

СРАВНЕНИЕ ПРЯМОГО И ОБРАТНОГО ЦИКЛА В СИСТЕМАХ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НЕГЕРМЕТИЧНОГО ИСПОЛНЕНИЯ

А. В. Делков, А. А. Ходенков, Ю. Н. Шевченко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

Рассматривается вопрос математического моделирования двухфазных замкнутых систем терморегулирования, работающих по прямому и обратному циклам. Такие системы отличаются большой производительностью за счет величины скрытой теплоты фазового перехода рабочего тела и являются перспективными в связи с существующими тенденциями увеличения габаритов и энерговооруженности космических аппаратов. Математическое моделирование таких систем позволяет расчетным путем получать их характеристики при изменении определяющих параметров, оценивать эффективность различных конструктивных конфигураций и проводить их оптимизацию. Анализируются основные сложности при расчете и моделировании двухфазных систем терморегулирования. Приводятся расчетные схемы и описание принципа работы таких систем в составе космических аппаратов негерметичного исполнения. Рассматривается методика построения системы уравнений и расчетный алгоритм для получения характеристик таких систем. В качестве базовых используются уравнения для расчета течения с теплоотдачей. В системе уравнений выделяются тепловая и гидродинамическая части. Рассматривается конкретизация уравнений по иерархическим уровням системы. При построении расчетного алгоритма используется деление уравнений на два типа: компонентные, описывающие процессы в одном элементе системы терморегулирования, и топологические, связывающие все элементы в замкнутую систему. Приводится система уравнений математической модели в сосредоточенных параметрах, использующая в расчетах средние интегральные параметры элементов. Представлены результаты расчета двухфазных систем терморегулирования, работающих по прямому и обратному циклам, и сравнение их эффективности. В качестве параметров, влияющих на характеристики двух систем, рассматривались поддерживаемая температура приборов и производительность. Результаты расчета позволили сделать выводы о преимуществах и недостатках применения систем терморегулирования, работающих по прямому и обратному циклам, в составе космического аппарата. Было установлено, что минимальные площади радиатора-излучателя (а значит, и минимальная масса их конструкции) будут наблюдаться для системы с обратным циклом, что обусловлено высокой температурой конденсации. Минимальное энергопотребление будет наблюдаться у системы с прямым циклом.

Ключевые слова: система терморегулирования космического аппарата, двухфазная система, математическая модель.

COMPARISON OF DIRECT AND REVERSE CYCLE OF THE THERMAL CONTROL SYSTEM FOR THE NON-HERMETIC SPACECRAFTS

A. V. Delkov, A. A. Hodenkov, Y. N. Shevchenko

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

This paper covers the problem of mathematical modeling of two-phase closed thermal control systems, working on the direct and reverse cycles. Such systems are characterized by high productivity due to the magnitude of the latent heat of the vaporization (evaporation) of the working fluid, and are promising due to the current trends of increasing size and available power of spacecrafts. Mathematical modeling of such systems will allow getting their characteristics by numerical methods when changing the governing parameters, evaluate the effectiveness of various structural configurations and perform their optimization. This paper analyzes the main difficulties in the calculation and modeling of two-phase thermal control systems. The calculated scheme and mode of operation of such systems as a part of the non-hermetic spacecrafts are introduced. The technique of constructing a system of equations and calculation algorithm to

obtain the characteristics of such systems are presented. The equations for calculate the flow with heat transfer are used as basic equations. The system of equations is separated into heat and hydro-gas dynamics parts. We consider the specification of the equations for the hierarchical levels of the system. In constructing the calculation algorithm used equations are divided into two types: component (describing the processes in a single element of temperature control system), and topological (linking all the elements in a closed system). System of equations of the mathematical model in lumped parameters is used. The results of the calculation of two-phase thermal control systems, working on the direct and reverse cycles and compare their effectiveness are introduced. The parameters that affect the performance of the two systems (in the framework of a mathematical model) are temperature of devices and capacity. The results of calculation have led to the conclusions about the advantages and disadvantages of the use of thermal control systems, working on the direct and reverse cycles, as part of the spacecraft.

