

Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 5. С. 195–211
Thermal processes in engineering, 2024, vol. 16, no. 5, pp. 195–211

Научная статья
УДК 629.7.018.3:536.24

О методе прогнозирования и диагностики температурного состояния субсистем космического назначения, основанном на серии комплексных вычислительных и натуральных экспериментов, и некоторых примерах его применения

Е.Ю. Котляров¹✉, В.С. Финченко¹

¹Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, Химки, Россия
✉evgeny-1@list.ru

Аннотация. В статье описан метод создания тепловых математических моделей для субсистем космического назначения и их применения для выполнения и сопровождения проектных работ, подбора агрегатов систем терморегулирования и систем обеспечения теплового режима космических аппаратов с необходимыми характеристиками, а также для постановки экспериментов с составными частями системы и всей системой в промежуточном и окончательном летном исполнении. При реализации метода используются различные, в том числе специально адаптированные, инженерные методики расчета и методики испытаний теплотехнических устройств, входящих или планируемых для применения в данной субсистеме.

Ключевые слова: тепловая математическая модель, комплексный эксперимент, теплопередающий агрегат, контурная тепловая труба, газожидкостный теплообменник, элемент Пельтье, жидкостной контур с механическим насосом, вычислительный эксперимент

Для цитирования. Котляров Е.Ю., Финченко В.С. О методе прогнозирования и диагностики температурного состояния субсистем космического назначения, основанном на серии комплексных вычислительных и натуральных экспериментов, и некоторых примерах его применения // Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 5. С. 195–211. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=182008>

Original article

On a temperature state forecasting and diagnosing method of spacecraft-oriented subsystems based on a series of comprehensive computational and natural experiments, and several examples of its application

E.Yu. Kotlyarov¹✉, V.S. Finchenko¹¹Lavochkin Science and Production Association, Khimki, Russia

✉evgeny-1@list.ru

Abstract. The article describes a method for thermal mathematical models building for the spacecraft-oriented subsystems and their application for the design works accomplishing and following. They can be employed as well for selecting the spacecraft thermal control systems units and spacecraft thermal mode ensuring systems units with necessary characteristics, and setting up experiments with constituent parts of the system and the system as a whole in both intermediate and final versions. Various engineering techniques, including specially adapted, for thermo-technical computing and testing of the devices already incorporated or planned for application in the selected subsystem are being employed while the said method realization.

Keywords: thermal mathematical model, comprehensive experiment, heat transfer unit, loop heat pipe, gas-liquid heat exchanger, Peltier element, mechanically pumped fluid loop, computational experiment

For citation. Kotlyarov E.Yu., Finchenko V.S. On a temperature state forecasting and diagnosing method of spacecraft-oriented subsystems based on a series of comprehensive computational and natural experiments, and several examples of its application. *Thermal processes in engineering*. 2024, vol. 16, no. 5, pp. 195–211. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=182008>

Введение

Создание изделий, надежно функционирующих в условиях космического пространства, представляет собой достаточно сложную, объемную и творческую техническую проблему. Важными составляющими в ее решении являются проектирование, создание, наземная отработка и сопровождение штатной работы системы обеспечения теплового режима (СОТР) разрабатываемого объекта, которая должна обеспечить надежную работу всех элементов конструкции и приборного оборудования космического аппарата (КА) в течение заданного времени его эксплуатации.

Трудность решения частной задачи по разработке СОТР заключается не только в сложной, многоэлементной структуре данных систем, каждый из элементов которых работает на различающихся друг от друга физических принципах, что вынуждает искать математические модели,

адекватно описывающие используемые физические явления массо- и теплопереноса, но и в ограниченной в настоящее время возможности создавать на наземных экспериментальных установках для отработки СОТР субсистем космического назначения реальные физические параметры космического пространства: микрогравитацию, глубокий вакуум, солнечное, а также собственное и отраженное тепловое излучение планет и др.

При проектировании теплотехнических систем космического назначения уместно вспомнить «Рассуждения о методе» Рене Декарта, согласно которым ничто не следует принимать на веру, необходимо наиболее полно рассматривать исследуемый объект и его связи, целенаправленно разделить объект на составные части, которые удобнее и проще изучать, руководствуясь при этом принципом «продвижения от простого к сложному».

Предлагаемый нами метод во многом основан на принципах, сформулированных Р. Декартом, а блок-схема, представленная на рис. 1, иллюстрирует сущность и взаимосвязь основных принципов метода.

Изначально (на качественном) для решения поставленной проблемы определяются схема и состав системы обеспечения теплового режима проектируемого космического аппарата или изделия. Принцип действия и инженерные методики расчета, входящих в систему элементов, целенаправленно изучаются. Выявля-

ются элементы, наиболее существенно влияющие на характеристики системы. Данное влияние можно выявить и изучить с помощью простых математических моделей, которые упрощенно воспроизводят работу тех или иных узлов и агрегатов, с учетом условий применения.

При этом характеристики одних частей системы могут подтверждаться натурными экспериментами, других – вычислительными экспериментами, а третьих могут быть представлены «паспортными характеристиками изделия».

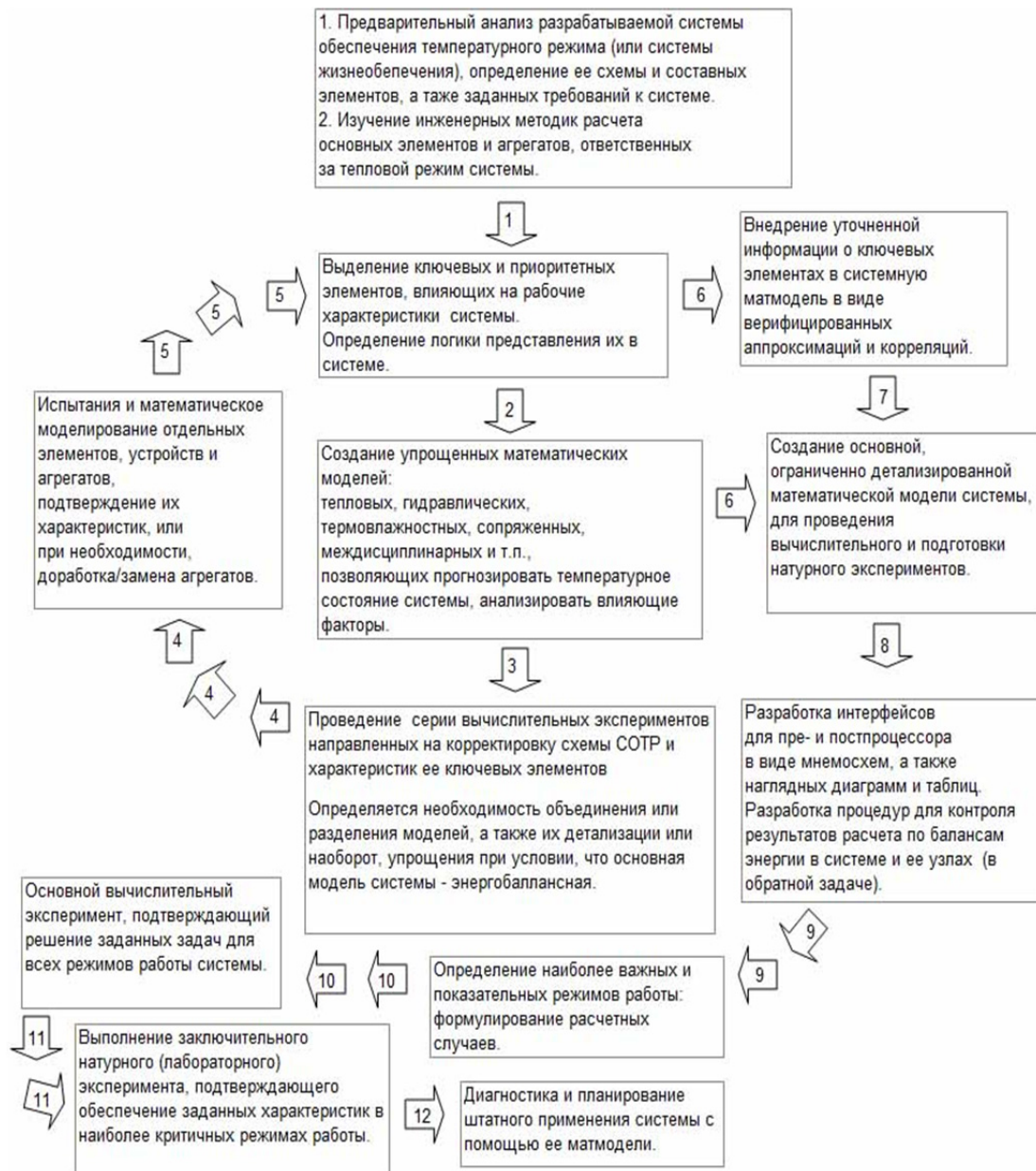


Рис. 1. Блок-схема, иллюстрирующая применение метода прогнозирования и диагностики характеристик теплотехнологической системы

По мере изучения доли влияния на рабочие характеристики исследуемой системы каждого отдельного элемента его детализация или формат макропредставления (в составе системы) корректируются до адекватного отражения в общей математической модели СОТР. Понимая, что современные теплотехнологические системы часто требуют рассмотрения междисциплинарных задач, поэтому следует стремиться представлять граничные условия в зонах взаимодействия элементов и процессов так, чтобы не сводилась на нет физико-математическая сущность функционирования составных частей СОТР.

