

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ПОЛУЧЕНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИРУЕМОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ф. В. Танасиенко, Ю. Н. Шевченко, А. В. Делков, А. А. Кишкин, М. Г. Мелкозеров

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: spsp99@mail.ru

Рассматривается задача исследования с помощью расчетного алгоритма работы системы терморегулирования с жидкостным контуром (ЖК), включающей в себя трубы с текущим внутри рабочим телом, радиационный теплообменник, панели с размещенным на них тепловыделяющим оборудованием, насосы для прокачки рабочего тела, систему регулирования расхода.

Для разработки алгоритма расчета был произведен анализ и обоснование привлекаемых к расчету уравнений. Для моделируемой системы выделены влияющие параметры. В качестве исходных уравнений для моделирования используются уравнения, оказывающие значимое влияние на теплофизические параметры (температуру, расход, коэффициент теплоотдачи): закон Стефана–Больцмана для теплового излучения; закон теплоотдачи от стенки жидкостного контура в теплоноситель; уравнение теплоемкости теплоносителя; уравнение теплопроводности внутри панели от излучающей поверхности до поверхности теплообмена между рабочим телом и теплоносителем; уравнение расхода; критериальное уравнение для определения коэффициента теплоотдачи.

Для верификации алгоритма расчета были сопоставлены расчетные и экспериментальные данные по температурам теплоносителя ЖК для случаев зимнего и летнего солнцестояния. Результаты расчета имеют удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными.

С использованием алгоритма расчета в рамках вычислительного эксперимента было оценено влияние на ЖК четырех влияющих параметров: тепловое выделение приборов модуля полезной нагрузки, расход рабочего тела, площадь излучающих панелей, тепловое выделение приборов модуля служебных систем.

Для каждого из указанных параметров устанавливались уровни воздействия. Так, например, для нагрузки приборов, размещенных в модуле служебных систем, в качестве уровней нагрузки рассматривались 0, 50, 100, 150 и 200 % от базовой нагрузки 915 Вт из экспериментального исследования.

Приведены постановка задачи исследования, описание алгоритма расчета, полученные расчетным путем данные, анализ результатов вычислительного эксперимента и выводы относительно степени влияния выделенных параметров на работу жидкостного контура.

Ключевые слова: алгоритм вычислений, балансовые уравнения, теплоноситель, состояние теплового равновесия, верификации, рассчитываемые параметры.

Siberian Journal of Science and Technology. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 233–240

COMPUTATIONAL EXPERIMENT ON OBTAINING THE CHARACTERISTICS OF A THERMAL CONTROL SYSTEM OF SPACECRAFT

F. V. Tanasienko, Y. N. Shevchenko, A. V. Delkov, A. A. Kishkin, M. G. Melkozzerov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: spsp99@mail.ru

The presented article is covered a research task for a thermal control system with a fluid circuit (FC) including tubes with a current of the working medium inside, a radiation heat exchanger, panels with heat-generating equipment placed on them, pumps for pumping the working fluid, a flow control system.

Analysis and justification of the equations involved in the calculation algorithm are presented. For the modeled system the influencing parameters are distinguished. As initial equations for modeling, equations that have a significant effect on the thermophysical parameters (temperature, flow, heat transfer coefficient) are used: the Stefan-Boltzmann law for thermal radiation; the law of heat transfer from the wall to the fluid; heat capacity equation; the equation of thermal conductivity inside the panel from the radiating surface to the surface of heat exchange between the working heat and the fluid; flow equation; criterial equation for determining the heat transfer coefficient.

To verify the calculation algorithm, the calculated and experimental data on the temperatures of the fluid for the winter and summer solstices were compared. The results of the calculation have a satisfactory convergence with the experimental data.

Using the calculation algorithm in the framework of the computational experiment we evaluated the effect on the FC of four influencing parameters: the heat release of the payload module, the flow rate of the working fluid, the area of the radiating panels, and the heat release of the service module.

