

ПРИМЕНЕНИЕ НОВОГО МЕТОДА ДЛЯ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕШТАТНОЙ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Павлов Д. В.¹, Петров Д. С.²

(ПАО «РКК «Энергия», Королёв, Московская обл.)

Рассматривается задача математического моделирования физических явлений, лежащих в основе функционирования бортовых систем космических аппаратов, в приближении сосредоточенных параметров. Особенности рассматриваемого класса технических систем являются, во-первых, наличие нелинейных физических явлений и, во-вторых, наличие большого количества элементов и разветвленная структура связей между ними. Авторами предложен вариант метода моделирования технических систем в приближении сосредоточенных параметров, который, в отличие от существующих аналогов, адаптирован для моделирования технических систем, обладающих перечисленными особенностями. На его основе разработан комплекс программ, обеспечивающий создание и модификацию математических моделей технических систем путем синтеза типовых элементов без написания исходного кода. С использованием этого комплекса программ создана модель системы терморегулирования космического аппарата. В настоящей работе рассмотрено моделирование нештатной работы исследуемой системы. Выполнена модификация этой модели: реализованы модели нештатных ситуаций, в том числе негерметичности жидкостного контура системы, доработаны модели агрегатов системы для адекватного описания функционирования при низком давлении рабочей жидкости. При помощи модифицированной модели проведены расчеты эволюции системы с учетом рассмотренных нештатных ситуаций при различных внешних условиях. Результаты расчетов с высокой точностью совпадают с данными, полученными в ходе реальных полетов.

Ключевые слова: метод моделирования, трехстадийная декомпозиция, математическое моделирование, космический аппарат, система терморегулирования, нештатная ситуация.

¹ Дмитрий Владимирович Павлов, к.т.н. (dmitripavlov@inbox.ru).

² Дмитрий Сергеевич Петров, магистр физики (dmitry.s.petrov@gmail.com).

1. Введение

Компьютерное моделирование технических систем в приближении сосредоточенных параметров широко используется при решении задач, связанных с управлением полетом космических аппаратов (КА). Так, модели КА применяются для отработки программного обеспечения (ПО) бортовых вычислительных средств и методик управления КА, валидации и верификации программы полета, осуществления тренировок персонала управления и отработки командно-программной информации при сопровождении полета КА [5, 12].

К компьютерным моделям, используемым при решении перечисленных задач, предъявляется требование настраиваемости [11], в том числе – обеспечения возможности имитации нештатной работы исследуемой системы (ИС). Под настройкой в статье понимается корректировка модели, направленная на достижение ее адекватности, включающая изменение значений параметров, модификацию структуры модели и программных функций, вычисляющих зависимости между параметрами, под настраиваемостью понимается простота настройки с точки зрения затрачиваемых ресурсов: времени и квалификации исполнителей.

Как правило, на этапе проектирования модели невозможно предусмотреть всевозможные нештатные ситуации (НШС), в связи с чем возникает необходимость ее последующей настройки – имитации НШС, не предусмотренных заранее, но произошедших в ходе эксплуатации ИС. Принципы построения модели должны обеспечивать низкую ресурсоемкость этого процесса.

Для разработки настраиваемых моделей, использующих приближение сосредоточенных параметров, как правило, применяют соответствующие системы компьютерного моделирования, например, **20-sim**³, **LMS Imagine.Lab Amesim**⁴, **Simscape**⁵. В основе перечисленных компьютерных систем лежит методология

³ URL: <http://www.20sim.com/product/bondgraphs.html>.

⁴ URL: http://www.plm.automation.siemens.com/en_us/products/lms/imagine-lab/amesim/index.shtml.

⁵ URL: <http://www.mathworks.com/products/simscape/>.

Bond Graph [13–16], позволяющая моделировать течение и преобразование энергии различной физической природы. Однако для моделирования служебных бортовых систем (СБС) КА данная методология обладает существенными недостатками: во-первых, она обеспечивает моделирование только линейных физических явлений, и, во-вторых, в методологии отсутствуют встроенные средства структуризации модели.

Кроме методологии Bond Graph существует также метод физических аналогий, позволяющий представить модель ИС в виде эквивалентной электрической схемы, состоящей из резисторов, конденсаторов и катушек индуктивности [2, 4, 6]. Такой подход реализуют, например, системы компьютерного моделирования «ПА-9» и «ПА-10»⁶ [3]. Расчетные программные модули этих систем обеспечивают формирование и решение системы линейных алгебраических уравнений и линейных обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ) первого порядка. Недостатки используемого подхода аналогичны недостаткам методологии Bond Graph: он позволяет моделировать лишь линейные физические явления, в системах моделирования не представлены средства структуризации модели.

Авторами ранее (см., например, [7, 9]) был предложен оригинальный метод, обеспечивающий математическую и алгоритмическую постановку задачи моделирования, т.е. автоматическое формирование, во-первых, вектора состояния ИС и, во-вторых, программных функций, используемых при расчете состояния и эволюции ИС. Ключевой составляющей этого метода является алгоритм декомпозиции, обеспечивающий разделение ИС на повторно используемые составные части. Исходными данными для формирования вектора состояния и расчетных функций является информация о структуре модели: перечень используемых составных частей и связей между ними.