Если говорить о требовании выполнять наиболее полный обзор проблемы, то в предлагаемом методе это обеспечивается двойко: во-первых, с помощью вычислительного эксперимента, который позволяет, например, расширить диапазон воспроизведения условий применения объекта, а во-вторых, посредством итерационного процесса, то есть обратной связи, которая допускает при получении промежуточных результатов заново пересматривать характеристики и способ математического описания отдельных фрагментов (частей) системы.

1. Исследование рабочих характеристик и адаптация технологии контурных тепловых труб к применению в составе изделий космического назначения

Одним из первых примеров, давших начало разработке и применению предлагаемого здесь метода, может служить исследование характеристик контурных тепловых труб (КнТТ), проводимое в АО «НПО Лавочкина» с участием авторов на этапе адаптации технологии КнТТ к космическому применению.

Новый тип тепловых труб был разработан в Свердловском отделении АН СССР [1] для решения технической задачи, связанной с отведением тепловой нагрузки высокой плотности от мощного источника при произвольном пространственном положении теплопередающего устройства в условиях перегрузок, в связи с чем данное устройство получило название «Антигравитационная тепловая труба» (АГТТ) [2].

Принцип действия данной тепловой трубы основан на организации движения пара и жидкости по раздельным каналам, а капиллярная структура в ней расположена только в испарите-

ле, который в КнТТ одновременно выполняет функции капиллярного насоса, парогенератора, гидрозатвора и теплового затвора.

Когда впервые КнТТ (с теплоносителем H_2O и капиллярной структурой из Ti) оказалась в АО «НПО Лавочкина» на тепловакуумных испытаниях, сразу было отмечено ее необычное свойство: при изменении передаваемой тепловой нагрузки от ~20 до ~150 Вт практически неизменным оставался рабочий перепад температур «пар-жидкость» ($T_s - T_L$). Этот феномен объясняется тем, что в отличие от обычных (например, аксиальных или артериальных) тепловых труб в контурных тепловых трубах существует физически обоснованная зависимость между указанным температурным перепадом и потерями давления теплоносителя в теплопередающем контуре [2, 3]:

$$\left(\frac{dP}{dT}\right)_{T_s} \times (T_s - T_{S(KIT)}) = \sum_{i=1}^{n-1} \Delta P_i + P_{NG} + \rho gh, \quad (1)$$

где ΔP_i – потери давления теплоносителя при движении по участкам теплопередающего контура (паропровод, конденсатор, конденсаторопровод), P_{NG} – парциальное давление неконденсируемых газовых примесей, ρgh – гравитационный напор, $(dP/dT)_{T_s}$ – производная кривой насыщения теплоносителя на уровне рабочей температуры. Теплоноситель имеет (относительно близкие, равновесные) температуры T_s – на поверхности теплоподвода, и $T_{S(KIT)}$ – на всасывающей поверхности капиллярно-пористой вставки.

При этом для поддержания разности давлений $\left(\frac{dP}{dT}\right)_{T_s} \times (T_s - T_{S(KIT)})$, которая обеспечи-

вает циркуляцию теплоносителя, в испаритель должен поступать жидкий теплоноситель, охлажденный до температуры T_L

$$T_L \leq T_s - \frac{T_s - T_{S(KIT)}}{1 - \exp\left(-\frac{\dot{m} \cdot C_p \cdot \delta}{\lambda \cdot F}\right)}, \quad (2)$$

где δ , F , λ толщина, поперечное сечение и эффективная теплопроводность капиллярной структуры соответственно, а C_p и \dot{m} – теплоемкость и массовый расход теплоносителя. Выражение (2), которое характеризует «тепловое условие цир-

куляции» в КнТТ, можно получить из уравнения теплопроводности для капиллярно-пористой структуры, внутри которой жидкий теплоноситель движется навстречу потоку тепла [3, 4, 5] (в КнТТ капиллярно-пористая структура выполнена в виде полый тонкостенной цилиндрической вставки).

В работе [6] с помощью ряда допущений было показано, что при ламинарном течении теплоносителя (одновременно на всех участках контура) формируются условия, при которых перепад температур $T_S - T_L$ должен стабилизироваться. Однако при пониженных тепловых потоках, когда независимые от расхода давления $P_{нг}$ и ρgh начинают превышать динамические потери напора в КнТТ, а также при больших тепловых потоках, вызывающих возникновение турбулентного режима, указанный перепад температур неизбежно должен возрастать. Опираясь на эту логику, работа [6] дает теоретическое обоснование тому, что при $Q \rightarrow 0$ перепад $(T_S - T_L) \rightarrow \infty$, а теплопередающая характеристика КнТТ в виде зависимости $(T_S - T_L) = f(Q)$ имеет V-образную форму.

В процессе тепловакуумных испытаний КнТТ (с теплоносителем C_3H_6), созданной в АО «НПО Лавочкина» с целью проведения первого летного технологического эксперимента КнТТ в составе КА «Гранат» [7], был обнаружен другой феномен: при заранее охлажденном конденсаторе КнТТ ее запуск в результате подведения небольшой нагрузки к испарителю (~5 Вт) влечет сначала резкий рост передаваемого теплового потока (~200 Вт), а затем при достижении некоторого минимального «ненулевого» перепада температур между испарителем и конденсатором передача теплового потока полностью останавливается (рис. 2) [8].

Было сформулировано предположение о том, что наблюдаемый необычный запуск может привести к автоколебательному процессу, так как при одном и том же перепаде температур КнТТ (имеющая V-образную характеристику) способна передавать два существенно отличающихся значения теплового потока.

Для подтверждения этой гипотезы впервые для устройства типа КнТТ была разработана нестационарная тепловая математическая модель (ТММ) [8], которая представляла собой систему дифференциальных уравнений теплового баланса вида:

$$C_i \times \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_{j=1}^n \Delta Q_{i-j} \quad (3)$$

Особенность данной ТММ состояла в том, что нелинейная (V-образная) теплопередающая характеристика КнТТ, отражающая взаимозависимость тепловой и гидравлической характеристик КнТТ, была выражена в виде трехмерного массива заранее рассчитанных перепадов температуры $(T_S - T_L) = f(Q, T_s, La)$, где Q – тепловой поток, передаваемый КнТТ в стационарном режиме, T_s – температура насыщения в испарителе, La – длина активной зоны конденсации.

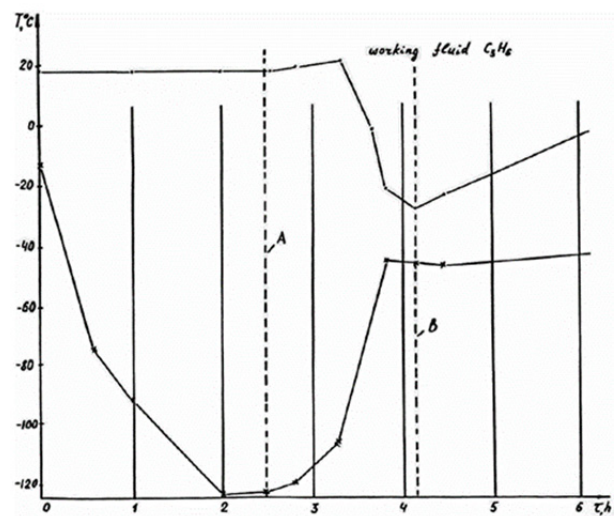


Рис. 2. Тепловакуумные испытания КнТТ «Гранат», факсимиле диаграммы из [8] (1990): А – подведение нагрузки и запуск, В – произвольный останов

Таким образом, рутинная стационарная теплогидравлическая задача, которая достаточно трудно решалась с помощью соотношений (1) и (2) и многочисленных вспомогательных расчетных формул, была вынесена за скобки, и это позволило создать и применить достаточно простую нестационарную ТММ КнТТ. Рис. 3 демонстрирует расчетную схему КнТТ с конденсатором-радиатором [8]. В системе уравнений (3) ключевым является тепловой баланс так называемой компенсационной полости, то есть той части испарителя КнТТ, которая сообщается с впитывающей (жидкий теплоноситель) поверхностью капиллярно-пористой структуры:

$$C_s \times \frac{dT_s}{d\tau} = Q_{II} - Q_K - m \times C_p \times ((T_S - T_L) - (T_S - T_{Ж})) \quad (4)$$

Здесь $Q_{и}$ – тепловой поток, подводимый к испарителю; $Q_{к}$ – тепловой поток, отводимый в конденсатор; T_L – расчетная температура конденсата на входе в испаритель; $T_{ж}$ – фактическая температура жидкости на входе в испаритель. Для наглядности уравнение (4) представлено упрощенно. Важной особенностью ТММ [8] явилась возможность определения положения границы «пар–жидкость» в конденсаторе (так называемой активной зоны конденсатора) на каждом шаге интегрирования и, как следствие, возможность моделирования температурного градиента в радиаторе, который представлен в ТММ [8] двенадцатью узлами.