Keywords: thermal control system of spacecraft, two-phase system, mathematical model.

Введение. Основой конструкции современных спутников является их негерметичное исполнение, т. е. все спутниковые приборы способны работать в открытом космосе. В таких условиях в связи с неравномерными по времени нагрузками колебание температур приборов может быть весьма значительным [1]. Для создания и поддержания заданных значений температур на борту космического аппарата предназначена система терморегулирования (СТР) [2].

В аппаратах герметичного исполнения в процессе теплообмена задействован механизм конвекции, что при наличии интенсивной прокачки охлаждающей среды внутри аппарата обеспечивает равномерные поля температур. В аппаратах негерметичного исполнения передача теплоты от каждого прибора на радиатор осуществляется механизмами теплопроводности и излучения [3]. При наличии неравномерных тепловых нагрузок задача определения температуры каждого прибора в этом случае вызывает определенные технические сложности [4].

СТР может иметь различное исполнение в зависимости от назначения, производительности и срока активного существования [5]. В данной работе рассматриваются высокопроизводительные системы, предназначенные для отвода больших мощностей. Такие системы преимущественно выполняются на основе двухфазного контура (ДФК) – в переносе тепла участвуют процессы испарения и конденсации с активной циркуляцией рабочего тела (с помощью насоса или компрессора).

СТР с ДФК с активной циркуляцией теплоносителя принято делить на насосные системы теплопереноса, использующие прямой термодинамический цикл, и тепловые насосы, реализующие обратный термодинамический цикл. В настоящей работе рассматривается тепловой анализ и сравнение характеристик таких систем.

Постановка задач исследования. Для СТР с ДФК возможны различные варианты компоновки, отличающиеся направлением осуществления термодинамического процесса, принципами передачи теплоты, включением в схему различных функциональных элементов. Задача проектирования рациональных систем терморегулирования включает в себя конструктивную оптимизацию. Для решения задачи оптимизации необходимо создать эффективную расчетную модель.

В настоящее время для расчета систем терморегулирования широко используют программные пакеты

из области вычислительной термогидродинамики, такие как ANSYS, Thermica, ESATAN-TMS, SINDA, Radsol и т. д. [6]. Однако большинство данных программ в качестве основного недостатка имеет свою высокую коммерческую стоимость. Кроме того, для них не всегда возможна интеграция со сторонними приложениями (например, с базами данных свойств рабочих тел). В плане возможности проведения оптимизации и моделирования работы подобные программы имеют такие ограничения, как невозможность учета гидравлических особенностей тракта, большие затраты времени на проведение расчетов для заданных граничных и начальных условий.

Для проведения расчетных исследований системы терморегулирования возникает необходимость разработки собственных математических моделей, отвечающих вышеизложенным требованиям и предназначенных для сравнения энергетических характеристик систем в различном исполнении. При моделировании в настоящей работе рассматриваются замкнутые двухфазные системы терморегулирования, которые получили наиболее широкое распространение и в различных конструктивных вариантах используется на большинстве космических аппаратов [7; 8]. Задача оптимизации имеет существенное значение для установок большой мощности, которыми в большинстве случаев являются исследуемые системы.

Описание моделируемых систем. Рассмотрим несколько базовых вариантов компоновки двухфазных систем терморегулирования с применением прямого и обратного цикла. Для упрощения анализа схем рассмотрим случай наличия только внутренних теплоприемов – тепловыделений от оборудования, размещенного на космическом аппарате.