For each of these parameters exposure levels were established. For example, for heat release of the service module, 0, 50, 100, 150 and 200 % of the base load of 915 W from the pilot study were considered as load levels.

The article presents the formulation of the research problem, the description of the calculation algorithm, the data obtained by calculation, the analysis of the results of the computational experiment, and conclusions on the degree of influence of the selected parameters on the operation of the FC.

Keywords: algorithm of calculations, balance equations, heat transfer, heat equilibrium, verification, calculated parameters.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-233-240

Введение. В настоящее время для расчета систем терморегулирования (СТР) широко используют программные пакеты, такие как ANSYS, Thermica, ESATAN-TMS, SINDA, Radsol и т. д. [1–3]. Однако большинство данных программ в качестве основного недостатка имеют свою высокую коммерческую стоимость. Кроме того, для них не всегда возможна интеграция со сторонними приложениями. В плане возможностей 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.

В связи с этим большую научную и практическую значимость имеет задача разработки и создания собственных эффективных алгоритмов расчета характеристик жидкостного контура (ЖК) системы терморегулирования. Такой подход наряду с обеспечением открытости кода позволит выделить и учесть значимые теплофизические процессы и параметры, оказывающие влияние на работу системы. К таким параметрам, например, относится коэффициент теплоотдачи от жидкости в стенку, учет совместного действия процессов теплового излучения и теплопроводности для радиатора-излучателя и т. д. [4; 5].

Постановка задачи. Особенностью ЖК СТР, применяемых на космических аппаратах (КА), является их сложная гидравлическая схема, наличие большого числа развонок [6; 7]. Схема, представленная на рис. 1, используется при тепловакуумных испытаниях ЖК СТР для верификации алгоритма [8]. Функционально схема состоит из пяти основных элементов: двух панелей модуля полезной нагрузки (МПН $\pm Z$), двух излучающих панелей ($\pm Z$), включенных в схему параллельно [9], модуля служебных систем (МСС).

Обозначение панелей $\pm Z$ означает размещение их на южной (+) и северной (–) части КА соответственно [10]. При тепловакуумных испытаниях моделируются два случая воздействия на КА солнечной радиации – зимнее солнцестояние (ЗСС) и летнее солнцестояние (ЛСС). В случае ЗСС величина солнечной радиации составляет 137 Вт/м^2 , под воздействие радиации попадают панели $+Z$ и МПН $+Z$. В случае ЛСС величина

солнечной радиации составляет 147 Вт/м^2 , под воздействие радиации попадают панели $-Z$ и МПН $-Z$ [8].

Постановка задачи исследования предполагает проведение вычислительного эксперимента с использованием разработанного авторами расчетного алгоритма. При этом в результате вычислений определяются температуры в базовых точках расчетной схемы (рис. 1) T1–T7, позволяющие судить о протекающих в системе теплообменных процессах.

Алгоритм расчета. Для разработки алгоритма вычислений параметров ЖК СТР в рамках настоящей статьи использовался принцип декомпозиции, согласно которому система разбивается на связанные элементы, каждый из которых рассматривается отдельно [11]. В этом случае появляется возможность рассматривать сложные системы с любой топологией.

Был произведен анализ и обоснование привлекаемых к расчету уравнений. В качестве исходных уравнений для моделирования используются уравнения, оказывающие значимое влияние на теплофизические параметры (температуру, расход, коэффициент теплоотдачи): закон Стефана–Больцмана для теплового излучения; закон теплоотдачи от стенки жидкостного контура в теплоноситель; уравнение теплоемкости теплоносителя; уравнение теплопроводности внутри панели от излучающей поверхности до поверхности теплообмена между рабочим теплом и теплоносителем; уравнение расхода; критериальное уравнение для определения коэффициента теплоотдачи [12; 13].

Каждый составной элемент системы разбивается на конечные элементы (КЭ), в пределах каждого КЭ параметры температуры считаются постоянными [14]. Для каждого КЭ решаются два баланса: на границе излучающей поверхности радиационного теплообменника (РТО) и на границе с рабочей жидкостью. Два баланса позволяют найти значения температуры РТО и теплового потока, воспринятого жидкостью.