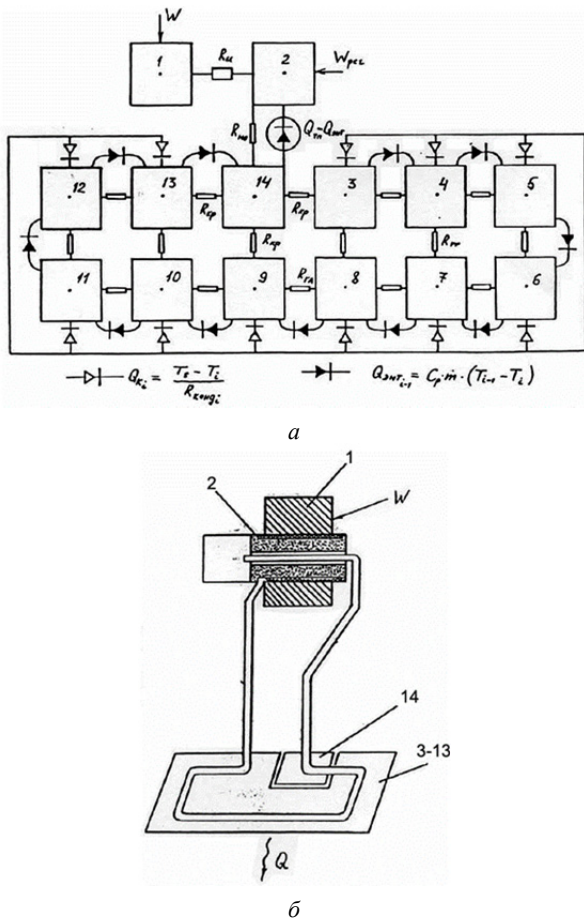


Рис. 3. Нестационарная ТММ КнТТ с конденсатором-радиатором (факсимиле иллюстраций [8]): а – расчетная схема, б – схема КнТТ

С помощью ТММ [8] был выполнен вычислительный эксперимент, подтверждающий существование автоколебательного процесса в КнТТ, а также была исследована возможность управления КнТТ с помощью отрицательных и положительных тепловых воздействий на компенса-

ционную полость испарителя. Оперативно был выполнен и натуральный эксперимент, в котором КнТТ неоднократно самопроизвольно перезапустилась при неизменных граничных тепловых условиях. Результаты исследований АО «НПО Лавочкина» были опубликованы в [6], а через несколько лет в процессе изучения и освоения разработанной в СССР технологии в профильной лаборатории NASA также были воспроизведены температурные автоколебания КнТТ [9] (рис. 4).

Интерес к необычным режимам работы КнТТ продолжал привлекать внимание специалистов [10], однако в существующей практике использования КнТТ подобные осцилляции температуры считаются нежелательными, поэтому последующие исследования АО «НПО Лавочкина» были сфокусированы не на усложнении ТММ, а на разработке технических решений, предотвращающих нештатные или нежелательные режимы функционирования КнТТ.

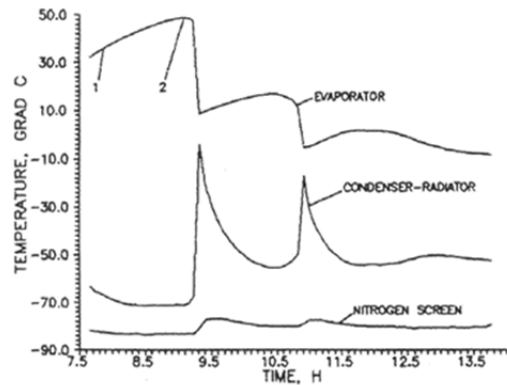


Fig.7 HP3 Start-up Test-Continuation

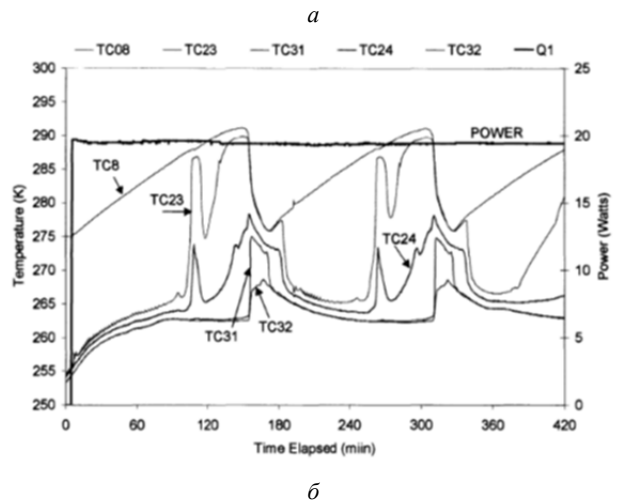


Рис. 4. Автоколебательный процесс в КнТТ, моделируемый при проведении лабораторных испытаний КнТТ, зарегистрированный в [6] (а) и [9] (б) (факсимиле диаграмм)

В ходе продолжившихся работ в АО «НПО Лавочкина», построенных на перекрестных натуральных и вычислительных экспериментах различных образцов и конфигураций КнТТ, исследовались и другие особенности данной технологии. Так, в работе [11] на исследуемую КнТТ впервые были установлены датчики давления, что позволило отдельно оценить вклад двух основных факторов (потерь напора и теплопритоков в компенсационную полость), определяющих характеристику $(T_S - T_L) = f(Q)$ и сходным образом на нее воздействующих. Это позволило улучшить сходимость расчетной и экспериментальной стационарных теплопередающих характеристик КнТТ.

Целенаправленно адаптируемые ТММ КнТТ, как стационарные, так и нестационарные, помогли разработать ряд технических решений, связанных с обеспечением заданных режимов работы КнТТ. В числе таких решений были предложены: регулятор давления, элемент Пельтье, радиатор запуска и др., которые были защищены серией патентов АО «НПО Лавочкина» [12, 13, 14, 15].

Сформировавшийся в результате проведения описанных работ комплексный метод во многом способствовал определению и созданию концепции теплопровода-радиатора на базе КнТТ, который на сегодняшний день стал наиболее востребованным и эффективным теплопередающим агрегатом в составе СОТР КА АО «НПО Лавочкина» [16], а затем и в СОТР других ведущих космических предприятий в РФ и за рубежом.

2. Об особенностях теплового проектирования СОТР научно-исследовательского перчаточного бокса (LSG), функционирующего на орбите Земли

Дальнейшее свое развитие комплексный метод (с участием авторов) получил в начале 2000-х гг. в процессе выполнения работ, связанных с тепловым и гидравлическим проектированием крупнейшего орбитального научно-исследовательского перчаточного бокса «LSG» (Life Science Glovebox) [17], который был разработан и изготовлен в Нидерландах силами небольшой частной компании Bradford Engineering B.V. В 2018 г. LSG (далее – научный перчаточный бокс (НПБ)) был доставлен японским носителем на борт МКС и размещен для применения в японском модуле.

Как показано на рис. 5, для поддержания собственного температурного режима НПБ оснащен двумя водяными и двумя воздушными контурами. Один воздушный контур (Avionics) охлаждает служебное оборудование, второй – рабочую камеру (WVA), в которую обеспечен доступ рук операторов с помощью герметичных перчаток. Рабочая камера имеет пониженное давление и дозированно снабжается свежим, содержащим кислород, воздухом из кабины, что позволяет выполнять эксперименты с живыми организмами. Воздушный контур Avionics является замкнутым в пределах стандартной стойки МКС (ISRP-International Standard Payload Rack), в которой смонтирован НПБ. Со стороны кабины установка НПБ может дополнительно оснащаться внешними экспериментальными модулями SE и SPL (Science Equipment – научный эксперимент и Sub-rack Payload – дополнительная коробка с полезной нагрузкой), для работы которых требуется подключение к циркуляционным контурам (воздуха и воды) НПБ с помощью быстроразъемных соединений.

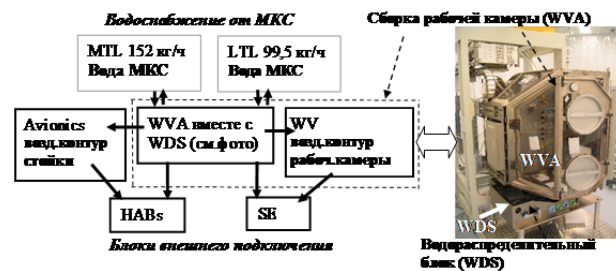


Рис. 5. Общая структурная схема и внешний вид НПБ (LSG)

С более подробным описанием технических характеристик и возможностей применения НПБ можно ознакомиться в [17]. Здесь целенаправленно отметим особую специфику теплогидравлического моделирования НПБ, имеющую отношение к методу, структура которого отражена на рис. 1.

В состав НПБ входят следующие, формирующие состав его СОТР элементы:

- теплообменник «воздух–вода» (WVHX), с помощью которого поддерживается заданная температура воздуха, циркулирующего в рабочей камере (в диапазоне 18–27 °С).
- теплообменник «вода–вода» (WW/HX), с помощью которого обеспечивается понижение температуры воды (но не ниже 15,5 °С) на входе в теплообменник рабочей камеры WV/HX.