Универсальные составные части предложено объединять в программную библиотеку, для каждого класса составных частей содержащую, во-первых, вектор состояния – перечень па-

⁶ URL: <http://pa10.ru/>.

раметров, определяющий состояние этой составной части, и, во-вторых, программные функции, обеспечивающие расчет связей между ее параметрами.

В работе [7] приведено описание математической модели системы терморегулирования (СТР) космических кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС», разработанной с использованием оригинального метода моделирования. В настоящей же работе демонстрируются возможности по настройке этой модели в части имитации нештатной работы отдельных составных частей ИС.

2. Описание модели СТР

Описание СТР космических кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС» приведено, например, в работе [1]. Разработанная в [7] математическая модель этой системы имеет ряд особенностей, приведенных ниже:

1. Компьютерные программы, используемые при расчете, включая универсальную расчетную программу и подключаемые программные модули – составные части модели, – реализованы на интерпретируемом языке программирования общего назначения Python3. Данный язык, несмотря на низкую производительность вычислений по сравнению с компилируемыми языками, имеет в своем составе удобный инструментарий, позволяющий разрабатывать программы с меньшими затратами ресурсов.

2. Моделируемая система упрощена путем исключения дублирования компонентов ИС. Пневмогидравлическая схема системы изображена на рис. 1. Она включает элементы, которые необходимы для демонстрации возможностей предложенного подхода к моделированию.

СТР служит для термостатирования агрегатов КА. Агрегаты КА в ходе работы выделяют тепловую энергию, которая снимается при помощи теплообменников «Т1» и «Т2» (см. рис. 1) и в конечном итоге рассеивается на холодильнике-радиаторе путем излучения в окружающее пространство. Корпус КА за исключением холодильника-радиатора является абсолютно теплоизолированным.

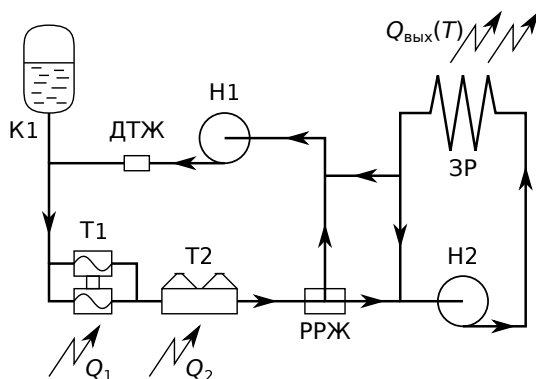


Рис. 1. Схема системы терморегулирования. Q_1 , Q_2 – тепловой поток на теплообменники «Т1» и «Т2»; $Q_{\text{вых}}$ – зависящий от температуры холодильника-радиатора и внешней светотеновой обстановки рассеиваемый тепловой поток

Передача тепла от теплообменников к холодильнику-радиатору производится посредством рабочей жидкости (РЖ), текущей по замкнутому контуру. Ток РЖ обеспечивается работой насосов «Н1» и «Н2». Для компенсации теплового расширения РЖ предусмотрен газо-жидкостный компенсатор «К1». Контур СТР состоит из двух частей – наружной и внутренней, сообщаемых через регулятор расхода жидкости (РРЖ). Внутренняя часть контура обеспечивает съем тепла, в наружной части контура рабочая жидкость охлаждается при течении по змеевику радиатора «ЗР» за счет теплового контакта с холодильником-радиатором. Схема автоматического управления СТР осуществляет открытие и закрытие РРЖ таким образом, чтобы поддерживать температуру РЖ в месте установки датчика температуры «ДТЖ» в заданном интервале.

При закрытом РРЖ потоки РЖ наружной (холодной) и внутренней (горячей) частей контура не смешиваются, при открытом – РЖ циркулирует последовательно по наружной и затем по внутренней части контура, в результате чего обеспечивается максимальное охлаждение РЖ, в промежуточном положении – РЖ из наружной и внутренней частей контура смешиваются соответственно степени открытия РРЖ.

В рассмотренной модели использован набор элементов, позволяющий имитировать все физические взаимодействия (ФВ), существенные для работы СТР космических кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС». Перечисленные упрощения были введены для наглядности.

При создании макетного образца модели СТР был использован разработанный авторами ранее метод моделирования. В основе этого метода лежит трехстадийный алгоритм декомпозиции ИС, обеспечивающий разделение всей модели ИС на универсальные составные части.

В соответствии с этим алгоритмом декомпозиции на первой стадии модель разделяется по иерархической структуре ИС. Структура модели, полученная после проведения этой стадии декомпозиции, может быть представлена в виде многоуровневого древовидного графа, корневым узлом которого является вся модель, а концевыми – модели элементов низшего уровня иерархии. Все составные части модели, полученные после первой стадии декомпозиции, были названы компонентами. Каждый компонент принадлежит определенному уровню иерархии, компонент высшего уровня иерархии включает в себя компоненты низшего уровня иерархии.

