловых процессов в моноблоке была модифицирована с тем, чтобы включить в себя эту модель.

Указанная модификация состоит в следующем. Каждый модуль математической модели, который включает управляющую обратную связь для термостабилизированного элемента, дополняется еще одной динамической переменной $H(t)$ и эволюционным уравнением для нее. Эта переменная изменяется в диапазоне значений $[0,1]$ и имеет смысл доли тепловой мощности, выделяемой в управляющем нагревателе, от его номинала. Эволюционное уравнение для H имеет вид

$$\frac{dH}{dt} = F(H, T_k), \quad (2.10)$$

где k – номер расчетного элемента, на котором установлен датчик температуры СОТР, T_k – температура k -го элемента, а функция F определена как

$$F(H, T) = \begin{cases} -Hb_r & \text{если } T > T_s + \Delta T_0 \\ -(H-1)b_r & \text{если } T < T_s - \Delta T_0 \\ -Hb_r & \text{если } T_s - \Delta T_0 \leq T \leq T_s + \Delta T_0 \text{ и } H \leq 0,5 \\ -(H-1)b_r & \text{если } T_s - \Delta T_0 \leq T \leq T_s + \Delta T_0 \text{ и } H > 0,5 \end{cases} \quad (2.11)$$

Здесь b_r является настроечным параметром расчетного алгоритма и имеет значение близкое к 0,5. При этом мощность нагревателя СОТР, управляемого датчиком, установленным на k -ом элементе, задается как функция времени следующим образом:

$$q_{СТР}(t) = P_c H(t), \quad (2.12)$$

Пояснить сущность динамической системы (2.10), (2.11) можно наиболее наглядно, если рассмотреть ее следующую физическую интерпретацию. Динамическую переменную $H(t)$ можно интерпретировать как координату безмассовой материальной точки, движущейся в вязкой среде под действием потенциальной силы. Потенциал, градиент которого (сила) описывается функцией (2.11), кроме координаты H зависит еще от внешнего параметра T (в нашем случае это управляющая температура).

При $T > T_s + \Delta T_0$ он имеет вид параболической потенциальной ямы с минимумом в точке $H=0$, поэтому при этой температуре система находится в покое в точке с «координатой» $H=0$. При $T < T_s - \Delta T_0$ функция F имеет вид потенциальной ямы с минимумом в точке $H=1$, поэтому система покоится в этой точке.

При $T_s - \Delta T_0 \leq T \leq T_s + \Delta T$ потенциал представляет собой две параболические потенциальные ямы с минимумами в точках $H=0$ и $H=1$, "сшитые" в точке $H=0,5$. В такой системе точка в основном неподвижно находится в одной из потенциальных ям (т.е. H имеет значение 0 или 1). Когда температурный параметр пересекает одно из граничных значений заданного температурного диапазона, то яма, соответствующая состоянию, в котором система при этой температуре не должна находиться, исчезает и точка под действием силы, возникшей в результате данной перестройки потенциала, в течение короткого времени перемещается в другую яму, если она до этого в ней не была. Такое поведение полностью соответствует требуемому алгоритму, описывающему управление нагревателями СОТР.

Параметр b_r имеет смысл крутизны потенциальных ям и является настроечным параметром, управляющим скоростью переходного процесса. В результате в соответствии с (2.12) мощность нагрева термостабилизируемого элемента принимает значение 0 или P_c , что соответствует тому, включен нагреватель или нет.

3. Формулировка математической модели.

Для расчета тепловых процессов и оптимизации конструкции СОТР ЦА на основе метода сосредоточенных параметров [1,2] разработана математическая модель тепловых процессов в моноблоке ЦА, характеризующаяся следующими основными особенностями:

модель отражает полную конфигурацию моноблока, представленную на рис.1 и 2 и включает основные его компоненты: раму, оба оптических прибора с их СОТР, блоки фокальной плоскости оптических приборов с соответствующими СОТР, бортовую информационную систему и СОТР рамы моноблока. В модели отражены основные кондуктивные и радиационные термические взаимосвязи между компонентами;

модель построена по модульному принципу: отдельные компоненты моноблока моделируются относительно самостоятельными программными модулями. Они могут отлаживаться и тестироваться независимо от других. В модулях предусмотрены порты передачи

данных для моделирования связей между компонентами моноблока и воздействий внешних условий. После отладки модулей производится сборка полной модели путем создания сборного программного блока с налаженными связями между портами отдельных индивидуальных модулей и учетом внешних воздействий;

в модели используется достаточно детализированное разбиение компонентов моноблока на расчетные элементы, что позволяет обеспечить ее информативность и адекватность;

в состав модели включен универсальный блок расчета внешних тепловых нагрузок на элементы ЦА в различных условиях полета. Предусмотрена возможность расчета тепловых режимов ЦА для орбитальной и инерциальной ориентации КА на орбите.

Как указывалось выше, представляемая версия математической модели строится по модульному принципу. Это значит, отдельные компоненты моноблока моделируются относительно самостоятельными программными модулями, которые могут отлаживаться и тестироваться независимо от других. В модулях предусмотрены порты передачи данных для моделирования связей между компонентами моноблока и воздействия внешних условий. После отладки производится сборка полной модели путем создания сборного программного блока, в котором налажены связи между портами отдельных индивидуальных модулей и учтены внешние воздействия.

В итоговой математической модели моноблок разбит на следующие шесть блоков, моделируемых автономными программными модулями, каждому из которых присвоен номер (в скобках указано также используемое на рис.2 и 3 мнемоническое обозначение):

- модуль 0 – рама (**P**),
- модуль 1– панхроматическая съёмочная система, включая бленду и термобуфер (ПСС),
- модуль 2– многозональная съёмочная система, включая бленду и термобуфер (МСС),
- модуль 3– электронный блок фокальной плоскости ПСС (БФП),
- модуль 4– электронный блок фокальной плоскости МСС (БФМ),
- модуль 5– бортовая информационная система плюс радиаторы СОТР (БИС).

Разбиение на расчетные элементы описано ниже отдельно для каждого блока.

Рама (P)

Модуль **P** (рама) делится на девять расчетных элементов следующим образом. Выделена панель кабельных разъемов, которая составляет отдельный элемент. Остальная часть рамы делится на восемь элементов следующими режущими плоскостями:

по продольной плоскости симметрии;

по плоскости, проходящей через ось ПСС перпендикулярно плоскости симметрии;

по плоскости, проходящей через биссектрисы прямых углов угловых косынок рамы, трубы укосин рамы делятся пополам;

по плоскости, проходящей через середину отверстия для радиаторов в радиаторной панели рамы параллельно плоскости основания.

Нумерация элементов рамы принята следующей: элементы нумеруются последовательно начиная от края основания рамы со стороны МСС для каждой половины рамы, разделенной плоскостью симметрии, в следующем порядке: 0, 1, 3, 2 (для первой половины) и 4, 5, 7, 6 (для второй половины). Панели кабельных разъемов присвоен номер 8.

Панхроматическая съёмочная система, включая бленду и термобуфер (ПСС)

Модуль ПСС разбит на следующие 7 расчетных элементов:

главное зеркало (ПСС-1), корпус с линзами (ПСС-2), бленда (ПСС-3), 1/3 часть корпуса с зеркалами (ПСС-4), вторичное зеркало (ПСС-5), оставшиеся 2/3 корпуса с зеркалами (ПСС-0), термобуфер бленды (ПСС-6).