Вследствие того, что система является замкнутой, необходимым условием нахождения решения является равенство параметров рабочей жидкости на входе и на выходе контура.

В настоящее время алгоритм описывает одномерные изменения параметров. Этого достаточно для упрощенного моделирования [14]. Двух- и трехмерные случаи целесообразно рассматривать с помощью

специализированного программного обеспечения (в частности, FreeFem, Code_Saturne и т. д.).

Для моделируемой системы в связи с большим объемом влияющих параметров можно ожидать получение сложных характеристических зависимостей при проведении вычислительного эксперимента. Главной целью их анализа в рамках исследования является повышение удельной величины производительности системы (отношение производительности к массе системы) [15].

Для расчета параметров исследуемой системы был разработан алгоритм вычислений. Ключевой особенностью алгоритма является согласование рассчитываемых параметров на границах участков с помощью балансовых уравнений [12–14]. Для нахождения решения используется метод обобщенного минимума, в котором решение системы уравнений находится путём минимизации невязки [16].

Результаты расчета по алгоритму имеют удовлетворительную сходимость к результатам экспериментальных исследований для случаев ЗСС и ЛСС. Сравнение расчетных и экспериментальных данных приведено в табл. 1.

Для проведения численных исследований используется план вычислительного эксперимента. План был разработан на основе анализа результатов расчетов для ЗСС и ЛСС с выделением существенно влияющих

параметров, среди которых необходимо отметить расход рабочего тела, величину тепловых нагрузок приборов, площадь излучающих поверхностей. Основные исследуемые в рамках вычислительного эксперимента параметры представлены в табл. 2.

Результаты численных исследований. Рассмотрим результаты и выводы вычислительных экспериментов по каждому из исследуемых параметров, приведенных в табл. 2. Основными расчетными величинами являются температуры рабочего тела в контрольных точках Т1–Т7 согласно расчетной схеме (рис. 1).

Эксперимент 1. Изменение приборной нагрузки МПН –Z

В рамках эксперимента изменялось тепловыделение приборов, размещенных на панели –Z МПН. В качестве уровней нагрузки рассматривались 0, 50, 100, 150 и 200 % от базовой нагрузки 3708 Вт из экспериментального исследования. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты вычислений приведены в табл. 3 и на рис. 2.

На рис. 2 представлен профиль температур по базовым точкам Т1, Т2, Т3, Т6, Т7 расчетной схемы. (При построении профиля точки Т4 и Т5 не учитывались, так как они находятся на параллельных ветвях и в сумме (при перемешивании потоков теплоносителя) дают точку Т6.)