– теплообменник «воздух–вода» (AAA), установленный во внутреннем воздушном контуре стойки (Avionics), для охлаждения размещенного там оборудования (общим тепловыделением около 1300 Вт).

– три термоплаты (CPs), обеспечивающие непосредственное охлаждение водой служебного оборудования внутри стойки (~500 Вт)

– водораспределительная система (WDS), которая выполнена в виде централизованного блока и с помощью которой организовано подключение и переключение воды, подаваемой в различные элементы и агрегаты НПБ, а также измерение и регулирование ее расхода.

Рис. 6 демонстрирует мнемосхему СОТР НПБ, которая использовалась для наглядного представления расчетных характеристик СОТР в процессе теплового проектирования. Рабочая конфигурация СОТР может быть адаптирована под определенные научные задачи с помощью выбора положения жидкостных вентилях. Собственные жидкостные контуры НПБ не имеют насосов, разомкнуты и подключаются к двум магистральным жидкостным контурам МКС – МТЛ и LTL, обеспечивающим заданный циркуляционный напор ~40 КПа и температуру, среднюю и холодную соответственно. Для обеспечения теплового режима устройств и элементов НПБ подключение к МКС «по воде» может вы-

полняться с изменением схемы соединения, однако непосредственное смешение теплоносителей МТЛ и LTL не допускается.

Параметры, определяющие режимы и условия применения НПБ, следующие:

– температура воздуха в кабине МКС и температура поверхностей кабины, ориентированных к НПБ (Tenv&Torfs), – 17 °C/17 °C – 28 °C/37 °C (минимум и максимум применяются одновременно);

– заданная температура воздуха в рабочей камере НПБ задается как температура уставки в диапазоне 18 °C–27 °C;

– температура воды МТЛ, поступающей к НПБ (min/max), –16 °C–19,5 °C.

– температура воды LTL, поступающей к НПБ (min/max), – 3,3 °C–8 °C;

– варианты соединения НПБ и дополнительного модуля Science Equipment (SE): отсоединен; охлаждается с помощью МТЛ; охлаждается с помощью LTL; рассеивает тепло только в воздух рабочей камеры;

– варианты соединения НПБ и дополнительного модуля SPL (Subrack Payload) к охлаждающим контурам (либо к МТЛ, либо к LTL): отсоединены; охлаждение МТЛ (1 или 2 коробки); охлаждение LTL (1 или 2 коробки), то есть пять вариантов подключения.

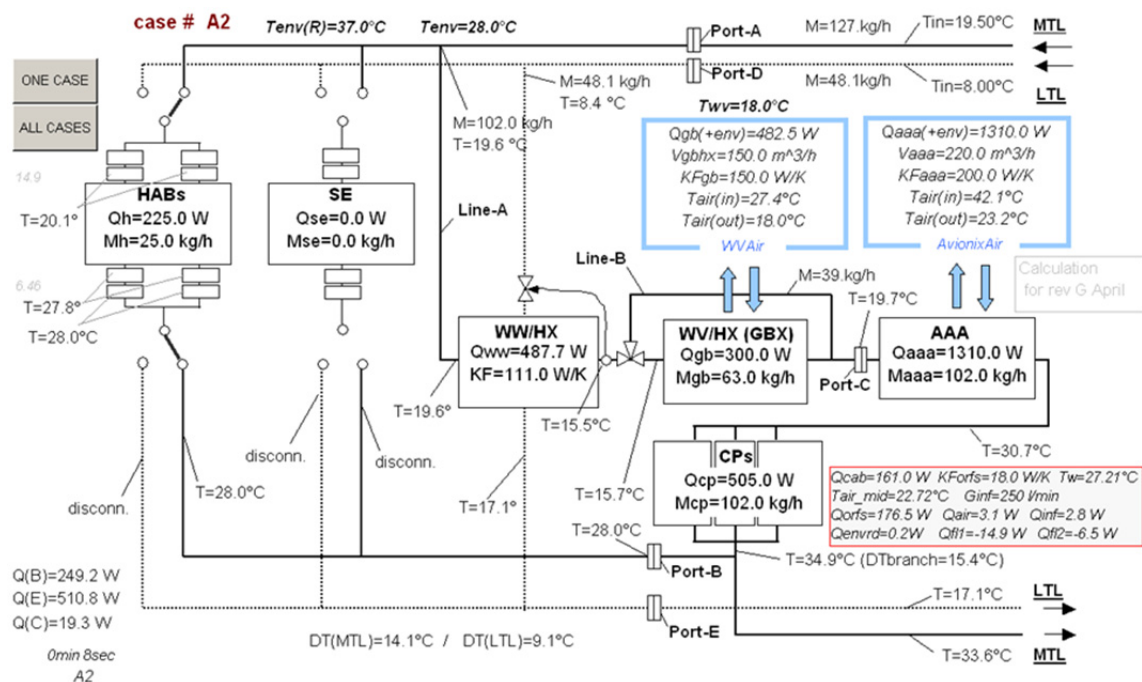


Рис. 6. Мнемосхема СОТР НПБ, применяемая в процессе теплового проектирования

Таким образом, с учетом граничных условий, режимов теплонагружения и способов подключений узлов НПБ количество рабочих и соответствующих температурных состояний НПБ составило 320, что в конечном итоге потребовало рассмотрения такого же числа расчетных случаев по тепловому режиму. В процессе работы стало очевидно, что качественный отсев «плохих» и «хороших» режимов невозможен, поэтому для приемлемой оперативности расчета всех 320 стационарных температурных состояний системы соответствующая математическая модель была необходимым образом упрощена.

Расчетная схема тепловой математической модели НПБ показана на рис. 7 и отражает одно из рабочих состояний системы. Температурное состояние НПБ моделировалось системой уравнений, которая описывает стационарный тепловой баланс в узлах СОТР НПБ [17].

Большинство искомым температур в узлах модели вычислялись в явном виде (температуры смешения, температуры на выходе из ветви, при известном теплонагружении и т. п.), при этом пять температур и один расход вычислялись методом Ньютона – Раффсона. Расчет «за один проход» для всех 320 случаев с построением необходимых графиков (средствами Excel) занимал 5–7 мин. Разница во времени возникала, очевидно, в результате варьирования числа итераций,

с помощью которых уточнялись расходы воды в теплообменниках WW/HX и WV/HX, обеспечивающих в первом случае температуру не ниже 15,5 °С на входе в WV/HX, а во втором – температуру воздуха в рабочей камере равную температуре уставки.

Определение значений тепловых проводимостей, применяемых в тепловой модели НПБ, осуществлялось в три этапа. На начальном этапе эти проводимости задавались на основании имеющегося опыта и требований спецификации. Затем производились проектные и конструкторские расчеты отдельных агрегатов, а также их автономные испытания. Далее в системной модели характеристики агрегатов задавались массивами или аппроксимациями, отражающими «поведение» агрегатов более точно.

Потери напора в газовых и водяных магистралях НПБ, а также в их отдельных частях рассчитывались (и проверялись на соответствие требованиям спецификации) с помощью отдельно разработанных простых стационарных математических моделей; окончательно эти характеристики подтверждались тестами. Относительно узкий температурный диапазон работы НПБ позволил разделить процессы теплового и гидравлического (по жидкости и газу) проектирования СОТР. В свою очередь это позволило разгрузить основную системную тепловую модель НПБ.

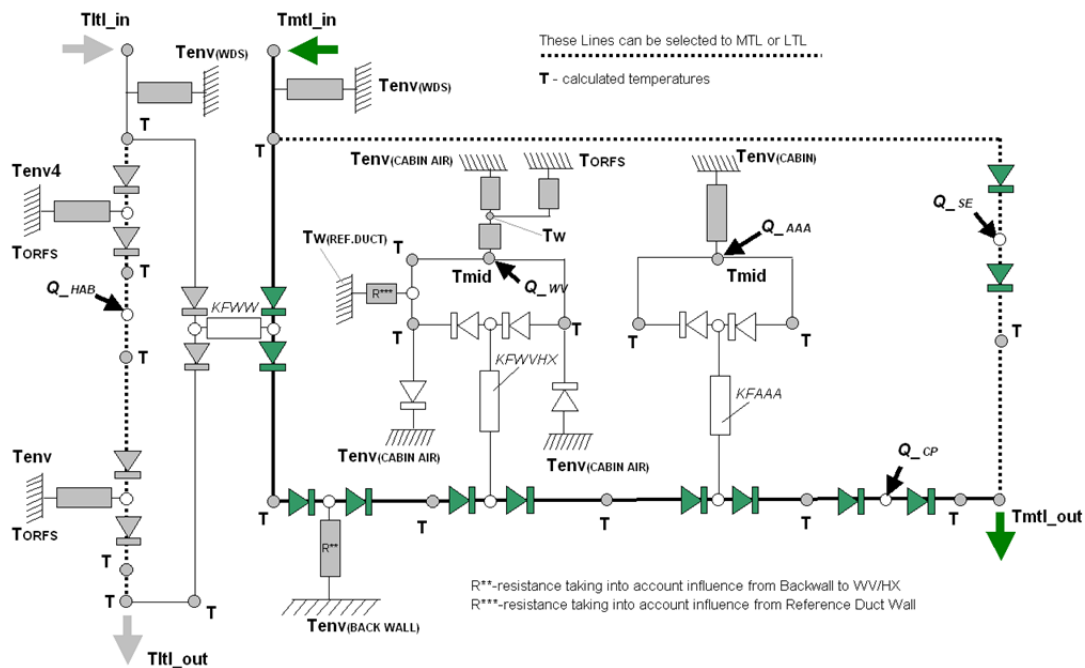


Рис. 7. Расчетная схема СОТР НПБ

В качестве дополнительных особенностей, выявленных при проектировании СОТР НПБ, следует отметить следующие:

- теплообменник WV/НХ (ключевой элемент НПБ) необходимо было спроектировать с нуля с учетом требований температурного режима рабочей камеры. В конструкции WV/НХ регламентировалось использовать технологию алюминиевого оребрения стальных трубок, разработанную в другом более раннем проекте, при изготовлении теплообменника ААА. Применительно к НПБ критериальные уравнения, моделирующие теплообмен оребренной трубки, были откорректированы по результатам тепло-гидравлических испытаний ААА. Далее с учетом условий применения WV/НХ была выполнена серия расчетов, позволивших выбрать и обосновать (в доступных габаритах) необходимое количество параллельных и перекрестных ходов как для воздуха, так и для воды [17];

- при проектировании отдельных элементов газовых контуров НПБ для определения достоверного аэродинамического сопротивления этих элементов использовались макеты, изготовленные на 3D-принтере (для продувки);

- выравнивание расходов жидкости в параллельных ветвях системы обеспечивалось с помощью подгонки дроссельных шайб до достижения заданного результата, контролируемого расходомерами;

- проверка гидравлических сопротивлений быстроразъемных соединений, гибких соединений и некоторых других элементов сторонних производителей осуществлялась с помощью собственных автономных испытаний (при этом в ряде случаев номенклатура, а при необходимости поставщик элемента были заменены);

- в процессе проектного моделирования рабочих характеристик НПБ наряду с множеством упрощенных моделей были выполнены попытки применить комбинированную теплогидравлическую математическую модель СОТР (разработанную с помощью программного обеспечения типа SINDA/FLUINT). Практика показала неэффективность такого решения, в частности при выполнении пре- и постпроцессорных процедур, внесении изменений в расчетную схему, а также при обработке результатов расчета и контроле их достоверности (этот вариант ТММ был отклонен);

- собственные программные коды для основной тепловой математической модели НПБ были созданы с помощью VBA-Excel. Это позволило наиболее оперативно применять ТММ НПБ при внесении новых исходных данных и изменениях схемы соединений агрегатов, а также наглядно представлять, анализировать и контролировать большие объемы входной и выходной информации;

- проверка достоверности вычисленных характеристик режимов работы НПБ (в разработанном для НПБ программном обеспечении) осуществляется в форме обратной задачи, проверяющей тепловой баланс ключевых элементов системы с помощью таблиц Excel (например, по вычисленным температурам теплоносителей и их расходам автоматически проверялись равенство подводимого и отводимого потоков, а также рассчитывался КФ теплообменника для сравнения с изначально заданным значением).

3. Разработка и исследование характеристик универсальной жидкостной системы охлаждения геостационарного искусственного спутника Земли мощностью 3 кВт

Создание универсального жидкостного контура с механическим насосом (ЖКМН) и исследование его рабочих характеристик было выполнено (с участием авторов) в рамках плановой научно-исследовательской работы (НИР) Европейского космического агентства в 2007 г. Основным исполнителем НИР явилась уже упомянутая ранее компания Bradford Engineering B.V. [18].

Принципиальная схема исследуемого ЖКМН достаточно проста. Гидроконтур состоит из теплообменника полезной нагрузки, радиационного теплообменника (РТО), насосной сборки с гидроаккумулятором и байпасной сборки. ЖКМН снабжен датчиками давления и температуры, изоляционными клапанами, разъемными гидравлическими соединениями, а также всей электроникой, необходимой для работы электроприводов и соленоидов. Особенностью дизайна анализируемого гидроконтура является отсутствие параллельных ветвей в теплообменнике полезной нагрузки (ТПН), который представляет собой гладкостенную трубку длиной около 70 метров, встраиваемую в панели полезной нагрузки КА,

а также РТО, построенный в виде змеевиков из гладкостенных трубок (встроенных в две отдельные излучающие радиационные панели). Суммарная протяженность трубок РТО около 90 м, по 45 м на каждую панель РТО. Скорость движения теплоносителя в трубопроводах контура составляет порядка 1 м/с, максимальное падение давления в контуре достигает около 3,5 бар, рабочее давление гидроаккумулятора – 5 бар. Всего в систему заправляется около 7 л теплоносителя.

Работа контура происходит следующим образом. Тепловая нагрузка, имеющая постоянную мощность до 3000 Вт, подводится к жидкому теплоносителю в ТПН. Насос работает с постоянной скоростью вращения и должен обеспечивать постоянный расход теплоносителя (GALDEN) в контуре, порядка 200 л/час. В результате в ТПН поддерживается температурный градиент не более 30 градусов. Оборудование полезной нагрузки группируется по допустимому температурному уровню (диапазону) и размещается в КА в соответствующих зонах ТПН.

Важной особенностью применения рассматриваемой ЖКМН на орбите являются переменные условия стока тепла. Изменение внешних потоков, изменение граничных температур (корпуса спутника, антенны, солнечных батарей и т. д.), а также возникающее затенение радиаторов приводит к существенному изменению хладопроизводительности системы: в течение суток она может варьировать в диапазоне приблизительно 3000–6000 Вт.

Температура на входе в насос, а следовательно, и на входе в ТПН регулируется с помощью трехходового клапана, 3ХКл (рис. 8). Этот клапан ограничивает количество жидкости, направляемой в РТО. Незадействованная (ненаправленная в РТО) часть потока циркулирующей жидкости идет в байпасную линию. Перед входом в насос оба потока смешиваются в единый. Клапан позволяет управлять температурой полезной нагрузки, изменяя соотношение двух потоков.

Более детализированное описание ЖКМН, отдельных моментов его проектирования и экспериментальной отработки можно найти в работе [18] и библиографических ссылках к ней. Здесь, как и предыдущих примерах, обратим

внимание на аспекты, относящиеся к формированиям принципов метода, показанного на рис. 1.

В рамках НИР экспериментальная отработка ЖКМН рассматривалась в отсутствие КА и в отсутствие космического пространства, и это было обосновано прежде всего экономически. Однако с технической точки зрения для оценки возможностей и проверки основных характеристик прототипа жидкостного контура (который должен стать подсистемой универсальной космической платформы для геостационарной орбиты (ГСО)) такая постановка также справедлива. Кроме того, что ЖКМН является универсальной и обособленной подсистемой, все его комплектующие (насос, гидроаккумулятор, клапаны, управляющая электроника) разрабатывались вновь, поэтому для новой комплектации необходимо было исследовать совместную работу агрегатов и арматуры, энергопотребление, давление, напоры, расходы, температурные градиенты, точность (и законы) регулирования температуры и т.п.

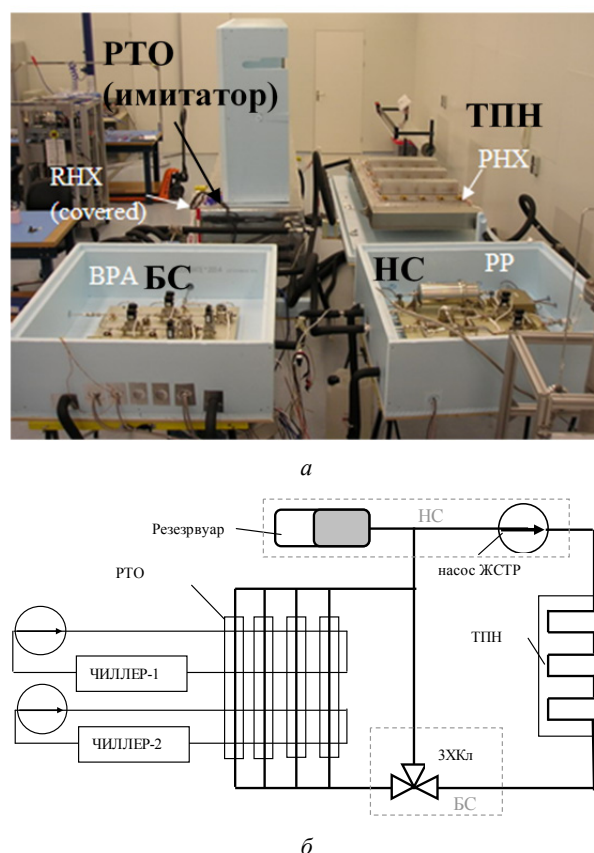


Рис. 8. Внешний вид ЖСТР в составе экспериментального стенда (а) и принципиальная схема испытаний (б)

Для решения задачи НИР были изготовлены полноразмерные имитаторы ТПН и трубок РТО. Сами панели РТО были заменены на программируемые чиллеры в целях охлаждения соответствующих трубок ЖКМН (с использованием рекуперативных теплообменников типа «труба в трубе»). На ТПН были установлены имитаторы теплоемкостей, а чиллеры воспроизводили рабочие циклограммы температуры РТО. В силу известных ограничений холодильных агрегатов (чиллеры не могли воспроизвести температуру космоса) все применяемые в испытаниях циклограммы температуры были эквидистантно сдвинуты вверх и таким образом были воспроизведены предельные перепады температур, ожидаемые в ЖКМН на ГСО.