Многозональная съёмочная система, включая бленду и термобуфер (МСС)

Модуль МСС разбит также на 7 расчетных элементов:

силовой корпус без оптики со стороны апертуры (МСС-0), сборка оптических линз (МСС-1), оставшаяся часть силового корпуса (МСС-2), бленда (МСС-3), насадок на объектив (МСС-4), первая линза (МСС-5), термобуфер бленды (МСС-6).

Электронный блок фокальной плоскости ПСС (БФП),

Модуль БФП разбит на 4 расчетных элемента:

корпус блока (ФП-1), пакет электронных плат (ФП-2), часть крышки корпуса с нагревателем СОТР (ФП-3), крышка с платой фокальной плоскости за исключением части крышки, относенный к предыдущему элементу (ФП-0).

Электронный блок фокальной плоскости МСС (БФМ)

Модуль БФМ разбивается аналогично БФП на 4 расчетных элемента:

корпус блока (ФМ-1), пакет электронных плат (ФМ-2), часть крышки корпуса с нагревателем СОТР (ФМ-3), крышка с платой фокальной плоскости за исключением части крышки, относенный к предыдущему элементу (ФМ-0).

Бортовая информационная система (БИС)

Модуль БИС содержит 5 расчетных элементов:

корпус электронного блока БИС (БИС-0), пакет электронных плат (БИС-1), радиатор СОТР БИС (БИС-2), радиатор СОТР БФП ПСС (БИС-3), радиатор СОТР БФП МСС (БИС-4).

Математические модели каждого из описанных модулей представляются следующими системами обыкновенных дифференциальных уравнений, обеспечивающих выполнение условия теплового баланса для каждого элемента. При записи их для удобства использованы обозначения коэффициентов, принятые в программной реализации данных моделей. Приняты следующие сквозные обозначения во всех уравнениях: σ – постоянная Стефана-Больцмана, $\delta_{i,j}$ – символы Кронекера, r_e – удельное термическое сопротивление ЭВТИ, T_{SPACE} – температура открытого космоса ($T_{SPACE} = 4$ °К), T_{KA} – температура корпуса космического аппарата.

ПСС (панхроматическая съёмочная система, включая бленду и термобуфер)

$$\begin{aligned} cPSS_i \frac{dT^{PSS}_i(t)}{dt} &= \sum_{j=0}^6 \left(aPSS_{i,j} (T^{PSS}_j(t) - T^{PSS}_i(t)) + bPSS_{i,j} \sigma \left((T^{PSS}_j(t))^4 - (T^{PSS}_i(t))^4 \right) \right) + \\ &+ bPSS_{i,7} \sigma \left(T_{SPACE}^4 - (T^{PSS}_i(t))^4 \right) + \frac{1}{r_e} SePSS_i (T_{KA} - T^{PSS}_i(t)) + \delta_{i,6} P_{cPSS} H^{PSS}(t) + \\ &+ Q_i^{cP}(T) + Q_i^{rP}(T) + Q_i^{inP}(t), \quad i = 0, 1, \dots, 6; \end{aligned} \quad (3.1)$$

$$\frac{dH^{PSS}(t)}{dt} = F \left(H^{PSS}(t), \frac{2T^{PSS}_4(t) + T^{PSS}_5(t)}{3} \right).$$

Здесь T^{PSS}_i – температура i -го элемента модуля ПСС, $cPSS_i$ – теплоемкость i -го элемента модуля, $aPSS_{i,j}$ – матрица термических проводимостей между элементами модуля, $bPSS_{i,j}$ – матрица излучательных связей (размерных угловых коэффициентов) между элементами модуля, включая и связи с апертурным отверстием, $SePSS_i$ – эффективная площадь (с учетом углового коэффициента), с которой i -ый элемент обменивается теплом через первичную ЭВТИ ЦА с внутренностью вторичного чехла ЭВТИ КА, r_e – удельное термическое сопротивление ЭВТИ, P_{cPSS} – номинальная мощность нагревателя СОТР на термобуфере (элемент ПСС-6), $Q_i^{cP}(T)$ – функция, представляющая кондуктивный тепловой поток к i -му элементу данного модуля от всех элементов других модулей из любого блока, с которыми он кондуктивно термически связан. Она может зависеть, вообще говоря, от температур всех элементов моноблока, что и отражено в обозначениях. T – гипервектор температур всех элементов модели, введенный ниже (см. (3.12)), $Q_i^{rP}(T)$ – аналогичная функция для радиационных связей, $Q_i^{inP}(t)$ – функция, задающая циклограмму внешнего радиационного теплового потока (через апертурное отверстие) на i -ый элемент модуля блока, $H^{PSS}(t)$ – функция, описывающая состояния контроллера нагревателя СОТР на термобуфере ($H = 0$ – выключен, $H = 1$ – включен), $F(H, T)$ – функция, определенная в (2.11).

Первое слагаемое в правой части (3.17) описывает взаимный теплообмен между элементами модуля кондуктивным (первый член под знаком суммы) и радиационным (второй член) механизмами. Второе слагаемое описывает тепловое излучение элементов через апертурное отверстие в открытый космос. Третье слагаемое описывает теплообмен между элементами модуля и внутренними поверхностями КА через чехол ЭВТИ ЦА. Четвертое слагаемое совместно с последним уравнением этой системы моделирует работу СОТР, в которой нагреватель установлен на термобуфере (ПСС-6), а датчик – на державке вторичного зеркала (ПСС-5) в месте крепления его непосредственно к торцу корпуса с зеркалами (ПСС-4). Пятое слагаемое описывает кондуктивный, а шестое – радиационный теплообмен между элементами модуля блока и внешними к нему элементами других блоков. Седьмое слагаемое описывает радиационные тепловые потоки через апертурное отверстие в зависимости от окружающей орбитальной обстановки на элементы модуля.

МСС (многозональная съемочная система, включая бленду и термобуфер)

$$\begin{aligned} cMSS_i \frac{dT^{MSS}_i(t)}{dt} = & \sum_{j=0}^6 \left(aMSS_{i,j} (T^{MSS}_j(t) - T^{MSS}_i(t)) + bMSS_{i,j} \sigma \left((T^{MSS}_j(t))^4 - (T^{MSS}_i(t))^4 \right) \right) + \\ & + bMSS_{i,7} \sigma \left(T_{SPACE}^4 - (T^{MSS}_i(t))^4 \right) + \frac{1}{r_e} SeMSS_i (T_{KA} - T^{MSS}_i(t)) + \delta_{i,6} P_{cMSS} H^{MSS}(t) + \\ & + Q_i^{cM}(T) + Q_i^{rM}(T) + Q_i^{inM}(t), \quad i = 0, 1, \dots, 6; \end{aligned} \quad (3.2)$$

$$\frac{dH^{MSS}(t)}{dt} = F \left(H^{MSS}(t), T^{MSS}_4(t) \right).$$

Здесь T^{MSS}_i – температура i -го элемента модуля МСС, $cMSS_i$, $aMSS_{i,j}$, $bMSS_{i,j}$, $SeMSS_i$, $Q_i^{inM}(t)$, Q_i^{cM} , Q_i^{rM} – параметры и функции, которые для данного модуля имеют тот же

смысл, что и соответствующие им параметры в модуле ПСС, P_{cMSS} – номинальная мощность нагревателя СОТР на термобуфере съёмочной системы (элемент МСС-6), управляемого по показаниям датчика, установленного на насадке объектива (МСС-4).