На второй стадии декомпозиции в компонентах ИС выделяются простые модели (ПМ) – модели однородных по составу и свойствам деталей, являющихся составными частями элементов ИС. Однородность состава и свойств позволяет перейти к приближению сосредоточенных параметров. Выделяются интерфейсные детали, которые обеспечивают взаимодействие элементов ИС, и соответствующие им интерфейсные простые модели.

На третьей стадии декомпозиции рассматривается участие однородных деталей в различных физических взаимодействиях. В результате ПМ разделяются на фрагменты – модели участия однородных деталей в различных ФВ. Модель взаимного влияния явлений различной физической природы внутри однородных деталей реализована в виде специальных связей фрагментов, составляющих ПМ.

Взаимные связи однородных деталей моделируются при помощи объектов-связей (ОС). Каждая ОС соединяет ровно две ПМ по указанному перечню ФВ.

Полученные в результате декомпозиции составные части классифицируемы: в силу консерватизма состава СБС КА, а, следовательно, и существенных для их работы ФВ, оказывается возможным выделить и формализовать:

- классы фрагментов;
- связи между фрагментами различных классов, входящих в состав одной ПМ;
- объекты-связи;
- модели элементов низшего уровня иерархии – клапанов, трубопроводов, баллонов, насосов, переключателей и т.д.

Кратко изложенный выше (подробнее – в работах [7, 9]) алгоритм декомпозиции позволяет представить модель ИС в виде структуры – множества составных частей и связей между ними. Для проведения вычислительных экспериментов же необходимо составить вектор состояния ИС и программные функции, используемые для решения явных и неявных алгебраических и ОДУ первого порядка, характеризующие физические взаимодействия в ИС. Метод моделирования, предложенный авторами, позволяет синтезировать эти данные из разработанного заранее программного описания составных частей модели:

- для классов компонентов и классов фрагментов такое программное описание включает структуру данных – вектор состояния экземпляра класса – и программные функции для расчета связей между полями этой структуры данных;
- для классов компонентов дополнительно указывается внутренняя структура – агрегированные ПМ, ОС и компоненты низшего уровня иерархии;
- для связей между фрагментами внутри ПМ – программные функции для расчета связей между параметрами, относящимися к различным ФВ;
- для ОС – перечни параметров соединяемых простых моделей, подчиненных соотношениям эквивалентности.

Для каждой составной части модели программное представление вектора состояния и расчетных функций агрегировано в один программный объект, расчетные функции связывают компоненты вектора состояния только рассматриваемой составной части. Связи с остальными составными частями модели описываются при помощи ОС, с математической точки зрения выполняющих объединение отдельных уравнений в общую систему – модель всей ИС.

Постановка задачи осуществляется в соответствии со специальным алгоритмом, в качестве входных данных имеющим формальное описание структуры модели, выполненное в соответствии с изложенным алгоритмом декомпозиции. Алгоритм постановки задачи описывает, во-первых, объединение векторов состояния фрагментов и компонентов в общий вектор состояния всей ИС с учетом соотношений эквивалентности, записанных в ОС и, во-вторых, синтез специальной структуры данных, описывающей порядок вызова программных функций, отвечающих за расчет связей между компонентами общего вектора состояния. На базе этого алгоритма авторами была разработана универсальная компьютерная программа, подходящая для различных моделей, построенных с помощью приведенного метода моделирования [8]. Эта программа использовалась для проведения вычислительных экспериментов, описанных в [7, 9] и в настоящей работе ниже.

Для моделирования СТР в рамках работ [7, 9, 10] были разработаны модель теплообмена и модель течения жидкостей и газов по трубопроводам, Были разработаны следующие классы фрагментов:

- для моделирования теплообмена: тепловой аккумулятор «Та», тепловой проводник «Тк»;
- для моделирования течения веществ: гидродинамический узел «Гу», гидродинамический проводник «Гп»;
- описывающий свойства вещества – идеальной жидкости: «Вж»;
- описывающий свойства объема, заполненного веществом: «Оо».

Разработанная модель течения является универсальной для различных веществ и типов течения. Течение конкретного вещества моделируется как связь фрагментов перечисленных выше классов (подробнее см. в [7, 10]).

В модели СТР течение РЖ описывалось как ламинарное течение идеальной жидкости с учетом тепломассопереноса. Параметры течения рассчитывались при помощи программных функций, входящих в состав связей между фрагменты классов, перечисленных выше.

Для моделирования СТР были разработаны классы компонентов – модели элементов ИС: насосов, теплообменников, газожидкостного компенсатора и РРЖ.

– Насос моделировался как отрезок магистрали, между входом и выходом которого создается дополнительная разность давлений такой величины, чтобы расход РЖ через этот отрезок был равен заданному (см. рис. 2).

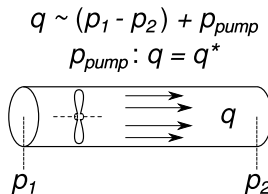


Рис. 2. Модель насоса. p_1 , p_2 – давления на входе и выходе трубы, q – расход через трубу, p_{pump} – разность давлений, создаваемая насосом, q^* – расход, создаваемый насосом

– Модель теплообменника состояла из двух ПМ – модели трубы и модели массивного корпуса теплообменника, непосредственно контактирующего с охлаждаемым объектом. Считалось, что поток тепла Q_1 и Q_2 поступает на корпус теплообменника.