На рис. 8 показана изготовленная для испытаний матчасть (байпасная сборка, насосная сборка, имитатор РТО, имитатор ТПН), а также схема исполнения ЖКМН в варианте проведения лабораторных наземных испытаний.

При создании и применении упрощенных математических моделей, с помощью которых выполнялись предварительные расчеты температур, давлений и расходов теплоносителя, было выявлено, что изменения физического положения трехходового клапана (ЗХКл) существенно и непропорционально изменяют суммарный расход в контуре. Для предельного «подавления» этого феномена клапан ЗХКл многократно испытывался отдельно, а геометрическая форма его головки дорабатывалась до достижения приемлемого результата [18]. В порядке заключительного мероприятия пропорциональная связь улучшалась соответствующей настройкой шагового двигателя (способного устанавливать клапан в 50 рабочих положений).

С учетом задач, поставленных НИР, разработку гидроконтур было принято выполнять с учетом следующих соображений (отработанных сформировавшихся в рабочих дискуссиях):

- максимально реалистично и близко к практике отразить в составе ТММ характеристики всех элементов ЖКМН. Для этого применялись экспериментально полученные характеристики насоса, гидроаккумулятора, клапана ЗХКл;

- использовать результаты (собственной) проливки всех значимых элементов гидравлической арматуры.

Моделирование работы ЖКМН было решено осуществлять с помощью сопряженной тепло-гидравлической модели, которую (авторам) следовало разработать в среде моделирования ESATAN/FHTS. Таким образом, предполагалось в результате математического моделирования учесть все переходные режимы и режимы регулирования температуры при наиболее корректном воспроизведении физической сущности работы ЖКМН. В применяемой ESATAN/FHTS математической постановке подразумевается, что переходные процессы в гидравлической сети происходят в значительной мере быстрее, чем в тепловой. При анализе состояния узлов твердотельной тепловой сети жидкостная сеть представлена для нее как граничные узлы, и наоборот. При этом для твердотельных узлов решаются только уравнения нестационарного теплового баланса, а для «текучих» узлов (теплоносителя) – дополнительно уравнения сохранения массы и уравнения сохранения импульса.

Клапан ЗХКл, с учетом его определяющей роли, было решено моделировать посредством двух гидравлических сопротивлений R_x и R_y , которые, соответственно, влияют на поток, направленный в сторону радиационного теплообменника и в байпасную линию. Каждая позиция клапана X соответствует лишь одной, измеренной в эксперименте паре значений R_x и R_y . Такой подход позволил наиболее просто и эффективно внедрить данные гидравлических испытаний клапана в ТММ ЖКМН, кроме того, это обеспечило учет влияния температуры на физические свойства теплоносителя, а также учет взаимовлияния суммарной производительности насоса и положения клапана.

В результате проведения математического моделирования экспериментальной установки, а также незначительной корреляции ТММ, была подтверждена высокая сходимость ТММ и натурального прототипа ЖКМН [18]. За счет этого вычислительный эксперимент с уточненной моделью позволил (на следующем шаге) с повышенной достоверностью исследовать поведение ЖКМН на ГСО. На рис. 9 показана применяемая расчетная схема (27 твердотельных, 37 жидкостных узлов) и один из полученных результатов, представляющих мгновенное распределение температур и давлений в узлах. Данный режим свидетельствует о спрогнозированной аномалии,

выраженной в «самозапирации по жидкости» одного из РТО СОТР, по причине возрастания вязкости из-за понижения рабочей температуры (при попадании РТО в тень). Такой процесс удалось воспроизвести только за счет применения именно нестационарной и сопряженной ТММ ЖКМН.

Положительный эффект применения в ТММ фактически реальных гидравлических характеристик агрегатов проявил себя в высокой сходимости расчетных и экспериментальных температурных циклограмм ТПН, а кроме того, в сходимости числа срабатывания клапана и его рабочих положений [18].

4. О комплексном моделировании ряда других subsystem и обобщенных признаках методического подхода

Идеи, лежащие в основе метода на рис. 1, были реализованы и в других исследовательских работах, помимо тех, что были описаны в разделах 1, 2, 3. Например, в [20] анализировались характеристики термоэлектрической установки для охлаждения воздуха, циркулирующего в рабочей камере малого перчаточного бокса. Установка состояла из водяной термоплаты, нескольких термоэлектрических модулей и воздушного теплообменника-охладителя, выполненного в виде оребренной пластины. Согласно методу, представленному на рис. 1, все составляющие уста-

новки были смоделированы и испытаны отдельно. Только после этого установка охлаждения воздуха в сборе исследовалась в форматах вычислительного и натурного экспериментов. При этом существенно доминировал (в качестве предварительного для системы) именно вычислительный эксперимент, направленный на определение оптимального комплекта из нескольких элементов Пельтье, устанавливаемых между воздушным и водяным теплообменниками.

В работе [21] для проведения вычислительного эксперимента, исследующего применение позисторного нагревателя (РТС) в составе локальной СОТР космического назначения, были сначала определены экспериментальные характеристики конкретного образца РТС-нагревателя. Затем полученные характеристики в виде табличных массивов были интегрированы в ТММ СОТР, что позволило повысить достоверность и убедительность полученных прогнозов характеристик виртуальной СОТР в различных режимах и условиях применения, которые на лабораторных установках воспроизводятся дорого и не всегда достоверно.

Увидеть реализацию отдельных принципов метода можно и в расчетных исследованиях, описанных в статьях [22, 23] где представлены неординарные шаги предпроектного теплового проектирования автоматических КА (но без натурных экспериментов).

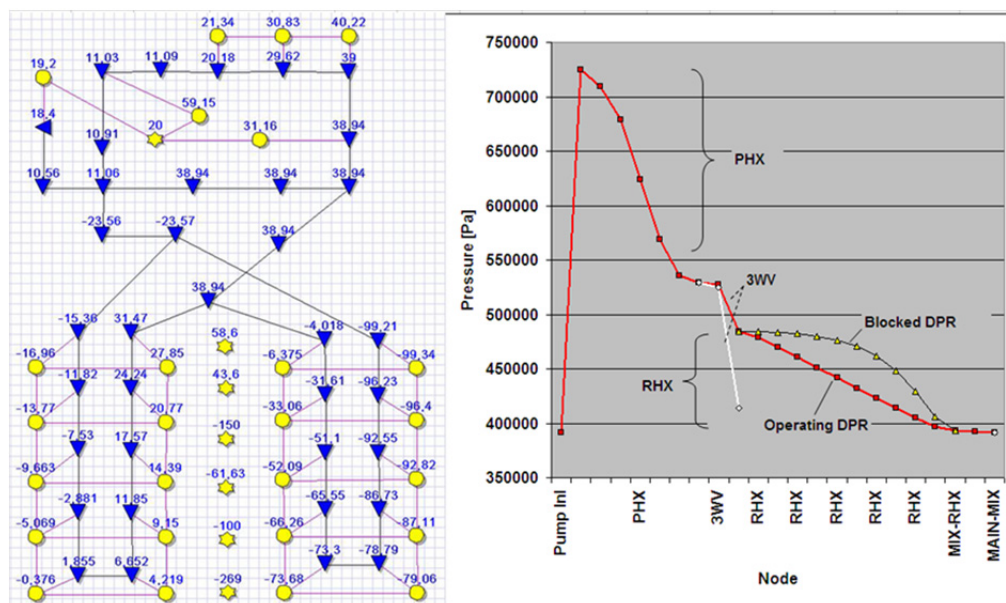


Рис. 9. Результаты вычислительного эксперимента с ЖКМН, моделирующего работу на ГСО (иллюстрация в формате факсимиле [18])

Обобщения, отраженные в блок-схеме на рис. 1 и связанные с теплогидравлическим моделированием субсистем космического назначения, опираются прежде всего на работы, описанные в разделах 1–3, поскольку на каждую из этих работ ушло не менее двух лет, и матчасти были доведены до финального состояния.

Учитывая большой объем разработанных в процессе рассмотренных исследований математических моделей, выполненных инженерных расчетов и проведенных испытаний, на основе вышеизложенного материала сформулируем общие признаки и принципы, касающиеся метода прогнозирования и диагностики температурного состояния субсистем.

1. Рассмотренные объекты исследования, прежде всего, относятся к СОТР космического назначения. Это значит, что исследуемые объекты объединяет специфика штатного применения, наземной отработки, дистанционного контроля и управления, а также концептуальных технических решений, учитывающих воздействия космических факторов.