Смысл основных членов системы уравнений ясен из описания предыдущего модуля.

БФП (Электронный блок фокальной плоскости ПСС)

$$\begin{aligned} cVfpP_i \frac{dT^{FP}_i(t)}{dt} &= \sum_{j=0}^2 \left(aVfpP_{i,j} (T^{FP}_j(t) - T^{FP}_i(t)) + bVfpP_{i,j} \sigma \left((T^{FP}_j(t))^4 - (T^{FP}_i(t))^4 \right) \right) + \\ &+ \frac{1}{r_e} SeVfpP_i (T_{KA} - T^{FP}_i(t)) + \delta_{i,3} P_{cFP} H^{FP}(t) + Q_i^{cFP}(\mathbf{T}) + Q_i^{rFP}(\mathbf{T}) + \delta_{i,2} q_{wP}(t), \quad i = 0, 1, 2; \end{aligned} \quad (3.3)$$

$$\frac{dH^{FP}(t)}{dt} = F(H^{FP}(t), T^{FP}_0(t)).$$

Здесь T^{FP}_i – температура i -го элемента модуля БФП, T_{KA} – температура корпуса космического аппарата, $aVfpP_i$, $bVfpP_{i,j}$, $cVfpP_i$, $SeVfpP_i$, Q_i^{cFP} , Q_i^{rFP} , $H^{FP}(t)$ – параметры и функции, которые для данного модуля имеют тот же смысл, что и соответствующие им параметры в предыдущих модулях (смысл обозначений см. в пояснении к (3.1)), P_{cFP} – номинальная мощность нагревателя СОТР, расположенного на части ФП-3 в одной конструкции с ФП-0, $q_{wP}(t)$ – функция, задающая циклограмму мощности тепловыделения в электронных платах от работающей во время рабочих сеансов электроники.

БФМ (Электронный блок фокальной плоскости МСС)

$$\begin{aligned} cVfpM_i \frac{dT^{FM}_i(t)}{dt} &= \sum_{j=0}^2 \left(aVfpM_{i,j} (T^{FM}_j(t) - T^{FM}_i(t)) + bVfpM_{i,j} \sigma \left((T^{FM}_j(t))^4 - (T^{FM}_i(t))^4 \right) \right) + \\ &+ \frac{1}{r_e} SeVfpM_i (T_{KA} - T^{FM}_i(t)) + \delta_{i,3} P_{cFM} H^{FM}(t) + Q_i^{cFM}(\mathbf{T}) + Q_i^{rFM}(\mathbf{T}) + \delta_{i,2} q_{wM}(t), \quad i = 0, 1, 2; \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$\frac{dH^{FM}(t)}{dt} = F(H^{FM}(t), T^{FM}_0(t)).$$

Здесь T^{FM}_i – температура i -го элемента модуля БФМ, а все параметры модели имеют тот же смысл, что и соответствующие им параметры в модели модуля БФП.

БИС (бортовая информационная система)

$$\begin{aligned} cBIS_i \frac{dT^{BIS}_i(t)}{dt} &= \sum_{j=0}^4 \left(aBIS_{i,j} (T^{BIS}_j(t) - T^{BIS}_i(t)) + bBIS_i \sigma \left((T^{BIS}_j(t))^4 - (T^{BIS}_i(t))^4 \right) \right) + \\ &+ \frac{1}{r_e} SeBIS_i (T_{KA} - T^{BIS}_i(t)) + \sum_{k=0}^2 S_k \delta_{k+2,i} \left(Q_r^o(t) - \sigma \varepsilon (T^{BIS}_{k+2})^4 \right) + \delta_{i,2} q_{wM}(t) + \\ &+ Q_i^{cBIS}(\mathbf{T}) + Q_i^{rBIS}(\mathbf{T}), \quad i = 0, 1, \dots, 4. \end{aligned} \quad (3.5)$$

Здесь T^{BIS}_i – температура i -го элемента модуля БИС, S_0 – площадь поверхности радиатора СОТР БИС, S_1 – площадь поверхности радиатора СОТР БФП МСС, S_2 – площадь поверхности радиатора СОТР БФП ПСС, $Q_r^o(t)$ – функция, задающая циклограмму удельного (на

единицу площади) внешнего радиационного теплового потока, падающего на панель радиаторов СОТР моноблока, $bBIS_i$ – коэффициенты лучистого теплообмена неприкрытых ЭВТИ ЦА элементов с корпусом КА. T_{KA} , $cBIS_i$, $aBIS_{i,j}$, $SeBIS_i$, Q_i^{cBIS} , Q_i^{rBIS} – это параметры и функции, которые для данного модуля имеют аналогичный смысл, что и соответствующие им параметры, описанные в модуле ПСС.

В (3.5) третий член описывает теплообмен радиаторов СОТР с окружающей обстановкой, а остальные члены аналогичны описанным выше.

***P* (рама)**

Модель модуля **P** (рама) несколько отличается по структуре от предыдущих в силу того, что составляющие его восемь элементов (за исключением кабельной панели) образуют 4 взаимно симметричные пары. Для такой системы оказалось удобным разбить систему уравнений на две группы, в каждую из которых входит по одному представителю от каждой пары. При этом теплообмен можно описать с помощью матриц коэффициентов теплопередачи между элементами группы (они в силу симметрии одинаковы для каждой группы) и термических проводимостей между элементами каждой пары. Кроме того, т. к. прямая взаимная видимость элементов рамы сильно экранирована компонентами моноблока (оптические приборы в чехлах ЭВТИ ЦА, электронные блоки, кабели и др.), то, как показывают оценки, лучистый теплообмен между ними много меньше кондуктивного. Поэтому первым пренебрегаем, и в силу этого в уравнениях отсутствуют соответствующие коэффициенты $bRAM_i$. В соответствии со сказанным получаем следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} cRAM_i \frac{dT_i^R(t)}{dt} = & \sum_{j=0}^3 (aRAM_{i,j} (T_j^R(t) - T_i^R(t))) + bR_i \sigma \left(T_{KA}^4 - (T_i^R(t))^4 \right) + \\ & + \frac{SeRAM_i}{r_e} (T_{KA} - T_i^R(t)) + \delta_{i,0} P_{cR} H^R(t) + aRint_i (T_{i+4}^R(t) - T_i^R(t)) + \\ & + \frac{Se_i}{r_e} (T^{ef+Y}(t) - T_i^R(t)) + \delta_{i,2} alPan (T_8^R(t) - T_2^R(t)) + Q_i^{cRAM}(\mathbf{T}) + Q_i^{rRAM}(\mathbf{T}) + \\ & + \sum_{i=0}^2 \left(\frac{1}{R_{tr}} (T_{KA} - T_i^R(t)) \right), \quad i = 0, 1 \dots 3; \end{aligned} \quad (3.6)$$

$$\begin{aligned} cRAM_i \frac{dT_i^R(t)}{dt} = & \sum_{j=0}^3 (aRAM_{i,j} (T_{j+4}^R(t) - T_{i+4}^R(t))) + bR_i \sigma \left(T_{KA}^4 - (T_{i+4}^R(t))^4 \right) + \\ & + \frac{SeRAM_i}{r_e} (T_{KA} - T_{i+4}^R(t)) + \delta_{i,5} P_{cR} H^R(t) + aRint_i (T_i^R(t) - T_{i+4}^R(t)) + \\ & + \frac{Se_i}{r_e} (T^{ef+Y}(t) - T_{i+4}^R(t)) + \delta_{i,6} alPan (T_8^R(t) - T_6^R(t)) + Q_{i+4}^{cRAM}(\mathbf{T}) + Q_{i+4}^{rRAM}(\mathbf{T}) + \\ & + \sum_{i=4}^5 \left(\frac{1}{R_{tr}} (T_{KA} - T_i^R(t)) \right), \quad i = 0, 1 \dots 3; \end{aligned} \quad (3.7)$$