– Газожидкостный компенсатор представлялся в виде емкости, заполненной РЖ, имеющей изменяющийся объем. Давление в этой емкости зависит от величины ее объема (см. рис. 3). Конструктивно компенсатор является баллоном постоянного объема, разделенным эластичной мембраной на газовую и жидкостную

части. Жидкостная часть заполнена РЖ, газовая – инертным газом. Газ создает давление $p_{рпгто}$, которое можно рассчитать из уравнения Менделеева – Клапейрона.

– РРЖ моделировался как 4 соединенных трубы (см. рис. 4). Величина гидродинамической проводимости труб « i » и « ii » изменялась в зависимости от положения заслонки РРЖ.



Рис. 3. Схема газожидкостного компенсатора

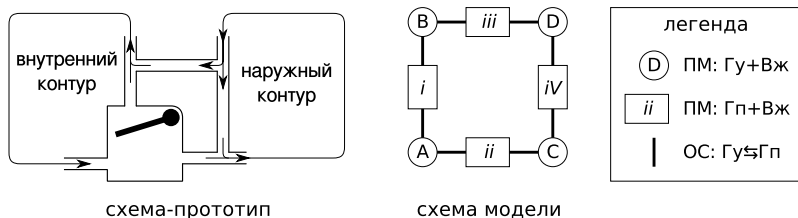


Рис. 4. Модель регулятора расхода жидкости

Детальное описание упомянутых классов фрагментов и классов компонентов дано в работах [7, 10].

3. Моделирование нештатной работы СТР

Как было изложено выше, компьютерная модель КА, используемая для информационного обеспечения управления полетом, должна быть настраиваемой, т.е. должна быть обеспечена возможность корректировки, направленной на достижение адекватности модели, с возможно меньшими затратами ресурсов.

Метод моделирования, предложенный авторами, позволяет настраивать модель ИС следующими способами:

1. Изменение значений параметров составных частей модели ИС, например, коэффициентов тепловой или гидродинамической проводимости, величин объемов или пороговых значений срабатывания приборов.

2. Блокировка отдельных значений параметров, отдельных уравнений, отдельных связей или отдельных составных частей модели.

3. Корректировка структуры модели, включая добавление новых ОС, новых компонентов или новых фрагментов в существующие ПМ.

4. Модификация расчетных функций составных частей модели.

Для настройки модели способами, указанными в пп. 1–3, достаточно откорректировать структуру данных, описывающую модель, а модификация компьютерных программ не требуется.

Способ настройки, указанный в п. 4, обеспечивается путем изменения программного кода отдельных частей библиотеки стандартных элементов, причем изменению подлежат исключительно те части, которые соответствуют модифицируемым моделям. Компьютерные программы, обеспечивающие постановку задачи и расчет, являются универсальными относительно различных моделей и при настройке модели ИС не изменяются.

В настоящем разделе демонстрируются возможности по настройке макетного образца модели СТР, описанного в предыдущем разделе, разработанного при помощи предложенного авторами метода моделирования. Рассматривались следующие настройки:

1. Введена утечка⁷ РЖ из контура СТР.
 2. Откорректирована нагрузочная характеристика насосов РЖ.
 3. Модифицирована характеристика компенсатора К1.
- Утечка РЖ из контура СТР была реализована путем коррек-

⁷ Здесь под утечкой понимается истечение РЖ в окружающее пространство через не предусмотренное в конструкции ИС отверстие в стенке трубопровода, например, через трещину.

тировки структуры модели (см. рис. 5). В состав структуры модели были добавлены две составные части:

- ПМ, моделирующая гидродинамический проводник – отверстие из контура СТР в окружающее пространство;
- ОС, связывающий эту ПМ и гидродинамический узел, имитирующий жидкостную полость компенсатора «К1».

На рис. 5 серым цветом изображены составные части модели до модификации, черным – вновь созданные для имитации утечки. Расчетная компьютерная программа устанавливает для фрагмента класса «Гп», входящего в состав ПМ «отверстие», давление на входе равным давлению РЖ в компенсаторе. Давление на выходе этого фрагмента задано равным нулю.

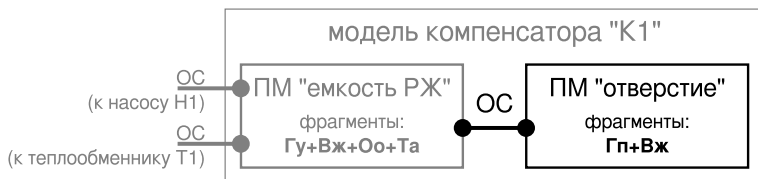


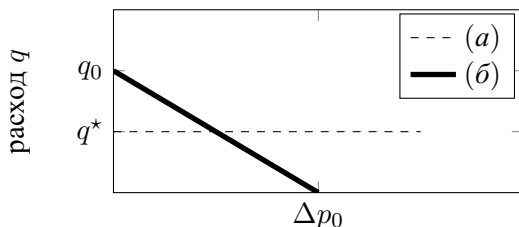
Рис. 5. Модификация структуры модели для имитации утечки РЖ из контура СТР

Модель насосов, разработанная в работе [7], не предусматривала учет нагрузочной характеристики: насос создавал постоянный расход РЖ, равный q^* . В настоящей работе использовалась линеаризованная нагрузочная характеристика насоса, изображенная на рис. 6: принималось, что создаваемый расход q линейно зависит от разности давлений РЖ между входом и выходом насоса Δp .