Двухфазная система терморегулирования, работающая по прямому циклу, представлена на рис. 1, а. Внутренний источник энергии на борту космического аппарата (тепловыделение приборов) обеспечивает тепловой поток на испаритель, в котором происходит кипение жидкого рабочего тела. Получившийся пар направляется в радиационный теплообменник – излучатель, который отводит теплоту в космическое пространство за счёт лучистого теплообмена, в результате чего рабочее тело конденсируется. Жидкое рабочее тело подается в испаритель с помощью насоса. В данной схеме используется активная (насосная) циркуляция теплоносителя, характерная для систем большой производительности. Для систем с малой производительностью вместо насоса возможно применение

подачи рабочего тела с помощью капиллярного эффекта.

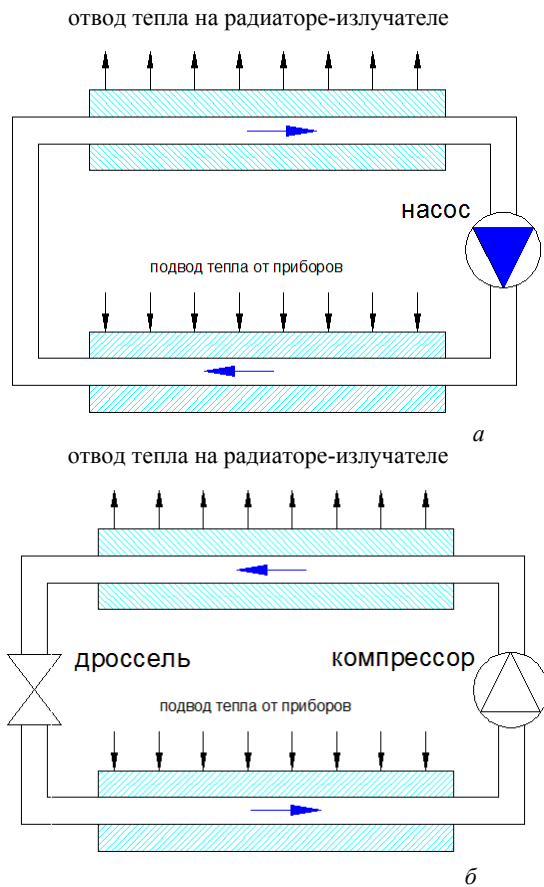


Рис. 1. Структурные схемы систем прямого (а) и обратного (б) цикла

Система терморегулирования, работающая по обратному циклу, представлена на рис. 1, б. Внутренний источник энергии на борту космического аппарата создает тепловой поток на испаритель, в котором происходит кипение жидкого рабочего тела. Пар рабочего тела сжимается компрессором и подается в конденсатор, где теплота отводится в космическое пространство излучением. Жидкое рабочее тело после прохождения дросселя возвращается в испаритель.

Прямые циклы двухфазных систем терморегулирования в настоящее время наиболее распространены [7; 8] в связи с их относительной простотой реализации и высокими сроками активного существования. Обратные циклы для систем космического назначения встречаются, например, в работе [9]. Несмотря на сложности, связанные с наличием компрессора, данные циклы позволяют получить высокие температуры на радиаторе, а значит, сократить площадь радиационных панелей.

Анализ путей повышения эффективности. При сопоставлении различных схем СТР космического аппарата негерметичного исполнения и выборе оптимальной, система должна оцениваться по параметрам массы составляющих элементов и затрачиваемой мощности. Часто используется удельная массоэнергетическая характеристика – отношение веса системы к ее холодопроизводительности (кг/кВт). Соответственно,

путь оптимизации системы терморегулирования характеризуется уменьшением массы составных элементов при увеличении холодопроизводительности и снижении энергопотребления системы [10; 11].

Из всех элементов системы терморегулирования радиационный теплообменник обладает наибольшей массой, поэтому необходимо стремиться к обеспечению минимальной суммарной массы радиатора [11]. Площадь радиатора прямо пропорциональна количеству отводимого тепла и обратно пропорциональна температуре его поверхности в четвертой степени.

В связи с этим интерес представляет применение обратных холодильных циклов. Такие циклы переводят отводимый тепловой поток на более высокий температурный уровень, что обеспечивает эффективный отвод тепла.