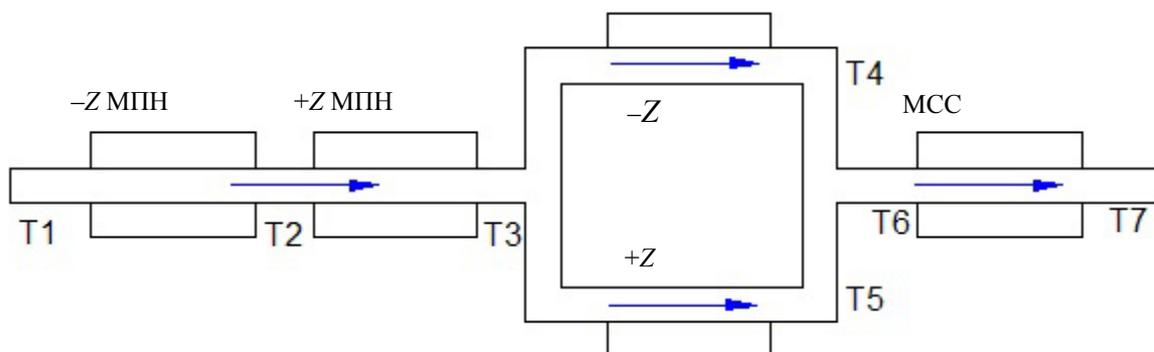


Рис. 1. Расчетная схема рассматриваемого ЖК СТР

Fig. 1. The design scheme of the FC of thermal control system

Таблица 1

Сравнение результатов расчета и эксперимента для ЛСС и ЗСС

Параметр	ЗСС, эксперимент, °С	ЗСС, расчет, °С	Отклонение, °С	Отклонение, %
Температура на выходе +Z	28,45	27,93	0,52	1,83
Температура на выходе –Z	31,80	30,21	1,59	5,00
Температура на входе в МПН	32,05	31,68	0,37	1,15
Температура на выходе в МПН	34,80	34,82	–0,02	–0,057
Параметр	ЛСС, эксперимент, °С	ЛСС, расчет, °С	Отклонение, °С	Отклонение, %
Температура на выходе +Z	31,05	30,84	0,21	0,67
Температура на выходе –Z	30,25	28,81	1,44	4,76
Температура на входе в МПН	31,05	29,84	1,21	3,89
Температура на выходе в МПН	34,80	35,29	0,49	1,41

Таблица 2

Основные исследуемые параметры

№ п/п	Параметр	Влияние на систему	Примечание
1	Тепловое выделение приборов МПН	При увеличении мощности приборов растет температура РТО При увеличении мощности требуется большая холодопроизводительность системы	Необходимо учитывать сложное взаимодействие тепловых потоков от приборов и от ЖК
2	Расход рабочего тела	Большой расход выравнивает перепады температур в различных точках ЖК Отсутствие расхода заставляет все элементы работать автономно друг от друга	Увеличение расхода выше расчетного является для системы негативным фактором: требуется больший запас рабочего тела и большая мощность насосов для перекачки
3	Площадь излучающих панелей	В зависимости от соотношения солнечного и излученного тепла панели может увеличивать или уменьшать производительность системы и среднюю температуру ЖК	Эффективность конструкции панели оценивается по величине удельной производительности
4	Тепловое выделение приборов МСС	Большое тепловыделение вызывает большой перепад температур в ЖК при прохождении МСС Большее тепловыделение приводит к необходимости большего теплосброса с РТО, а значит, ведет к повышению средней температуры по контуру ЖК	Оптимальной будет система, которая для широкого диапазона тепловыделений приборов на МСС сохраняет работоспособность и допустимые параметры температуры

Таблица 3

Результаты вычислений при изменении приборной нагрузки МПН –Z

№ п/п	Нагрузка, Вт	T1, °C	T2, °C	T3, °C	T4, °C	T5, °C	T6, °C	T7, °C
1	0	3,74	-7,24	-0,96	-5,85	-3,58	-4,71	3,74
2	1854	23,93	17,49	20,27	14,4	16,53	15,47	23,93
3	3708	38,86	35,81	36,01	29,38	31,4	30,39	38,86
4	5562	49,90	49,37	47,68	40,45	42,42	41,44	49,90
5	7416	58,99	60,69	57,29	49,57	51,48	50,53	58,99