Для аналитического описания нагрузочной характеристики насоса использовалось соотношение

$$(1) \quad q - q_0 \left(1 - \frac{\Delta p}{\Delta p_0} \right) = 0,$$

где q_0 и Δp_0 – заданные константы; $\Delta p = (p_1 - p_2) + p_{pump}$ (см. рис. 2).



разность давлений между входом и выходом Δp

Рис. 6. Варианты нагрузочной характеристики насоса:
а) до модификации, б) после модификации

Как и в разработанной ранее в статье [7] модели, работа насоса обеспечивалась заданием отличного от нуля значения p_{pump} . Путем решения системы неявных алгебраических уравнений, в которую входит (1) и уравнения, определяющие течение РЖ по трубопроводам СТР, вычислялась такая величина p_{pump} , при которой расход РЖ становился равным значению, определенному из выражения (1). Для проведения расчетов с учетом модифицированной нагрузочной характеристики в составе компьютерной библиотеки стандартных элементов была реализована программная функция, вычисляющая значение q из (1). Вычисленное значение передавалось вместо q^* на вход программной функции, служащей для вычисления p_{pump} .

Для моделирования утечки из контура СТР потребовалось провести еще одну доработку модели насосов: эффективность работы насоса уменьшается при падении давления в его входной магистрали ниже определенного порога вследствие возникновения кавитации⁸. В настоящей работе использовалась упрощенная математическая модель кавитации: величина давления насыщенных паров РЖ считалась малой по сравнению с давлением в трубопроводах СТР, величина кинетической энергии РЖ также считалась малой, рассматривалось усредненное по времени действие этого физического явления, позволяющее учесть его в приближе-

⁸ Кавитация – образование в РЖ пузырьков насыщенного пара вследствие местного понижения давления и последующее их схлопывание при переходе в область более высокого давления

нии сосредоточенных параметров.

Снижение эффективности насоса моделировалось следующим образом: создаваемое падение давления p_{pump} уменьшалось по мере приближения давления во входной магистрали p_1 к нулю. Для расчета нагрузочной характеристики насоса с учетом рассматриваемого эффекта вместо (1) использовалось следующее неявное алгебраическое уравнение:

$$(2) \quad q - q_0 \left(1 - \frac{\Delta p}{\Delta p_0} \right) \cdot \frac{1 + \text{th}(p_1/\delta p_1)}{2} = 0$$

здесь δp_1 – заданная константа, характеризующая давление насыщенных паров РЖ.

Рассмотрим далее модификацию модели компенсатора.

Модель компенсатора, использованная в работе [7], не предусматривала возможности имитации негерметичности жидкостного контура СТР: программная функция, вычисляющая зависимость создаваемого компенсатором давления от количества РЖ внутри него, не учитывала возможность опустошения жидкостной полости компенсатора. Формула для расчета давления имела вид

$$(3) \quad p = \frac{p_0 V_0}{V_{к1} - V_{рж}}$$

Здесь p – текущее давление в компенсаторе; p_0 – начальное давление; V_0 – начальный объем газовой полости; $V_{к1}$ – суммарный объем жидкостной и газовой полостей; $V_{рж}$ – текущий объем жидкостной полости. Значение $V_{рж}$ вычислялось исходя из уравнений течения РЖ в контуре СТР, причем ограничений на это значение не накладывалось. Поскольку давление в компенсаторе при штатной работе СТР изменялось в строго определенных пределах, данное упрощение модели было допустимо.

При моделировании утечки РЖ из контура СТР значение $V_{рж}$ в какой-то момент становилось отрицательным, что невозможно и свидетельствует о некорректности модели для данного случая. В настоящей работе модель компенсатора была доработана для обеспечения возможности моделирования утечек: при расчете создаваемого компенсатором давления учитывалось общее количе-

ство РЖ в компенсаторе. Использовалось выражение

$$(4) \quad p = \frac{p_0 V_0}{V_{к1} - V_{рж}} \cdot \frac{1 + \text{th}(V_{рж}/\delta V_{рж})}{2}$$

Здесь $\delta V_{рж}$ – заданная константа. Правый множитель уменьшает давление p по мере убывания количества РЖ в компенсаторе. Для модели компенсатора была разработана программная функция, явно вычисляющая p из уравнения (4). Эта функция использовалась при проведении расчетов вместо предыдущей версии, явно вычисляющей p из (3).

4. Результаты вычислительных экспериментов

При помощи модифицированной компьютерной модели в первую очередь производился расчет штатных режимов работы СТР. Рассматривались процессы установления теплового режима КА после отделения от ракеты-носителя и термостатирование агрегатов СБС при изменении освещенности холодильника-радиатора Солнцем вследствие движения КА по орбите. Графики, характеризующие эти процессы, приведены, соответственно, на рис. 7–8.