$$cPan \frac{dT_8^R(t)}{dt} = alPan (T_8^R(t) - T_6^R(t)) + b8RAM \sigma \left((T^{efRAM}_8(t))^4 - (T_8^R(t))^4 \right) \quad (3.8)$$

$$\frac{dH^R(t)}{dt} = F \left(H^R(t), \frac{T_s^R(t) + T_0^R(t)}{2} \right).$$

Здесь T_i^R – температура i -го элемента модуля **P**, а T_{KA} , $cRAM_i$, $aRAM_{i,j}$, $SeRAM_i$, Q_i^{cP} , Q_i^{rP} , $H^P(t)$ – параметры и функции, которые для данного модуля имеют тот же смысл, что и соответствующие им параметры в предыдущих модулях, $cPan$ – теплоемкость панели кабельных разъемов **P8**, $aPan$ – термическая проводимость кондуктивной связи этой панели с элементами **P2** и **P6**, P_{cR} – номинальная мощность нагревателей СОТР, установленных на раме в элементах **P0** и **P5**, SeR_i – площадь, с которой элементы рамы обмениваются теплом через ЭВТИ, закрывающую радиаторную панель моноблока ЦА, с наружной средой, $aRint_i$ – термические проводимости между парами симметричных элементов в модуле, bR_i и $b8RAM$ – радиационные коэффициенты теплообмена с внутренностью вторичного чехла ЭВТИ КА от неприкрытых первичным ЭВТИ ЦА частей элементов, R_{tr} – термическое сопротивление узла крепления моноблока к КА.

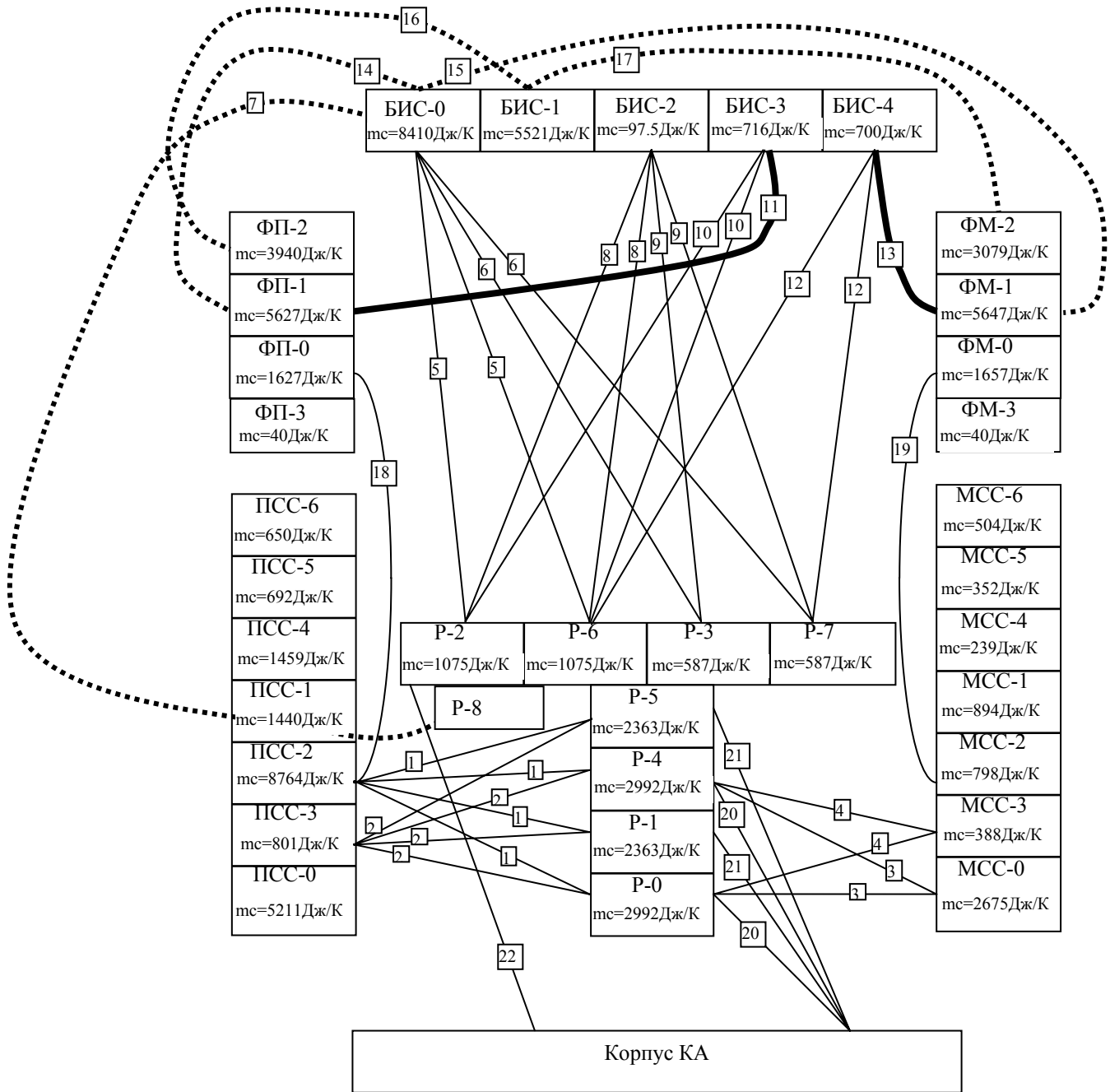
В уравнениях (3.6) – (3.8) вторые слагаемые в правой части описывают радиационный теплообмен с внутренними поверхностями КА от неприкрытых ЭВТИ частей элементов рамы. В правой части уравнений (3.6), (3.7) четвертые слагаемые – тепловыделение от управляющих нагревателей СОТР на элементах **P0** и **P5**, шестые слагаемые – теплообмен через ЭВТИ, закрывающую радиаторную панель моноблока ЦА, с наружной средой (здесь $T^{ef+Y}(t)$ – эффективная радиационная температура окружающей обстановки, такая, что обеспечивает эквивалентный тепловой поток), пятые – кондуктивный теплообмен между симметричными элементами каждой пары, седьмые – кондуктивный теплообмен с панелью кабельных разъемов (элемент **P8**), десятые – кондуктивный теплообмен с рамой КА через узлы крепления моноблока ЦА с термической развязкой. Остальные члены аналогичны соответствующим членам в описанных ранее модулях.

Представленные выше модели отдельных модулей могут отлаживаться и тестироваться автономно, если определить источники в правой части, отвечающие за взаимодействие с другими модулями, как заданные функции температур элементов данного модуля и набора внешних температур.

Для того чтобы получить математическую модель всего моноблока необходимо наладить термические связи между модулями. Схема кондуктивных термических связей показана на рис. 4, где каждой связи присвоен номер, который ниже используется в обозначениях параметров данной связи. Аналогично строятся радиационные связи. Для реализации данных связей, необходимо определить содержащиеся в модели каждого модуля функции, отвечающие за термические связи с другими модулями.