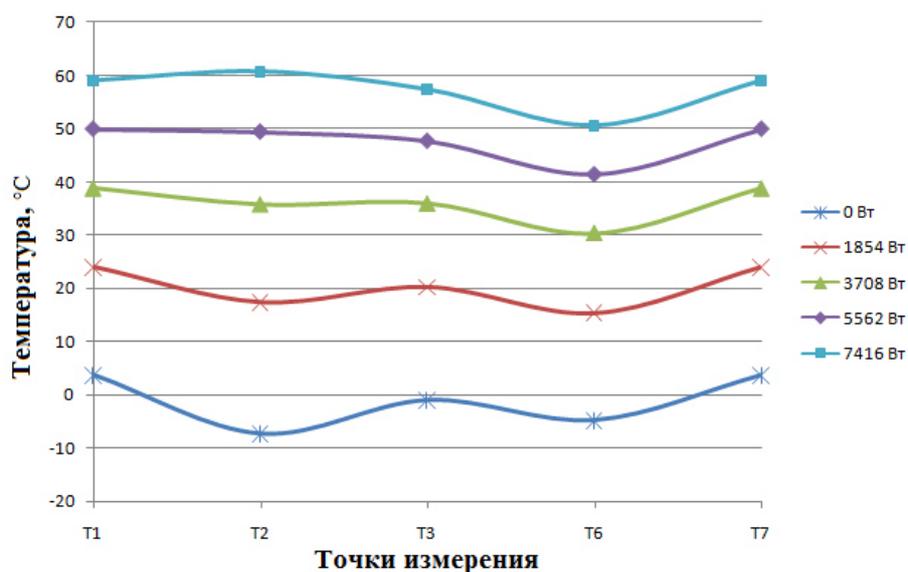


Рис. 2. Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении нагрузки МПН –Z

Fig. 2. Profiles of the temperature change along the length of the FC with a change of heat load in payload module –Z

Из рассмотрения результатов эксперимента можно сделать следующие выводы:

1. Видно, что при увеличении нагрузки растет средняя температура ЖК. Это связано с нагревом жидкости под действием тепла, а также с необходимостью теплоотвода излучением больших тепловых мощностей, а значит, и повышением температуры РТО.

2. При росте тепловой нагрузки меняется характер подвода тепла к ЖК на первом участке: при низких мощностях жидкость охлаждается, при больших – нагревается. Равновесие в процессе наступает при мощности нагрузки ~5600 Вт. При этом устанавливается тепловой баланс системы: величина излучения составляет также 5600 Вт. Температура РТО сравнивается с температурой ЖК, а жидкость не получает изменения температуры при протекании через панель.

3. На панели $-Z$ всегда наблюдается охлаждение. Это связано с тем, что там нет тепловой нагрузки от приборов и солнечного излучения, и все тепло излучается в космос.

4. Суммарно на панелях $\pm Z$ в данном эксперименте всегда наблюдается охлаждение жидкости. Это означает, что интенсивность излучения при достигнутых температурах излучающих поверхностей на панелях $\pm Z$ превышает значение солнечного потока.

Эксперимент 2. Изменение расхода теплоносителя

В рамках эксперимента изменялся расход теплоносителя, прокачиваемого через контур. В качестве уровней расхода рассматривались 0, 50, 100, 200 и 400 % от базового расхода $100 \text{ см}^3/\text{с}$ из эксперимен-

тального исследования. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты представлены в табл. 4 и на рис. 3.

На рис. 3 аналогично представлен профиль температур по базовым точкам Т1, Т2, Т3, Т6, Т7 расчетной схемы.

Из рассмотрения результатов эксперимента можно сделать следующие выводы:

1. Чем меньше расход теплоносителя, тем больше перепад температур по длине ЖК.

2. При чрезмерных расходах колебания температуры по длине ЖК малоощутимы, система приходит в состояние теплового равновесия для заданной тепловой нагрузки.

3. Сопоставление предыдущих двух пунктов приводит к заключению о том, что для каждого расчетного случая можно определить оптимальное значение расхода, при котором обеспечивается заданная производительность, и температурные перепады по длине ЖК допустимы.

Эксперимент 3. Изменение площади РТО для МПН $\pm Z$

В рамках эксперимента изменялись площади радиационных поверхностей на панелях МПН $+Z$ и МПН $-Z$. В качестве уровней для площади рассматривались 50, 100, 150 и 200 % от базовой площади $8,9 \text{ м}^2$ из экспериментального исследования. Эти уровни рассматривались в различных сочетаниях для панелей МПН $+Z$ и МПН $-Z$. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты представлены в табл. 5 и на рис. 4.