2. Для предварительного изучения каждой субсистемы (СОТР) с помощью разработки, адаптации и целенаправленного применения упрощенных математических моделей выявляются ключевые элементы, существенным образом влияющие на рабочие характеристики субсистемы и ее температурное состояние. Математические модели различной сложности строятся в количестве от трех-пяти до пары десятков и используются при анализе всей субсистемы, а также для эффективного анализа ее отдельных узлов, воспроизведения режимов испытаний, имитации штатных условий эксплуатации и т.п.

3. Важно отметить, что для исследования и моделирования характеристик рассмотренных СОТР не представляется допустимым подбирать исходные данные и граничные условия «в запас» (как в конструкторских, поверочных, инженерных расчетах), например только для «плохого», «горячего», «холодного» и т.п. случаев. В пределах единого рабочего цикла (изделия) с учетом диапазонов и вариантов граничных условий так называемый запас может стать антизапасом и причиной ухудшения работы системы, поэтому характеристики ее составных элементов должны представляться с наибольшей достоверностью (без преувеличения и без преуменьшения).

4. Применяемые численные методы различны, однако в основном направлены на анализ стационарных задач путем решения системы нелинейных уравнений (метод Ньютона – Раффсона) либо на анализ нестационарных задач в форме задачи Коши (методы Адамса, Рунге – Кутты, Кранка – Никольсона и др.). Для автономных вычислительных экспериментов с целью детализации составных узлов может также применяться МКЭ. Основу общей ТММ СОТР, как правило, представляет система уравнений теплового баланса (энергии). Выбор (для применения) стационарной или нестационарной ТММ целенаправленно обосновывается.

5. При исследовании переходных процессов для моделирования элементов в составе системы, где это допустимо, используются так называемые суррогатные модели (аппроксимации, массивы данных). При этом в процессе создания суррогатных моделей (узлов и агрегатов СОТР) применяются их адекватные физико-математические модели и (или) результаты натурных испытаний. С ключевыми элементами системы могут проводиться локальные вычислительные эксперименты, фрагментированные натурные эксперименты, не исключающие возможную производственную доработку этих элементов.

6. Для повышения эффективности вычислительных экспериментов разрабатываются индивидуальные интерфейсы для осуществления пре- и постпроцессинга (например, на базе EXCEL). Фактически, таким образом, создается дополнительная (надстроенная) рабочая среда. С ее помощью выполняются необходимые контрольно-проверочные расчеты, строятся сводные диаграммы, выполняется автоматизированная подготовка исходных данных, граничных условий и др.

7. Различные варианты СОТР космического назначения не могут создаваться и моделироваться по единому клише. Это означает, что количество ключевых элементов, конкретные программы их испытаний, методики моделирования, степень дискретизации определяются исследователями по месту, по факту, по логике. Описанный здесь общий подход следует классифицировать как комплексный метод, а не комплексную методику.

8. Вычислительный эксперимент с финальной моделью объекта (субсистемы) позволяет

расширить границы исследования и выйти за пределы возможностей натурального эксперимента. Так, например, для КнТТ в вычислительном эксперименте была обоснована V-образная характеристика и предсказаны температурные осцилляции в виде регулярных запусков и остановов КнТТ, для НПБ (перчаточного бокса) было выполнено несколько серий расчетов по определению ключевых (стационарных) характеристик в 320 рабочих режимах, проверка которых в натурном эксперименте была бы неразумно дорога и практически недостижима. Для ЖКМН в вычислительном эксперименте (благодаря применению сопряженной нестационарной теплогидравлической модели) были опробованы различные ПИД-законы регулирования (для сокращения сроков натурального эксперимента), а также выявлена аномалия запираания параллельной ветви контура (при прогнозировании штатных условий применения ЖКМН с помощью скоррелированной ТММ).

На основе вышперечисленных обобщений, а также результатов многочисленных вычислительных и натуральных экспериментов, выполненных при создании различных subsystem, авторами была разработана блок-схема метода (рис. 1).

Заключение

Представленный авторами комплексный метод моделирования температурного состояния системы космического назначения основан на взаимосвязанном применении целенаправленно разрабатываемых математических моделей, как составных частей, так и системы в целом, а также на дозированном переносе результатов моделирования отдельных элементов и агрегатов в системную модель.

Последовательная многоступенчатая автономная проверка составных частей и субборок теплотехнической системы, подразумевающая применение вычислительного и натурального экспериментов, позволяет повысить достоверность математических расчетов, прогнозирующих и диагностирующих температурное состояние системы на различных этапах ее создания, а также в процессе эксплуатации.

Воспроизведение (с помощью математической модели) условий применения теплотехнологической системы и ее частей в автономных лабораторных и в комплексных наземных испы-

таниях и в штатных условиях позволяют более качественно, корректно, достоверно и экономически выгодно организовать вычислительный эксперимент.

Для более углубленного понимания некоторых деталей, касающихся состава, особенностей применения и характеристик узлов, рассмотренных здесь СОТР, возможно, потребуется непосредственно обратиться к указанным в конце статьи источникам. Весь обширный материал, послуживший формированию настоящего метода, представить в объеме статьи не представляется возможным, тем не менее именно совместное, хотя и относительно поверхностное рассмотрение этого материала, было необходимо для обоснования ряда обобщений.

Работа может быть полезна для специалистов в области создания и эксплуатации СОТР на этапах формирования концепции СОТР и проведения испытаний матчасти и контроля ее штатной работы.

Список литературы

1. Тепловая труба: авт. свид. СССР / Герасимов Ю.Ф., Майданик Ю.Ф., Щеголев Г.Т., Киселев В.М., Филиппов Г.А., Стариков Л.Г. № 485296; заявка 02.01.74, опубл. 25.09.1975. Бюл. № 35.
2. **Ферштатер Ю.Г., Майданик Ю.Ф.** Критерии выбора теплоносителя для «антигравитационных» тепловых труб // Термодинамические исследования метастабильных жидкостей: сборник научных трудов. АН СССР Уральский научный центр, 1986. С. 68–72.
3. **Долгирев Ю.Г., Герасимов Ю.Ф., Майданик Ю.Ф., Кисеев В.М.** Расчет тепловой трубы с раздельными каналами для пара и жидкости // Инженерно-физический журнал. 1978. Т. XXXIV. № 6. С. 988–993.
4. **Михайлов М.Д.** Стационарные температуры при пористом охлаждении // Инженерно-физический журнал. 1966. Т. XI. № 2. С. 264–265.
5. **Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С.** Теплопередача. Учебник для вузов. Москва: Энергия, 1975. 488 с.
6. **Goncharov K.A., Kotlyarov E.Yu., Smirnov F.Yu., Schlit. R.T., Beckmann K., Meyer R., Mueller R.** Investigation of Temperature Fluctuations in Loop Heat Pipes // 24 International Conference for Environmental Systems (Friedrichshafen. Germany, June 20–23, 1994). #941577. 14 p.
7. **Orlov Alexei A., Goncharov Konstantin A., Kotliarov Evgeny Yu., Tykлина Tamara A., Ustinov Svyatoslav N., Maidanik Yuri F.** The Loop Heat Pipe Experiment on Board The Granat Spacecraft // Proceedings of the Sixth European Symposium on Space

- Environmental Control Systems (Nordwijk, The Netherlands, 20–22 May, 1997). ESA SP-400. P. 341–353.
8. **Sasin V.Ya., Zelenov I.A., Zuev V.G. and Kotlyarov E.Yu.** Mathematical Model of a Capillary Loop Heat Pipe with a Condenser-Radiator // 20 International Conference for Environmental Systems (Williamsburg, July 9–12, 1990). SAE Technical Paper Series. #901276. 10 p. URL: www.sae.org
 9. **Jentung Ku, Jose Rodrigues.** Low Frequency High Amplitude Temperature Oscillations in Loop Heat Pipe Operation // 33 International Conference for Environmental Systems (Vancouver, BC, Canada, 7–10 July, 2003). 2003-01-2386. 26 p. URL: www.sae.org
 10. **Jentung Ku.** Temperature Oscillations in Loop Heat Pipes – A Revisit // Spacecraft Thermal Control Workshop (El Segundo, California, March 20–22, 2018), 2018. 48 p.
 11. **Amidieu M., Moschetti B., Kotlyarov E.** Development of a Capillary Pumped Loop with High Pumping and Active Regulation // 25 International Conference for Environmental Systems (San-Diego, July 10–13, 1995), 1995. #951507. 9 p. URL: www.sae.org
 12. Контурная тепловая труба: Госпатент СССР / Зеленов И.А., Зуев В.Г., Котляров Е.Ю., Серов Г.П. № 1834470; заявка 4816028/06; опубл. 20.07.1995. Бюл. № 20.
 13. Circuit de Transfer de Chaleur a Deux Phases: Franch Patent / Kotlyarov E.Yu., Serov G.P. No. 9613982, date de depot 15.11.1996. Bulletin 98/53, 31.12.1998.
 14. Терморегулирующее устройство на базе контурной тепловой трубы: пат. Рос. Федерация / Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Тулин Д.В., Гончаров К.А. № 2474780; заявка 18.10.2011; опубл. 10.02.2013. Бюл. № 4.
 15. Регулируемая контурная тепловая труба: пат. Рос. Федерация / Котляров Е.Ю., Серов Г.П. № 2757740. заявка 2021107314; опубл. 21.10.2021. Бюл. № 30.
 16. **Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А.** Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / под редакцией В.В. Ефанова, В.С. Финченко. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.
 17. **Voeten Raoul, Kotlyarov Evgeny, Raetz John E., Ueda Yukihiko.** Mathematical Model of Life Science Glove-Box Thermal Control Sub-System (WVA) with using of EXCEL-BASIC // 34 International Conference for Environmental Systems (Colorado Springs, 19–22 July, 2004). #2004-01-2360. 11 p. URL: www.sae.org
 18. **Kotlyarov Evgeny, Reuvers Richard, Patrick van Put, Tjiptahardja Tisna, Galouye-Merino Anne Sophie, Hugonnot Patrick, Daly Bernie.** Modeling and Correlation of an Actively-Controlled Single Phase Mechanically-Pumped Fluid Loop // 37 International Conference for Environmental Systems (Chicago, IL, July, 2007). #2007-01-3122. 20 p. URL: www.sae.org
 19. Esatan engineeringmanual EM-ESATAN-056 Version 6.1, 1998. 212 p.
 20. **Kotlyarov Evgeny, Peter de Crom, Voeten Raoul.** Some Aspects of Peltier- Cooler Optimization Applied for the Glove Box Air Temperature Control. // 36 International Conference for Environmental Systems (Norfolk, 17–20 July, 2006). #2006-01-2043. URL: www.sae.org
 21. **Котляров Е.Ю., Тулин Д.В., Финченко В.С.** Анализ применимости нагревателей с положительным температурным коэффициентом сопротивления в локальных системах обеспечения теплового режима блоков оборудования космических аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2020. Т. 12. № 2. С. 88–97.
 22. **Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С.** Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 1. Экспресс-анализ температурного состояния приборной панели // Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2021. № 2. С. 25–35.
 23. **Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Шабарчин А.Ф., Финченко В.С.** К вопросу о применении комплекса упрощенных математических моделей на стадии теплового проектирования межпланетного космического аппарата // Тепловые процессы в технике. 2022. Т. 14. № 4. С. 146–160.