Чтобы построить эти функции введен гипервектор-столбец температур модели моноблока следующим образом:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} T^R \\ T^{PSS} \\ T^{MSS} \\ T^{FP} \\ T^{FM} \\ T^{BIS} \end{bmatrix}. \quad (3.9)$$



тонкие линии – контактные связи, жирные – связи по тепловыми трубами, пунктирные – связи по кабелям; связи с корпусом спутника по узлам крепления моноблока ЦА (№№20, 21, 22) гиперматрицей S не описываются

Рис. 4. Схема кондуктивных тепловых связей между элементами модулей в сборной математической модели для белорусского КА

Этот объект представляет собой вектор-столбец размерности 6, элементами которого в свою очередь также являются разной размерности вектор-столбцы в обычном смысле, т.е. их элементы - это числа. Как видно из определения (3.9), этими числами являются температуры элементов моноблока, а элементами гипервектора T являются векторы температур отдельных модулей. Условимся нумеровать элементы гипервектора верхними индексами, а элемен-

ты векторов (температуры) – нижними. Тогда (3.9) можно переписать эквивалентным образом как

$$\mathbf{T}^0 = T^P, \quad \mathbf{T}^1 = T^{PSS}, \quad \mathbf{T}^2 = T^{MSS}, \quad \mathbf{T}^3 = T^{FP}, \quad \mathbf{T}^4 = T^{FM}, \quad \mathbf{T}^5 = T^{BIS}. \quad (3.10)$$

В этих обозначениях для температуры какого-либо конкретного элемента модели получим, например, $(\mathbf{T}^1)_3$ - это температура элемента номер 3 модуля ПСС, т.е. T^{PSS}_3 , $(\mathbf{T}^5)_1$ -

это температура элемента номер 1 модуля БИС, т.е. T^{BIS}_1 , и т.д..

Для определения функций, задающих связи между модулями, в уравнениях (3.1) – (3.8), введены две гиперматрицы связей между модулями: гиперматрицу \mathbf{C} для кондуктивных связей и \mathbf{R} – для радиационных. Это объекты, представляющие собой матрицы размерностью 6×6 по числу модулей в модели, элементами которых могут быть либо нули, либо числовые матрицы различной размерности. Так же, как и для температур, условимся обозначать номера элементов гиперматрицы верхними индексами, а элементы матриц – нижними.

Элемент гиперматрицы \mathbf{C} , занумерованный как $\mathbf{C}^{i,j}$, описывает термическое кондуктивное взаимодействие между i -ым и j -тым модулями: если он равен нулю, то взаимодействие отсутствует, если нет, то он является матрицей размерностью $N_i \times N_j$ где N_i и N_j - число расчетных элементов в модулях i -ом и j -том соответственно. Каждой паре расчетных элементов из этих модулей соответствует элемент в этой матрице. Если он равен нулю, то элементы этой пары не взаимодействуют. Если он ненулевой, то значение его равно термической проводимости связи между элементами. Аналогичный смысл и структуру имеет гиперматрица радиационных связей \mathbf{R} .

Из физического смысла указанных гиперматриц следует, что они должны иметь нулевую диагональ и быть эрмитово сопряженными, т.е. обладать свойствами $\mathbf{C}^{i,j} = (\mathbf{C}^{j,i})^x$ и $\mathbf{R}^{i,j} = (\mathbf{R}^{j,i})^x$ (косой крест здесь означает транспонирование матрицы). Тогда источники функции для модели представляются следующими гипервекторными функциями с такой же структурой, как гипервектор (3.9):

$$(\mathbf{Q}^j)_i^C(\mathbf{T}) = \sum_{k=0}^5 \left(\sum_{n=0}^{N_k-1} \mathbf{C}^{j,k} \left((\mathbf{T}^k)_n - (\mathbf{T}^j)_i \right) \right), \quad (\mathbf{Q}^j)_i^R(\mathbf{T}) = \sigma \sum_{k=0}^5 \left(\sum_{n=0}^{N_k-1} \mathbf{R}^{j,k} \left((\mathbf{T}^k)_n - (\mathbf{T}^j)_i \right) \right). \quad (3.11)$$

$$j = 0, 1 \dots 5, \quad i = 0, 1 \dots N_j - 1.$$

С функциями связей в уравнениях (3.1) – (3.8) они соотносятся следующим образом

$$\begin{aligned} Q_i^{cRAM}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^0)_i^C(\mathbf{T}), & Q_i^{cP}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^1)_i^C(\mathbf{T}), & Q_i^{cM}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^2)_i^C(\mathbf{T}), \\ Q_i^{cFP}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^3)_i^C(\mathbf{T}), & Q_i^{cFM}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^4)_i^C(\mathbf{T}), & Q_i^{cBIS}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^5)_i^C(\mathbf{T}), \\ Q_i^{rRAM}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^0)_i^R(\mathbf{T}), & Q_i^{rP}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^1)_i^R(\mathbf{T}), & Q_i^{rM}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^2)_i^R(\mathbf{T}), \\ Q_i^{rFP}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^3)_i^R(\mathbf{T}), & Q_i^{rFM}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^4)_i^R(\mathbf{T}), & Q_i^{rBIS}(\mathbf{T}) &= (\mathbf{Q}^5)_i^R(\mathbf{T}). \end{aligned} \quad (3.12)$$

Уравнения (3.1) – (3.8) вместе с заданием кондуктивных и радиационных связей согласно (3.9) – (3.12) образуют замкнутую систему уравнений, которая собственно и является математической моделью тепловых процессов в моноблоке ЦА. Для того, чтобы можно было производить расчеты по модели, требуется еще задание внешних тепловых потоков к моноблоку. Алгоритм расчета этих функций строился по известным методикам [1,2] с учетом параметров орбиты и конструктивных особенностей КА в целом.

4. Результаты математического моделирования тепловых процессов в моноблоке ЦА.

На предварительной стадии моделирования проводились тепловые расчеты с различными вариантами конструктивного исполнения моноблока ЦА, на основе которых определялись оптимальные конструктивные параметры элементов СОТР. После того, как конструкция моноблока окончательно сформировалась, проводилось численное моделирование тепловых режимов в различных условиях тестирования математической модели на сбалансированность (рис. 5), а также орбитальной ориентации полета (рис.6 - 11)

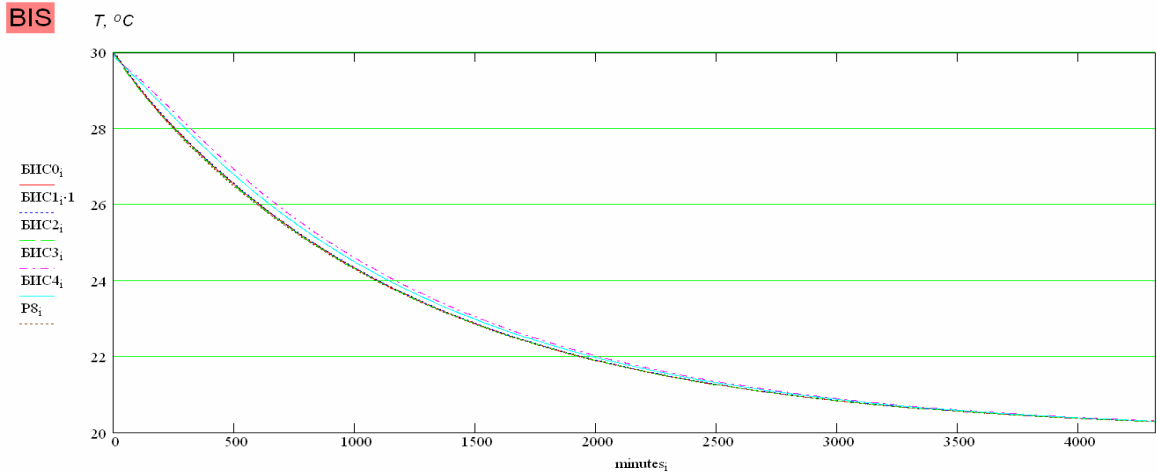


Рис. 5. Тестирование математической модели на сбалансированность. Температура элементов БИС моноблока при обнуленных мощностях тепловыделения и замене всех внешних потоков теплообменом с окружением с температурой 20°C. Начальная температура 30°C .