Таблица 4

Результаты вычислений при изменении расхода

№ п/п	Расход, $\text{см}^3/\text{с}$	Т1, °C	Т2, °C	Т3, °C	Т4, °C	Т5, °C	Т6, °C	Т7, °C
1	0	71,96	29,51	34,72	-16,37	0,48	-7,94	71,96
2	50	41,69	35,24	35,62	22,69	26,69	24,69	41,69
3	100	38,86	35,81	36,01	29,38	31,4	30,39	38,86
4	200	36,99	35,48	35,58	32,23	33,25	32,74	36,99
5	400	35,99	35,24	35,29	33,6	34,12	33,86	35,99

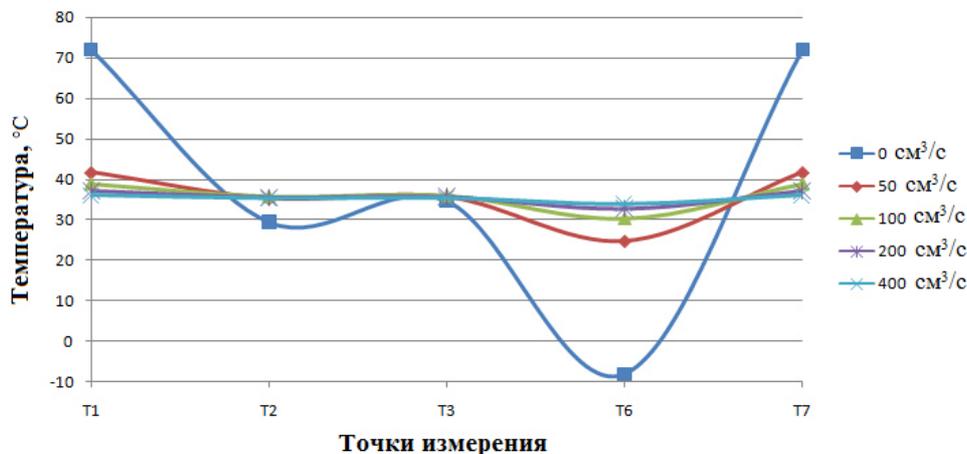


Рис. 3. Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении расхода

Fig. 3. Profiles of temperature change along the length of the FC when the flow rate is changed

Результаты вычислений при изменении площади панелей

№ п/п	-Z МПН, м ²	+Z МПН, м ²	T1, °C	T2, °C	T3, °C	T4, °C	T5, °C	T6, °C	T7, °C
1	4,45	4,45	81,95	80,87	81,61	72,59	74,38	73,48	81,95
2	4,45	8,9	58,97	60,67	57,27	49,55	51,46	50,51	58,97
3	8,9	8,9	38,86	35,81	36,01	29,38	31,4	30,39	38,86
4	13,35	8,9	26,95	21,17	23,45	17,43	19,53	18,48	26,95
5	13,35	13,35	16,89	12,64	12,95	7,43	9,6	8,58	16,89
6	17,8	17,8	1,96	-3,12	-2,83	-7,64	-5,35	-6,48	1,96

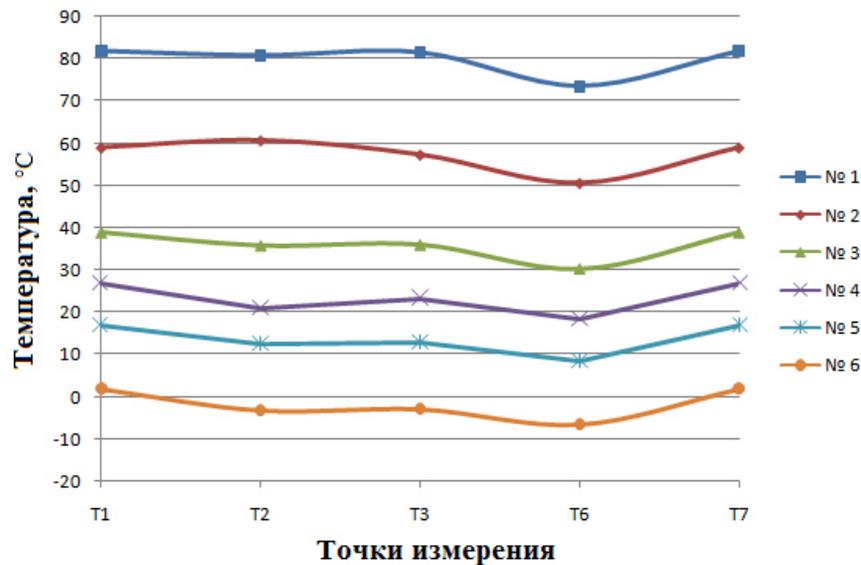


Рис. 4. Изменение температуры в различных точках ЖК при изменении площади поверхности РТО