Система уравнений математической модели. Большинство математических моделей [11; 12], используемых для расчета и анализа системы терморегулирования, имеют следующие недостатки: все процессы в системе рассматриваются только с позиции теплопередачи, при этом упускается гидравлическая сторона задачи о течении рабочего тела в элементах; рассматриваются математические модели отдельных элементов системы без учета их взаимного влияния.

Для устранения этих недостатков в рамках настоящей работы использовалась следующая система уравнений. Математическое описание системы строится на четырех основных уравнениях, в различных интерпретациях составляющих основу технической гидромеханики и рассматривающих течение сжимаемых жидкостей с теплообменом:

– уравнение движения:

$$\rho \frac{dW}{dt} = \rho F - grad(p); \tag{1}$$

– уравнение неразрывности:

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho div(W) = 0; \tag{2}$$

– уравнение сохранения энергии в термодинамических параметрах:

$$\rho \frac{du}{dt} = -p div(W) - div(q) + \rho \frac{dq}{dt}; \tag{3}$$

– уравнение состояния:

$$f(p, \rho, T) = 0, \tag{4}$$

где ρ – плотность жидкости, W – скорость потока, t – время, F – массовая сила, p – давление, u – внутренняя энергия, q – тепловой поток, T – температура.

Четыре уравнения содержат четыре независимых физических величины. В рамках используемой математической модели в качестве независимых были использованы: давление, плотность, энтальпия, температура. Таким образом, система является замкнутой. Эти уравнения универсальны и могут быть применены к описанию любых процессов в теплоэнергетических системах [13].

Систему этих уравнений можно конкретизировать для модели в зависимости от уровня рассматриваемых

процессов. При этом для рассматриваемых принципиальных схем системы терморегулирования можно выделить три уровня применения уравнений:

- уровень конечных объемов: рассматривает геометрический объем настолько малый, чтобы иметь возможность применения дифференциальных уравнений;
- уровень элементов системы: рассматривает конкретный элемент – теплообменник, насос; соответственно, уравнения интегральные;
- уровень системы: рассматривает систему в целом; уравнения интегральные.

Теория моделирования технических систем рассматривает два типа уравнений, входящих в математическую модель: компонентные, описывающие процессы в одном элементе, и топологические, связывающие все элементы в систему [14–16]. В зависимости от уровня применения уравнения (1)–(4) могут выступать в роли как компонентных, так и топологических.

Алгоритм расчета по модели с сосредоточенными параметрами. Рассмотрим методику построения и алгоритм расчета модели системы терморегулирования в сосредоточенных параметрах. В этом случае пространственное изменение величин в пределах элемента не анализируется, в расчетах участвуют средние интегральные характеристики. Такие модели удобно применять для предварительной оценки рабочих характеристик, определения области работоспособности и в многовариантных расчетах.

Задача исследования ставится следующим образом: при известных параметрах теплопритоков от бортовой аппаратуры спроектировать систему терморегулирования – подобрать площади теплообменников и насос, обеспечивающий требуемый массовый расход через систему.

В качестве исходных данных для расчета задаются параметры источника тепла – температура и мощность, параметры работы насоса. В результате расчета

определяется температура испарения, площадь испарителя, массовый расход рабочего тела, перепад давлений на насосе, температура конденсации и площадь теплообменника-излучателя.

Расчетные зависимости для компонентных уравнений модели представлены в табл. 1. Модель строится в предположении, что в теплообменниках отсутствуют гидравлические потери, а в гидравлическом тракте отсутствуют тепловые потери. Тогда для тепловой части системы используются общие зависимости (2)–(4), а для гидравлической – (1), (2), (4). В качестве топологических уравнений (уравнений связи между элементами) используются уравнения (2) и (3), характеризующие баланс энергий и постоянство массового расхода.

При расчете процессов в каждом элементе служебным уравнением выступает уравнение состояния, позволяющее связать давление и температуру.