На рис. 6а–6б показаны результаты расчета для случая суточного полета при “холодном старте”. В этом тесте задавалась начальная температура всех элементов равная 0°C, а все внешние потоки на элементы определялись полетом в дежурном режиме с орбитальной ориентацией КА и теплообменом с температурой корпуса КА 0°C. Как следует из приведенных

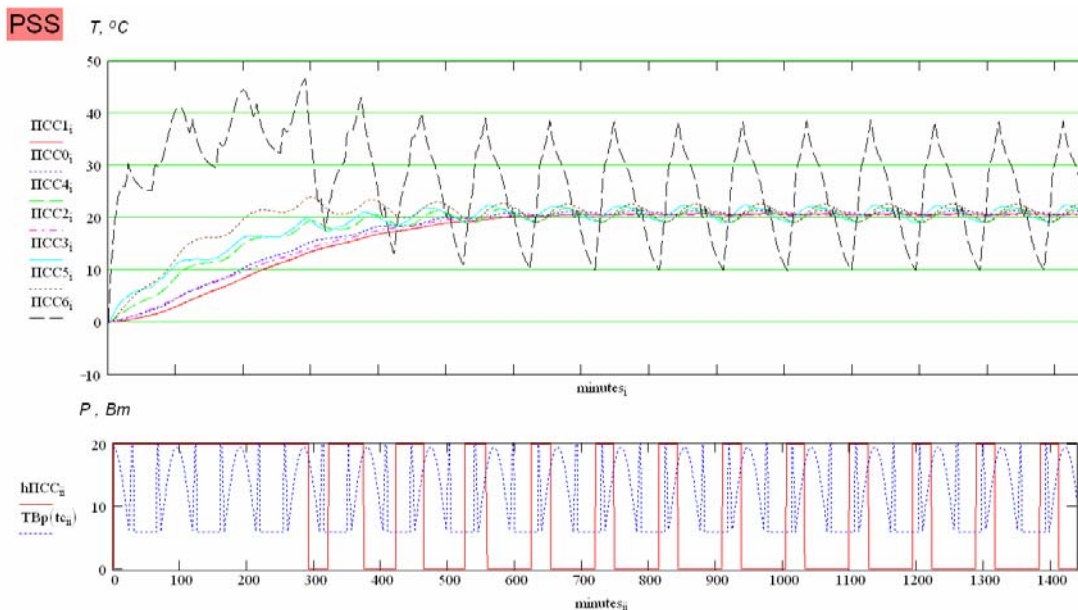


Рис. 6а. Выход теплового режима на установившееся состояние после "холодного" старта. Температура элементов модуля ПСС. На нижнем графике - циклограмма работы нагревателей СОТР термобуфера ПСС и внешний поток в апертуру (минимум потока соответствует теневому периоду).

данных, температуры всех элементов устанавливаются с небольшими осцилляциями около некоторых своих средних значений в течение примерно 400 - 900 минут от начала счета для разных блоков. Работа нагревателей СОТР моделировалась управляющей функцией 2.11), в которой принято $\Delta T_0 \sim 0.5^\circ\text{C}$.

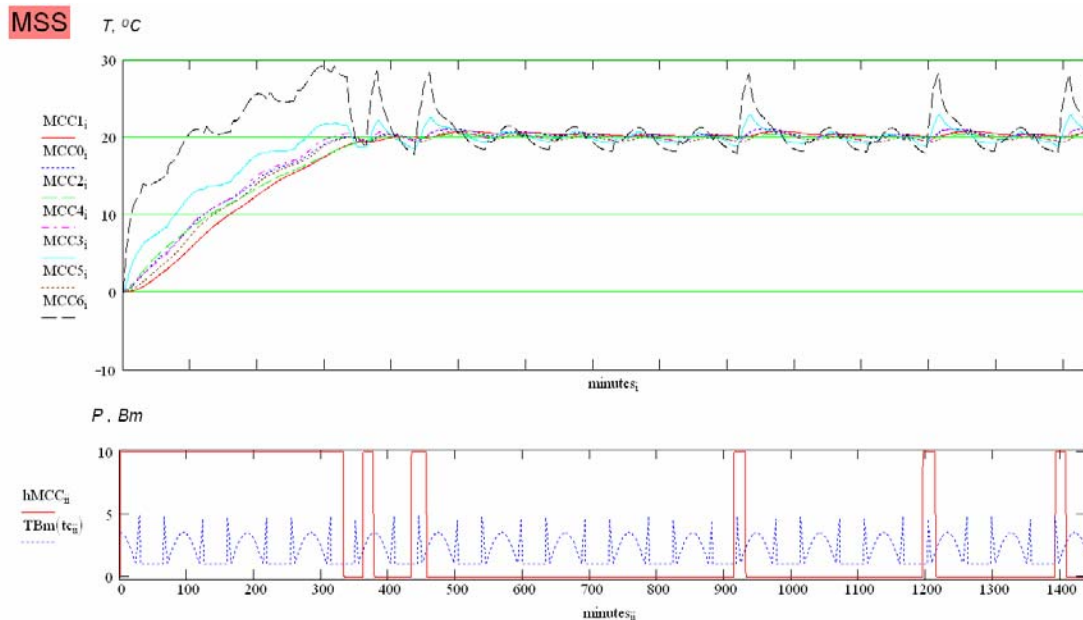


Рис. 66 Выход теплового режима на установившееся состояние после "холодного" старта. Температура элементов модуля МСС. На нижнем графике - циклограмма работы нагревателей СОТР термобуфера и циклограмма внешних потоков в апертуру.