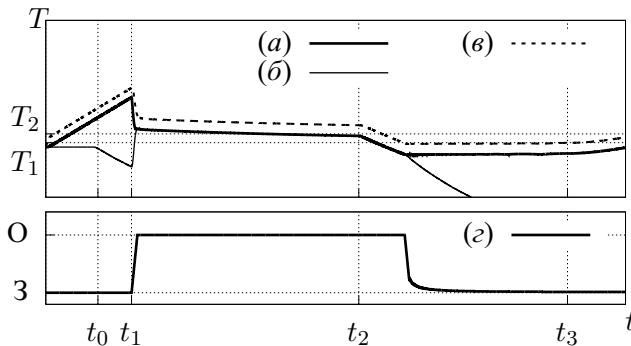


Рис. 7. Работа СТР после выведения на орбиту:
 а), б) температура РЖ на выходе из РРЖ во внутреннюю и наружную часть контура соответственно; в) температура теплообменников T_1 и T_2 ; г) положение заслонки РРЖ

На рис. 7 обозначено: t_0 – момент времени сброса головного обтекателя, после которого радиатор начинает излучать тепловую энергию в окружающее пространство; t_1 – момент отделения от ракеты-носителя и включения автоматики СТР; $t \in [t_1, t_2)$ – полет по отрезку траектории, освещенному Солнцем; $t \in [t_2, t_3)$ – полет в тени Земли; $[T_1, T_2]$ – номинальный диапазон температур теплообменников Т1 и Т2; «З», «О» – состояния полностью закрытого и открытого РРЖ соответственно.

Процесс установления теплового режима КА после отделения от ракеты-носителя характеризуется перегревом РЖ и термостабируемых агрегатов. Перегрев возникает вследствие того, что РРЖ в процессе выведения КА на орбиту закрыт, а автоматика СТР отключена. После отделения от ракеты-носителя автоматика СТР включается и переводит РРЖ в положение, соответствующее температурному режиму КА.

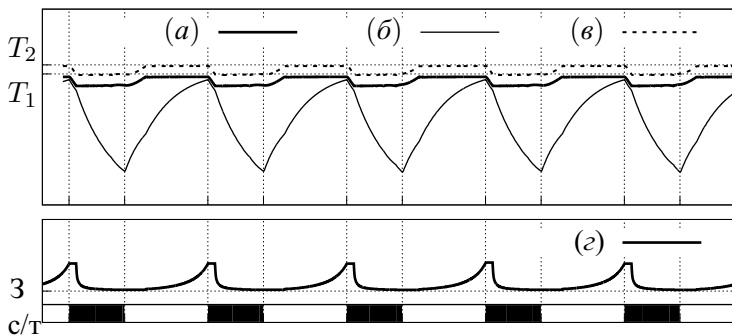


Рис. 8. Работа СТР при орбитальном полете с учетом захода в тень Земли: а), б) температура РЖ во внутренней и наружной части контура соответственно; в) температура теплообменников Т1 и Т2; з) изменение положения РРЖ

На рис. 8 $[T_1, T_2]$ – номинальный диапазон температур теплообменников Т1 и Т2; «З» – состояние полностью закрытого РРЖ; «с/т» – диаграмма, показывающая полет по освещенному участку траектории (белым) и в тени Земли (черным).

Процессы, приведенные на рис. 8, характеризуются периодичность нагрева и охлаждения, обусловленной движением КА по орбите Земли: часть орбиты проходит в тени Земли, на другой части КА освещен Солнцем.

По графикам, приведенным на рис. 7–8, можно заметить, что результаты расчетов модифицированной модели СТР совпадают с результатами расчетов, приведенными в статье [7], также соответствующих штатной работе ИС, но произведенными без учета модификаций, изложенных здесь. Это свидетельствует, что модели насосов и компенсатора, использованные в статье [7], являются корректными при имитации штатной работы СТР.

Рассмотрим результаты моделирования нештатной работы.

Наибольший интерес для исследований представляет вариант утечки РЖ небольшой величины, при котором характерное время падения давления в контуре СТР много больше периода обращения РЖ по контуру и характерного времени нагрева термостатируемого оборудования. На рис. 9 приведены результаты моделирования такого варианта нештатной ситуации.

На рис. 9 обозначено: $[T_1, T_2]$ – номинальный диапазон температур теплообменников T_1 и T_2 ; «З», «О» – состояния полностью закрытого и открытого РРЖ соответственно; t_k – момент времени появления кавитации; «с/т» – диаграмма, показывающая полет по освещенному участку траектории (белым) и в тени Земли (черным).

Кавитация, возникающая при уменьшении давления в контуре, снижает эффективность теплообмена, что проявляется:

– в переохлаждении холодильника-радиатора (см. график б) на рис. 9);

– в отсутствии возможности удержания теплового режима аппаратуры даже при крайних положениях РРЖ (см. графики в) и е) на рис. 9).