Так как параметры в элементах системы взаимосвязаны, расчет ведется итерационным методом. На первом этапе при рассмотрении гидравлической части системы определяется расход и перепад давлений. Затем, при известных давлениях рассчитываются параметры теплообмена в испарителе и радиаторе-излучателе. При известных температурах пересчитываются параметры рабочего тела (плотность, вязкость и т. д.) в различных точках системы. После этого расчет повторяется заново, пока не сойдутся балансы энергии и массы.

Результаты расчета по модели. С использованием модели и алгоритма расчета систем терморегулирования в сосредоточенных параметрах были проведены численные исследования характеристик двух систем. Результаты расчетов системы, работающей по прямому 1 и обратному 2 циклам, приведены в табл. 2 и на рис. 2.

Таблица 1

Система уравнений модели в сосредоточенных параметрах*

Компонентные уравнения	Испаритель	Радиатор-излучатель	Насос	Сопротивления
	$Q = kF_{\text{исп}} \Delta T_{\text{исп}}$ $Q = \dot{m} \Delta h$	$Q = F_{\text{рад}} \sigma T^4$ $Q = \dot{m} \Delta h$	$\Delta p = \rho g \left(a + b \frac{\dot{m}}{\rho} \right)$	
Топологические уравнения	$\sum Q = 0 \quad \dot{m} = \text{const}$			

* \dot{m} – массовый расход рабочего тела; Δh – перепад энтальпий в испарителе / конденсаторе; k – коэффициент теплопередачи; p – давление; ρ – плотность; u – скорость потока; ξ – коэффициент гидравлического сопротивления; a, b – коэффициенты в характеристике насоса.

Таблица 2

Результаты расчета по модели

	Температура источника, С	Тепловой поток, Вт	Площадь испарителя, м ²	Мощность, Вт		Массовый расход, кг/с
				насоса	компрессора	
Система 1	+20	5000	17,7	94	–	0,0417
	+20	7000	24,78	132	–	0,0583
	+30	7000	21,4	132	–	0,0583
Система 2	+20	5000	10,33	–	307	0,0417
	+20	7000	14,46	–	429	0,0583
	+30	7000	12,84	–	494	0,0583

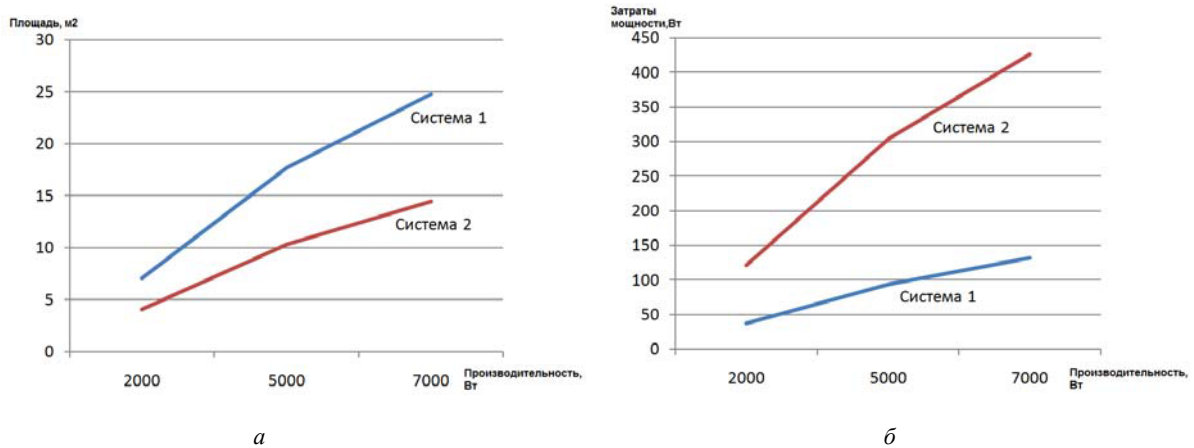


Рис. 2. Сравнение характеристик систем, работающих по прямому (1) и обратному (2) циклам: а – площадь радиатора-излучателя; б – потребляемая мощность

В качестве параметров, влияющих на характеристики системы, рассматривались поддерживаемая температура аппаратуры и необходимая холодопроизводительность. При этом для различных расчетных случаев сопоставлялись необходимая площадь радиатора-излучателя и потребляемая мощность.