На рис. 7 приведены результаты расчета для случая суточного полета при "горячем старте". В этом тесте задавалась начальная температура всех элементов равная 30°C , затем

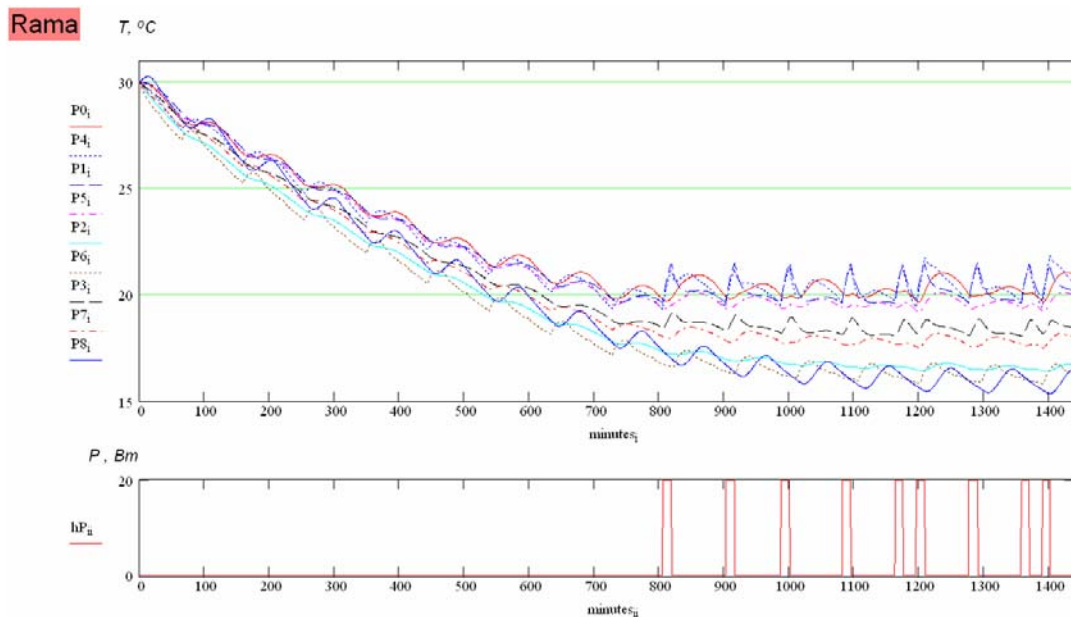


Рис. 7 Выход теплового режима на установившееся состояние после "горячего" старта. Температура элементов модуля РАМА. Начальная температурой элементов модуля ЦА 30°C . На нижнем графике - циклограмма работы нагревателей СОТР рамы.

все внешние потоки на элементы определялись полетом в дежурном режиме с орбитальной ориентацией КА и теплообменом с температурой корпуса КА 30°C . В отличие от “холодного старта” температуры элементов устанавливаются также с небольшими осцилляциями около некоторых своих значений, но уже в течение примерно 700 - 1200 минут от начала счета для разных блоков. Средние мощности работы теплонагревателей СОТР заметно ниже.

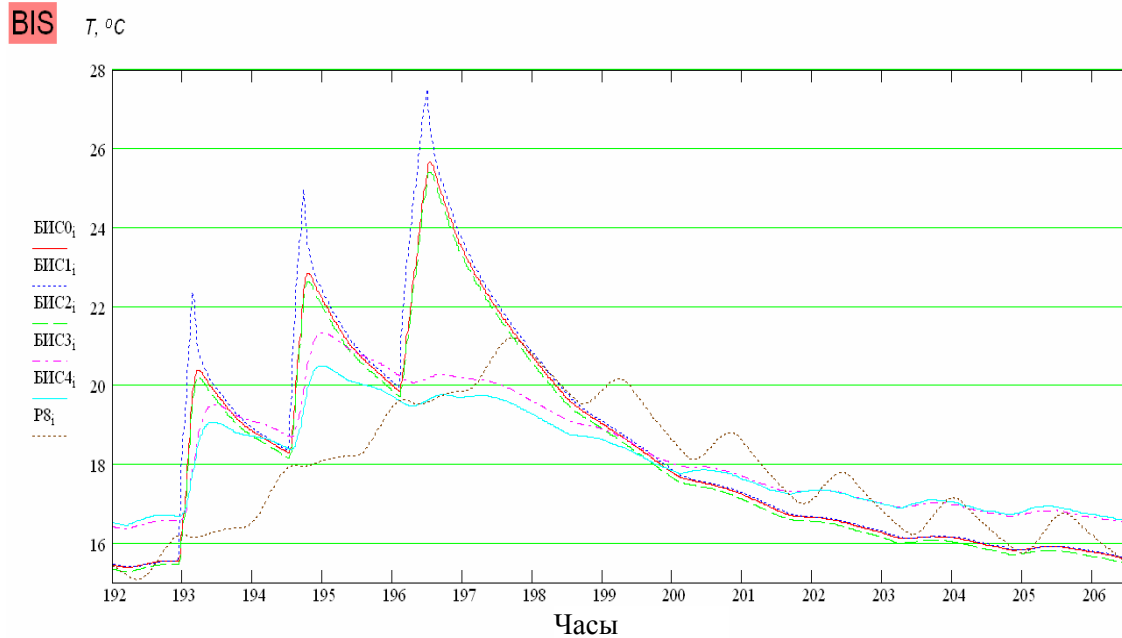


Рис. 8 Первые 9 витков после включения ЦА и начала полета с серией рабочих сеансов, начавшихся из установившегося дежурного режима при нормальной температуре корпуса КА. Температуры элементов модуля БИС. Рабочий режим, орбитальная ориентация, температура корпуса КА $T_{КА} = 20^{\circ}\text{C}$

На рис. 8 представлены результаты расчетов в тех же условиях, что и на предыдущих, но для рабочего режима (серия из двух сеансов съемки и одного сеанса передачи данных в течение суток). Расчеты выполнены для случая выхода на установившийся в течение около 8 суток тепловой режим полета после первых трех витков от начала отсчета суток. Из этих данных следует, что заложенный в примененной схеме терморегулирования принцип аккумуляции избыточного тепла, выделяемого в течение рабочих сеансов, за счет теплоемкости заложенных компонентов электронных блоков, успешно реализуется. Подъем температур в течение рабочих сеансов нигде не превышает заданный диапазон изменения температур термостабилизации, и таким образом СОТР способна удерживать эту температуру для термостабилизированных зон ЦА. Средняя мощность нагревателей заметно ниже, чем в предыдущих случаях и еще остается запас понижения мощности.

На рис. 9 представлены результаты расчета теплового режима для более теплонапряженного случая, с температурой внутри корпуса КА $+40^{\circ}\text{C}$. В установившемся режиме здесь наблюдается лишь небольшое ($1-2^{\circ}\text{C}$) увеличение предельных температур элементов рамы по сравнению с предыдущими случаями, что не отражается на выполнимости технических

требований. Но выделение мощности нагревателей на раме практически прекращается. Общая средняя мощность всех нагревателей уменьшается примерно до 40% от номинала.

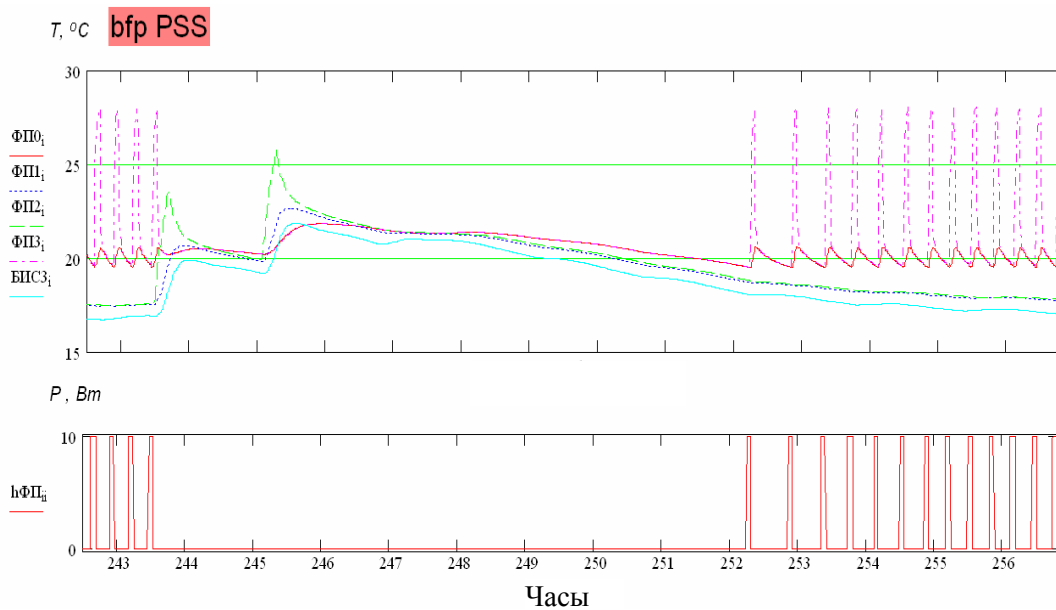


Рис. 9 Первые 9 витков полета с серией рабочих сеансов, начавшихся из установившегося дежурного режима при горячем корпусе КА. Температуры элементов модуля БФП. Рабочий режим, орбитальная ориентация, температура корпуса КА $T_{KA} = 40^\circ\text{C}$. На нижнем графике циклограмма работы нагревателей СОТР БФП PSS.