По расхождению графиков з) и д) на рис. 9 видно, что после возникновения кавитации время нагрева и охлаждения холодильника-радиатора снижается, что свидетельствует о том, что в рассматриваемой ситуации охлаждается меньшее количе-

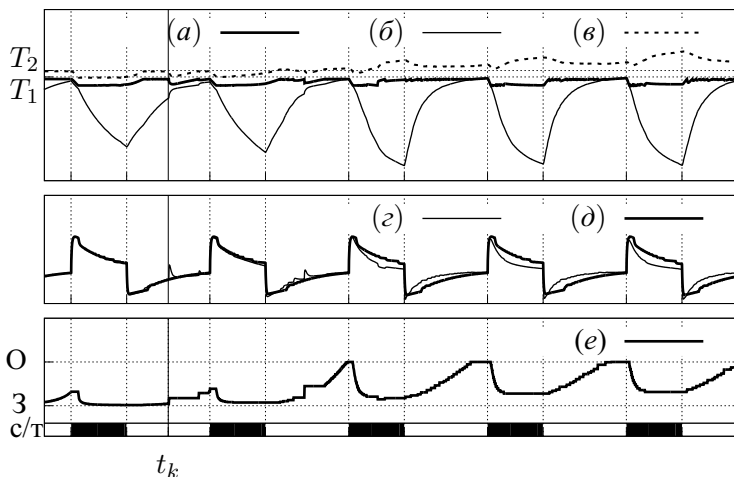


Рис. 9. Работа СТР при орбитальном полете с учетом захода в тень Земли при наличии негерметичности компенсатора К1.
 а), б) температура РЖ во внутренней и внешней части контура соответственно; в) температура теплообменников T_1 и T_2 ; г), д) поток теплоты, передаваемый холодильнику-радиатору от РЖ, соответственно, до и после возникновения кавитации; е) – изменение положения РРЖ

ство РЖ, чем в случае штатной работы. В свою очередь это означает, что время протекания РЖ по змеевику холодильника-радиатора превышает время охлаждения содержащейся внутри змеевика РЖ.

На рис. 10 приведена зависимость давления в контуре СТР от средней по контуру температуры РЖ. При штатной работе давление однозначно определяется средней температурой РЖ в контуре (линия (2)). Падение давления в ходе изложенного в настоящей работе вычислительного эксперимента (линия (1)) относительно варианта штатной работы свидетельствует о негерметичности контура СТР. Из графика видно, что наличие утечки приводит к отклонению этой характеристики от номинальной расчетной кривой, что соответствует наблюдениям, полученным в ходе реальных полетов космических аппаратов.

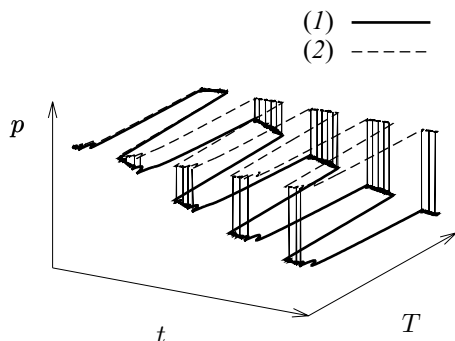


Рис. 10. Изменение давления в контуре СТР от времени и температуры

5. Заключение

Разработка компьютерных моделей сложных технических систем, состоящих из множества элементов и имеющих разветвленную структуру связей, при помощи распространенных систем компьютерного моделирования является ресурсоемкой задачей, а техническое сопровождение таких моделей, в частности внесение изменений для достижения адекватности, по ресурсоемкости зачастую эквивалентно повторной разработке модели.

Космические аппараты как класс технических систем безусловно входят в группу лидеров по степени сложности. Дополнительной их особенностью является существенность нелинейных физических явлений. Возможность описания таких явлений современными системами компьютерного моделирования реализована в недостаточной степени.

Авторами статьи ранее был предложен оригинальный метод моделирования, лишенный недостатков, присущих существующим подходам, используемым в современных системах компьютерного моделирования, в частности позволяющий имитировать нелинейные физические явления. На базе этого метода была раз-

работана модель системы терморегулирования космического аппарата и произведены расчеты различных сценариев ее работы.

В настоящей статье при помощи этой модели имитировалась нештатная ситуация – утечка рабочей жидкости из гидравлического контура исследуемой системы. Была произведена модификация моделей некоторых агрегатов для учета особенностей их поведения в рассматриваемом режиме: для учета физических явлений, возникающих при низком давлении в контуре бортовой системы были доработаны модели компенсатора и насоса рабочей жидкости.

При помощи модифицированной модели были произведены расчеты различных сценариев работы исследуемой системы, произведено сравнение результатов моделирования, полученных с учетом нештатной работы и без него.

Проведенные вычислительные эксперименты показали, что во-первых, результаты моделирования с достаточной точностью совпадают данными, полученными с реальных космических аппаратов, и во-вторых, используемый метод моделирования позволяет с низкими затратами ресурсов моделировать рассмотренную нештатную ситуацию.

Достоинства разработанного авторами метода моделирования, изложенные в том числе в настоящей статье, позволяют сделать вывод о предпочтительном его использовании для моделирования служебных бортовых систем космических аппаратов.