Из численных результатов можно сделать следующие заключения:

- минимальные площади радиатора-излучателя будут наблюдаться для системы с обратным циклом (рис. 2, а), что обусловлено высокой температурой конденсации;

- минимальное энергопотребление будет наблюдаться у системы с прямым циклом (рис. 2, б).

Однако стоит отметить, что применение компрессора в обратном цикле снижает характеристики надежности системы. Кроме того, обратный цикл характеризуется повышенными давлениями рабочего тела, что приведет к увеличению металлоемкости магистралей.

Заключение. Обзор современного состояния вопроса математического моделирования систем терморегулирования космических аппаратов позволяет прийти к выводу о необходимости разработки комплексных методов и алгоритмов анализа и сопоставления различных схем и типов систем терморегулирования.

Применение математических моделей систем терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения позволяет проводить исследование реакций системы на изменение внешних параметров и граничных условий, анализ эффективности различных способов компоновки установок.

В ходе настоящей работы была создана математическая модель для анализа двухфазных систем терморегулирования, работающих по прямым и обратным циклам. Модель позволяет сравнивать циклы по эффективности и энергозатратам.

Библиографические ссылки

1. Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. I. Fundamental Technologies / David G. Gilmore and The Aerospace Corporation D. Gilmore. 2002. P. 42.

2. Larson W. J., Wertz J. R. Space Mission Analysis and Design. 3rd edition. Microcosm, 1999. P. 57–52.

3. Васильев Е. Н., Дервянко В. А., Макуха А. В., Концептуальный подход к тепловому проектированию космических аппаратов негерметичного исполнения // Спутниковые системы связи и навигации : тр. Междунар. науч.-техн. конф. Красноярск, 1997. Т. 2. С. 73–76.

4. Кузнецов Г. В., Санду С. Ф. Математическое моделирование теплопереноса в элементах конструкции приборного отсека космического аппарата // RDAMM–2001 : тр. Междунар. конф. Т. 6. Ч. 2. Спец. выпуск. 2001. С. 234–239.

5. Karam R. D. Satellite Thermal Control for Systems Engineers, Progress in Astronautics and Aeronautics. AIAA, 1998. P. 23–27.

6. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. Spacecraft thermal control / published by Woodhead Publishing Limited. Cambridge, 2012. P. 103–106.

7. Малаясов А. А. Системы терморегулирования с двухфазным контуром для перспективных космических станций [Электронный ресурс] // Молодежный науч.-техн. вестник. 2013. № 9. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/619160.html>.

8. Кривов Е. В. Двухфазная система терморегулирования с раскрываемыми холодильниками-излучателями спутника связи с повышенной энергооборужённостью // Молодой ученый. 2011. № 1. С. 35–39.

9. Леонов В. П., Максимович Т. И. Система бортового термостатирования // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». Спец. выпуск «Холодильная и криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения». 2005. С. 149–154.

10. Малоземов В. В., Кудрявцева Н. С. Оптимизация систем терморегулирования космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1988. 134 с.

11. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 232 с.

12. Design Optimization of Thermal Paths in Spacecraft Systems, Kevin Dale Stout, thesis for the degree of Master of Science / Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics. May 16, 2013. P. 86–89.

13. Проектная оптимизация теплотехнических систем, работающих по замкнутому контуру / А. А. Кишкин [и др.] // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. 5 (45). С. 34–38.

14. Блинов Ю. Ф., Иванцов В. В., Серба П. В. Методы математического моделирования : учеб. пособие. Таганрог : ТТИ ЮФУ, 2012. Ч. 1. 42 с.