На рис. 10 – 11 представлены данные расчетов для рабочих режимов (два сеанса съемки и один сеанс передачи в течение суток) для случая выхода на установившийся в течение около 8 суток тепловой режим полета с *инерциальной* ориентацией КА после первых трех витков от начала суток для случая “горячего” (рис. 10) и “холодного” (рис. 11) корпуса КА. Температурные режимы удовлетворяют техническим требованиям.

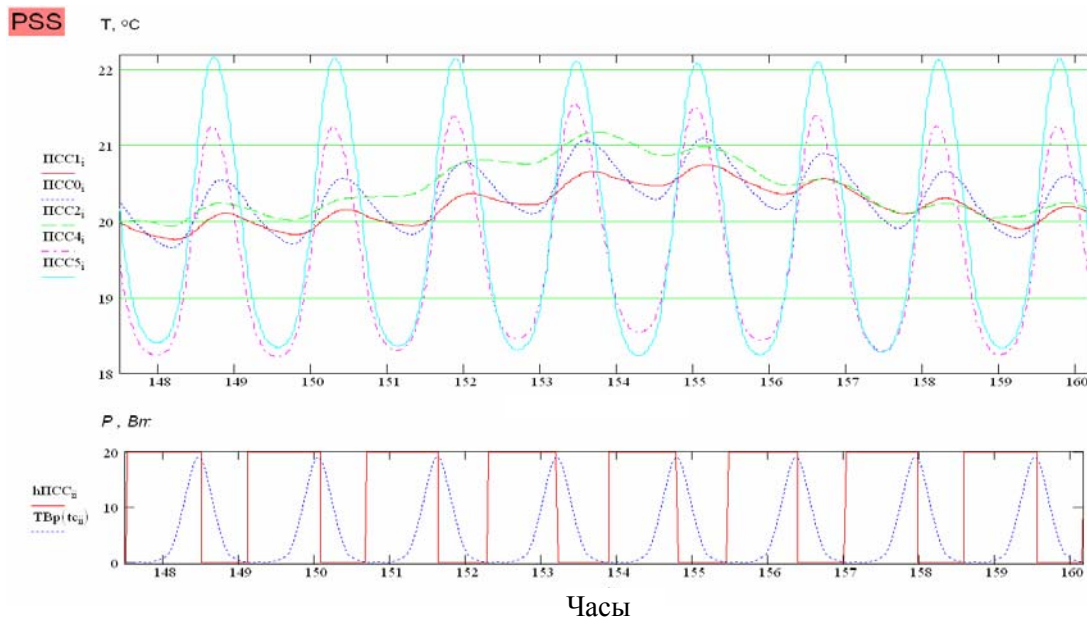


Рис. 10 Первые 8 витков полета с серией рабочих сеансов, начавшихся из установившегося режима при горячем корпусе КА. Температура оптических элементов модуля PSS. Рабочий режим, инерциальная ориентация, температура корпуса КА $T_{KA} = 40^\circ\text{C}$.

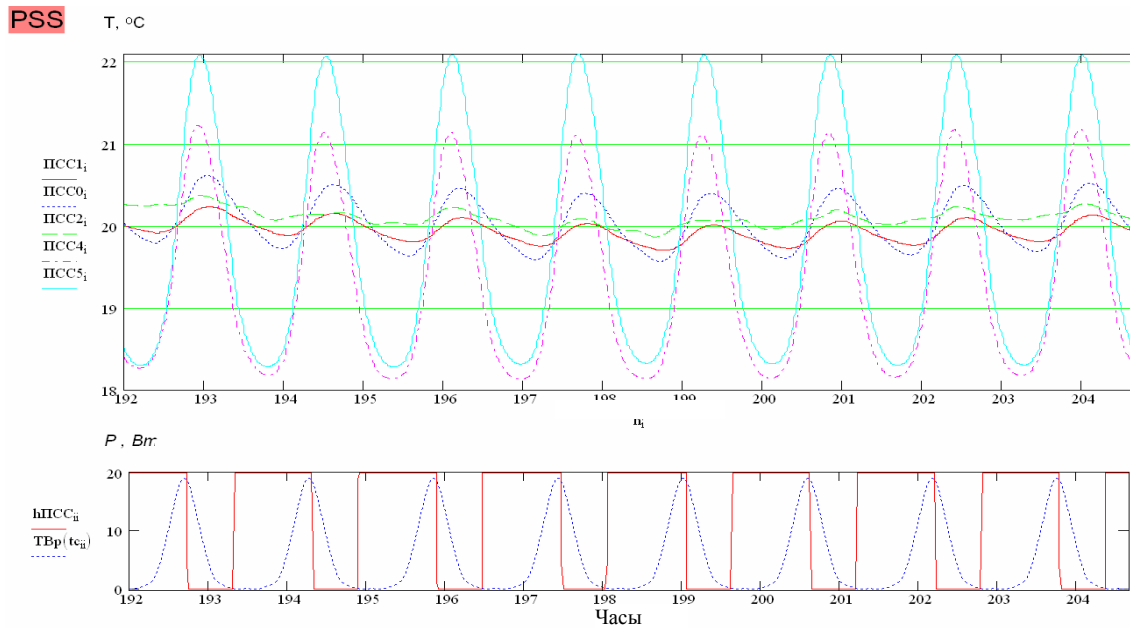


Рис. 11 Первые 8 витков полета с серией рабочих сеансов, начавшихся из установившегося режима при холодном корпусе КА. Температура оптических элементов модуля ПСС. Рабочий режим, инерциальная ориентация, 8 витков в установившемся режиме, температура корпуса КА $T_{КА} = -10^{\circ}\text{C}$.

Проведенные на основе представленной модели тепловые расчеты и их сравнение с результатами наземных испытаний показали, что принятая схема терморегулирования и выбранные ее конструктивные параметры обеспечивают выполнимость технических требований к обеспечению теплового режима на орбите модуля целевой аппаратуры космического аппарата дистанционного зондирования Земли БелКА.

Литература

1. Залетаев В. М., Капинос Ю. В. Сургучев О. В. Расчет теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979.
2. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его обстановки. / Под ред. Г. Петрова. М.: Машиностроение, 1971.
3. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2003.
4. Беднов С. М., Кипяткевич Р. М. Методы и средства отработки тепловых режимов современных космических аппаратов. // III Международная конференция-выставка. Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Кн. II. М.: ЦНИИМАШ, 2002.