Fig. 4. Change in temperature at various points of FC with a change of surface area of the radiation heat exchanger

На рис. 4 аналогично представлен профиль температур по базовым точкам T1, T2, T3, T6, T7 расчетной схемы.

Из табл. 5 и графика на рис. 4 видно, что при увеличении площади РТО температура теплоносителя ЖК падает.

Эксперимент 4. Изменение нагрузки МСС

В рамках эксперимента изменялась нагрузка приборов, размещенных в модуле служебных систем МСС.

В качестве уровней нагрузки рассматривались 0, 50, 100, 150 и 200 % от базовой нагрузки 915 Вт из экспериментального исследования. Расчет проводился

для случая ЗСС. Результаты представлены в табл. 6 и на рис. 5.

На рис. 5 аналогично представлен профиль температур по базовым точкам T1, T2, T3, T6, T7 расчетной схемы.

Нагрузка МСС оказывает на систему влияние, аналогичное нагрузке приборов МПН. Необходимо отметить, что при высоких значениях нагрузки МСС (>1370 Вт) на всех панелях наблюдается охлаждение теплоносителя ЖК, что связано с высокой средней температурой теплоносителя и преобладанием теплового излучения с панелей над величиной падающего солнечного излучения.

Результаты вычислений при изменении нагрузки МСС

№ п/п	Нагрузка МСС, Вт	T1, °C	T2, °C	T3, °C	T4, °C	T5, °C	T6, °C	T7, °C
1	0	10,75	11,69	15,31	9,6	11,38	10,75	10,75
2	457	24,84	23,78	25,69	19,5	21,65	20,61	24,84
3	915	38,86	35,81	36,01	29,38	31,4	30,39	38,86
4	1372	52,7	47,81	46,25	39,11	41,08	40,09	52,7
5	1830	66,7	59,8	56,3	48,85	50,76	49,80	66,7

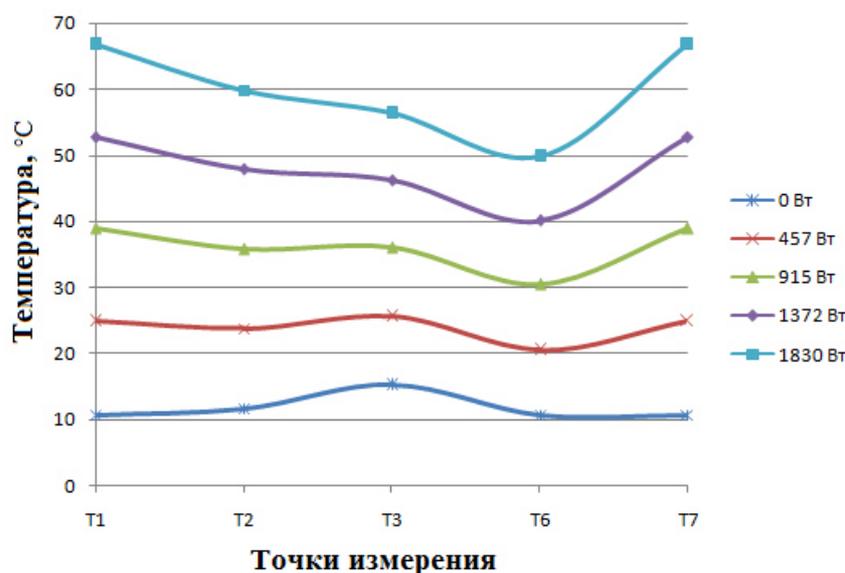


Рис. 5. Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении нагрузки МСС

Fig. 5. Profiles of the temperature change along the length of the FC with a change in the heat load of the service system module