15. Зарубин В. С. Математическое моделирование в технике : учебник для вузов / под ред. В. С. Зарубина, А. П. Крищенко. 2-е изд., стереотип. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. 496 с.

16. Тарасик В. П. Математическое моделирование технических систем : учебник для вузов. Минск : Дизайн-ПРО, 2004. 640 с.

References

1. David G. Gilmore and The Aerospace Corporation D. Spacecraft Thermal Control Handbook. *Fundamental Technologies*, Gilmore. 2002, vol. I, p. 42.

2. Larson W. J., Wertz J. R. Space Mission Analysis and Design. *3rd edition, Microcosm*, 1999, p. 57–52.

3. Vasil'ev E. N., Derevyanko V. A., Makukha A. V. [Conceptual approach to the thermal design of the spacecraft leaking execution]. *Trudy Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Sputnikovyte sistemy svyazi i navigatsii"*. [Proceedings of the International Scientific and Technical Conference "Satellite communication and navigation systems"]. Krasnoyarsk, 1997, vol. 2, p. 73–76 (In Russ.).

4. Kuznetsov G. V., Sandu S. F. [Mathematical modeling of heat transfer in the structural elements of the instrument compartment of the spacecraft]. *Trudy Mezhdunarodnoy konferentsii RDAMM-2001*. [Proceedings of the International Conference RDAMM-2001]. 2001, vol. 2, no. 6, p. 234–239 (In Russ.).

5. Karam R. D. Satellite Thermal Control for Systems Engineers. *Progress in Astronautics and Aeronautics*. 1998, p. 23–27.

6. Meseguer J. Spacecraft thermal control. *Woodhead Publishing Limited*. 2012, p. 103–106.

7. Malayasov A. A. [Thermal control system with two-phase circuit for future space stations]. *Molodezhny nauchno-tekhnicheskij vestnik*. 2013, no. 9 (In Russ.). Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/619160.html> (accessed 22.09.2011).

8. Krivov E. V. [The two-phase thermal control system with opening refrigerators emitters satellite due to the increased power available]. *Molodoy uchenyy*. 2011, no 1, p. 35–39 (In Russ.).

9. Leonov V. P., Maksimovich T. I. [System-board temperature control]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana*. 2005, p. 149–154 (In Russ.).

10. Malozemov V. V., Kudryavtseva N. S. *Optimizatsiya sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Optimization of thermal control of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, p. 134 (In Russ.).

11. Malozemov V. V., Kudryavtseva N. S. *Optimizatsiya sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Optimization of thermal control of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, p. 232 (In Russ.).

12. Kevin Dale. Design Optimization of Thermal Paths in Spacecraft Systems. *Department of Aeronautics and Astronautics*. 2013, p. 86–89.

13. Kishkin A. A. [Design optimization of thermal systems operating in a closed loop]. *Vestnik SibGAU*. 2012, no 5 (45), p. 34–38 (In Russ.).

14. Blinov Yu. F., Ivantsov V. V., Serba P. V. *Metody matematicheskogo modelirovaniya. Uchebnoe posobie*. [Methods of mathematical modeling. Tutorial] Taganrog, TTI YUFU Publ., 2012, vol. 1, 42 p. (In Russ.).

15. Zarubin V. S., Krishchenko A. P. *Matematicheskoe modelirovanie v tekhnike. Ucheb. dlya vuzov* [Mathematical modeling in engineering. Textbook. for high schools]. Moscow, Izd-vo MGTU im. N. E. Baumana Publ., 2003, 496 p. (In Russ.).

16. Tarasik V. P. *Matematicheskoe modelirovanie tekhnicheskikh sistem. Uchebnik dlya vuzov*. [Mathematical modeling of technical systems. Textbook for high schools]. Minsk, Dizayn-PRO Publ., 2004, 640 p. (In Russ.).