References

1. **Gerasimov Yu.F., Maidanik Yu.F., Shchegolev G.T., Kiselev V.M., Filippov G.A., Starikov L.G.** Teplovaya truba [Heat pipe]: USSR copyright certificate № 485296 (1975).
2. **Fershtater Yu.G., Maydanik Yu.F.,** Kriterii vybora teplonositel'ya dlya "antigravitacionnykh" teplovykh trub [Thermodynamicheskie issledovaniya metastabil'nykh szhidkostey]. Sbornik nauchnih trudov. AN SSSR Ural'sky nauchny centr, 1986, pp. 68–72. (In Russ.).
3. **Dolgirev Yu.G., Gerasimov Yu.F., Maydanik Yu.F., Kiseev V.M.** Raschyot teplovoy truby s razdel'nymi kanalami dlya para i zshidkosti [Calculation of heat pipe with separate vapour and liquid channels]. *Inzhenerno-fizicheskii zhurnal*, 1978, vol. XXXIV, no. 6, pp. 988–993. (In Russ.).
4. **Mikhailov M.D.** Stacionarnye temperatury pri poristom okhlazhdenii [Stationary temperatures during porous cooling]. *Inzhenerno-fizicheskii zhurnal*, 1966, vol. XI, no. 2, pp. 264–265. (In Russ.).
5. **Isachenko V.P., Osipova V.A., Sukomel A.S.** Teploperedacha. [Heat transfer]. Uchebnyk dlya vuzov. Moscow: Energiya, 1975, 488 p.
6. **Goncharov K.A., Kotlyarov E.Yu., Smirnov F.Yu., Schlit. R.t, Beckmann K., Meyer R., Mueller R.** Investigation of Temperature Fluctuations in Loop Heat Pipes. *24 International Conference for Environmental Systems (Friedrichshafen, Germany, June 20–23, 1994)*. #941577. 14 p.
7. **Orlov Alexei A., Goncharov Konstantin A., Kotliarov Evgeny Yu., Tyklina Tamara A., Ustinov Svyatoslav N., Maidanik Yuri F.** The Loop Heat Pipe Experiment on

- Board The Granat Spacecraft. *Proceedings of the Sixth European Symposium on Space Environmental Control Systems (Nardwijk, The Netherlands, 20–22 May, 1997)*. ESA SP-400. P. 341–353.
8. **Sasin V.Ya., Zelenov I.A., Zuev V.G. and Kotlyarov E.Yu.** Mathematical Model of a Capillary Loop Heat Pipe with a Condenser-Radiator. *20 International Conference for Environmental Systems (Williamsburg, July 9–12, 1990)*. SAE Technical Paper Series. #901276. 10 p. URL: www.sae.org
 9. **Jentung Ku, Jose Rodrigues.** Low Frequency High Amplitude Temperature Oscillations in Loop Heat Pipe Operation. *33 International Conference for Environmental Systems (Vancouver, BC, Canada, 7–10 July, 2003)*. 2003-01-2386. 26 p. URL: www.sae.org
 10. **Jentung Ku.** Temperature Oscillations in Loop Heat Pipes – A Revisit. *Spacecraft Thermal Control Workshop (El Segundo, California, March 20–22, 2018)*, 48 p.
 11. **Amidieu M., Moschetti B., Kotlyarov E.** Development of a Capillary Pumped Loop with High Pumping and Active Regulation. *25 International Conference for Environmental Systems (San-Diego, July 10–13, 1995)*. #951507. 9 p. URL: www.sae.org
 12. **Zelenov I.A., Zuev V.G., Kotlyarov E.Yu., Serov G.P.** Konturnaya teplovaya truba [Contour heat pipe]. Gospatent SSSR no. 1834470 (1995).
 13. Circuit de Transfer de Chaleur a Deux Phases: Franch Patent / Kotlyarov E.Yu., Serov G.P. No. 9613982, date de depot 15.11.1996. Bulletin 98/53, 31.12.1998.
 14. **Kotlyarov E.Yu., Serov G.P. Tulin D.V., Goncharov K.A.** Termoreguliruyushee ustroystvo na baze konturnoi teplovoy trubyy [Thermostatic regulating device based on a contour heat pipe]. Patent Rossiiskaya Federatsiya no. 2474780 (2013).
 15. **Kotlyarov E.Yu., Serov G.P.** Reguliruemaya konturnaya teplovaya truba [Adjustable contour heat pipe]. Patent Rossiiskaya Federatsiya no. 2757740 (2021).
 16. **Finchenko V.S., Kotlyarov E.Yu., Ivankov A.A.** Sistemy obespecheniya teplovykh rezhimov avtomaticheskikh mezhplanetnykh stantsij [Thermal control systems of interplanetary spacecrafts]. Ed by. V.V. Efanov, V.S. Finchenko. Khimki, Lavochkin Association, 2018, 400 p. (In Russ.).
 17. **Voeten Raoul, Kotlyarov Evgeny, Raetz John E., Ueda Yukihiro.** Mathematical Model of Life Science Glove-Box Thermal Control Sub-System (WVA) with using of EXCEL-BASIC. *34 International Conference for Environmental Systems (Colorado Springs, 19–22 July, 2004)*. #2004-01-2360. 11 p. URL: www.sae.org
 18. **Kotlyarov Evgeny, Reuvers Richard, Patrick van Put, Tjptahardja Tisna, Galouye-Merino Anne Sophie, Hugonnot Patrick, Daly Bernie.** Modeling and Correlation of an Actively-Controlled Single Phase Mechanically-Pumped Fluid Loop. *37 International Conference for Environmental Systems (Chicago, IL, July, 2007)*. #2007-01-3122. 20 p. URL: www.sae.org
 19. Esatan engineeringmanual EM-ESATAN-056 Version 6.1, 1998. 212 p.
 20. **Kotlyarov Evgeny, Peter de Crom, Voeten Raoul.** Some Aspects of Peltier- Cooler Optimization Applied for the Glove Box Air Temperature Control. *36 International Conference for Environmental Systems (Norfolk, 17–20 July, 2006)*. #2006-01-2043. URL: www.sae.org
 21. **Kotlyarov E.Yu., Tulin D.V., Finchenko V.S.** Applicability analysis of heaters with a positive temperature coefficient in local thermal control systems of spacecraft equipment blocks. *Thermal processes in engineering*, 2020, vol. 12, no. 2, pp. 88–97. (In Russ.).
 22. **Bugrova A.D., Kotlyarov E.Yu., Finchenko V.S.** Metodika predvaritel'nogo analiza teplovogo rezhima pribornoj paneli posadochnogo lunnogo modulya. Chast' 1. Ekspres-analiz temperaturnogo sostoyaniya pribornoj paneli [Methodology of preliminary analysis of the thermal condition of the instrument panel of the lunar landing module. Part 1: Rapid analysis of the instrument panel temperature state]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2021, no. 2, pp. 25–35. (In Russ.).
 23. **Bugrova A.D., Kotlyarov E.Yu., Shabarchin A.F., Finchenko V.S.** About the application of simplified mathematical models complex at the initial stage of the interplanetary spacecraft thermal design. *Thermal processes in engineering*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 146–160. (In Russ.).