Литература

1. БЕЛОВА В.В. *Оперативный контроль телеметрических параметров системы теплового режима транспортных грузовых и пилотируемых кораблей на этапе комплексных электрических испытаний* // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». – 2012. – №1. – С. 50–58.
2. БОДРОВ В.В, ПЛОТНИКОВА Н.В., УСТЮГОВ М.Н., ФЕЛЬК З.А. *Автоматизированное построение математических моделей систем, заданных эквивалентными схемами* // Вестник Южно-Уральского государственного университета. – 2006. – №14 (69). – С. 53–58.
3. ЖУК Д.М., МАНИЧЕВ В.Б., РОДИОНОВ С.В. *Моделирование динамических систем с помощью программы RA10* // Инженерный вестник. – 2014. – №12. – С. 29.
4. ЗАРУБИН В.С. *Математическое моделирование в технике* : Учеб. для ВУЗов. / Под ред. В.С. Зарубина. – М. : МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 496 с.
5. КРАВЕЦ В.Г. *Автоматизированные системы управления космическими полетами*. – М. : Машиностроение, 1995. – 256 с.
6. НОРЕНКОВ И.П. *Основы автоматизированного проектирования*. – М. : МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 432 с.
7. ПАВЛОВ Д.В., ПЕТРОВ Д.С. *Использование метода трехстадийной декомпозиции для моделирования системы терморегулирования космического аппарата* // Вестник Московского авиационного института – 2015. – Т. 22, №2. – С. 42–54.
8. ПАВЛОВ Д.В., ПЕТРОВ Д.С. *Оптимизация алгоритма расчета моделей, разработанных с использованием метода, основанного на трехстадийной декомпозиции* // Инженерный журнал: наука и инновации – 2016. – №8. – С. 1–15.

9. ПЕТРОВ Д.С. *Имитационное моделирование двигательной установки космического аппарата при помощи трехстадийного метода декомпозиции* // Вестник Московского авиационного института – 2014. – Т. 21, №1. – С. 43–57.
10. ПЕТРОВ Д.С. *Моделирование течения жидкостей и газов по трубопроводам при помощи трехстадийного метода декомпозиции* // Управление в морских и аэрокосмических системах: Материалы конференции / ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». – СПб., 2014. – С. 583–590.
11. МАТЮШИН М.М., МИШУРОВА Н.В., СКОБЕЛЕВ П.О., ЛАРЮХИН В.Б. *Поддержка принятия решений при на- рировании аварийных ситуаций на борту международной космической станции с использованием интеллектуальных технологий* // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина – 2014. – № 4(25). – С. 89–96.
12. СОЛОВЬЁВ В.А., ЛЫСЕНКО Л.Н., ЛЮБИНСКИЙ В.Е. *Управление космическими полётами.* – М. : МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 902 с.
13. GAD O. *Bond graph modeling of a two-stage pressure relief valve* // Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control – 2013. – Vol. 135, No. 4.
14. DE LA CALLE A., CELLIER F.E., YEBRA L.J., DORMIDO S. *Improvements in bondlib, the modelica bond graph library* // 2013 8th EUROSIM Congress on Modelling and Simulation. – September, 2013. – P. 282–287.
15. KARNOPP D., MARGOLIS D., ROSENBERG R. *System Dynamics: Modeling, Simulation, and Control of Mechatronic Systems.* – Wiley. com, 2012. – ISBN: 978-0-470-88908-4.
16. YANG L., HALS J., MOAN T. *Comparative study of bond graph models for hydraulic transmission lines with transient flow dynamics.* // Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control – 2012. – Vol. 134, No. 3.

THE APPLICATION OF THE NEW METHOD FOR MATHEMATICAL MODELLING OF ABNORMAL OPERATION OF THE ONBOARD SYSTEMS OF THE SPACECRAFT

Dmitry Pavlov, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation
«Energia», Korolev, Moscow Region, Cand.Sc.
(dmitripavlov@inbox.ru).

Dmitry Petrov, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation
«Energia», Korolev, Moscow Region, mphys.
(dmitry.s.petrov@gmail.com).

Abstract: The article is devoted to software design of lumped-element simulation models of the spacecraft subsystems. Considered type of engineering systems could be complicated due to 1) non-linear relations impact, 2) bi-directional bonds and 3) distributed structure, including huge element count and complex bonds network. In the previous publications we suggested a new approach for simulation models design to address the items above. Based on the new approach we implemented software package to create simulation models of engineering systems. Unlike known analogues, the package equipped with non-linear solver is capable to model non-linear physics. With this package a model could be constructed just via combining of available physical domains, no additional source code required. Spacecraft thermal control subsystem was modelled with the package. In this article we modified previously developed model of thermal control subsystem to simulate several failures, including the leakage of the hydraulic circuit. This requires to update the models of elements of the subsystem to become adequate at a low liquid pressure. We model the subsystem evolution taking into account considered failures under different external conditions and got expected results.

Keywords: method of simulation, three-stage decomposition, computer simulation, spacecraft, thermal control system, failure.

УДК 004.942:629.78

ББК 32.973.3:39.66

DOI: 10.25728/ubs.2019.82.5

*Статья представлена к публикации
членом редакционной коллегии Г.А. Угольничким.*

Поступила в редакцию 05.04.2018.

Дата опубликования 30.11.2019.