Заключение. На основании анализа приведенных результатов вычислительного эксперимента для ЖК СТР КА можно сделать следующие выводы. Изменение средней температуры теплоносителя ЖК обусловлено изменением отводимой тепловой нагрузки, что связано с нагревом жидкости под действием тепла, а также с необходимостью теплоотвода излучением больших тепловых мощностей, а значит, и повышением температуры РТО.

Расход теплоносителя определяет величину перепада температур по длине ЖК. Чем больше расход, тем меньше перепад температур по длине ЖК. При чрезмерных расходах колебания температуры по длине ЖК малоощутимы, система приходит в состояние теплового равновесия для заданной тепловой нагрузки.

При изменении площади излучающих панелей $\pm Z$ изменяется характер теплоотвода от ЖК: при малых площадях жидкость нагревается, при больших – охлаждается; чем больше площадь МПН $-Z$, тем больше тепла уходит из системы с помощью излучения и тем ниже становится средняя температура теплоносителя ЖК.

Нагрузка МСС оказывает на систему влияние, аналогичное нагрузке приборов МПН. Необходимо отметить, что при высоких значениях нагрузки МСС на всех панелях наблюдается охлаждение теплоносителя ЖК, что связано с высокой средней температурой теплоносителя и преобладанием теплового излучения с панелей над величиной падающего солнечного излучения.

Серия вычислительных экспериментов, проведенная с использованием разработанных авторами математической модели и алгоритма расчета, отражает гибкость модели, адекватную реакцию на изменение внешних факторов и возможность сравнения параметров СТР по участкам ЖК с целью выявления значимых.

Библиографические ссылки

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge, UK : Woodhead Publishing Limited, 2012. 413 p.
2. Davies M. *Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. McGraw-Hill, 2003. 1952 p.
3. Thunnissen D. P., Au S. K., Tsuyuki G. T. Uncertainty Quantification in Estimating Critical Spacecraft Component Temperatures // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2007. Vol. 21, No. 2. P. 422–430.
4. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015. Vol. 93, No. 012007.
5. Алексеев В. А., Малоземов В. В. Обеспечение теплового режима радиоэлектронного оборудования космических аппаратов. М. : МАИ, 2001. 52 с.
6. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002. 413 p.
7. Малоземов В. В. *Тепловой режим космических аппаратов*. М. : Машиностроение, 1980. 232 с.
8. Разработка и термовакuumные испытания тепловых экранов для защиты электропривода механического блока от эффекта «солнечная ловушка» / А. Ю. Вшивков [и др.] // *Вестник СибГАУ*. 2012. № 5 (45). С. 116–122.
9. Sengil N., GURSOY Z. E. Parallel Full Approximation Scheme for Space Radiators // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2018. Apr 12. P. 1–5.
10. Thermal Aspects of Satellite Downscaling / H. V. Weeren [et al.] // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2009. Vol. 23, No. 3. P. 592–600.
11. Aliev A., Mishchenkova O., Lipanov A. *Mathematical Modeling and Numerical Methods in Chemical Physics and Mechanics*. Apple Academic Press, 2016. 564 p.

12. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft // *Proceedings of 12th Intern. Conf. on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering, APEIE 2014*. 2014. P. 591–593.

13. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A. V. Delcov [et al.] // *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016. № 9. P. 714–719.

14. Проектная оптимизация теплотехнических систем, работающих по замкнутому контуру / А. А. Кишкин [и др.] // *Вестник СибГАУ*. 2012. № 5(45). С. 34–38.

15. Крушенко Г. Г., Голованова В. В. Совершенствование системы терморегулирования космических аппаратов // *Вестник СибГАУ*. 2014. № 3 (55). С. 185–189.

16. Бахвалов Н. С., Жидков Н. П., Кобельков Г. М. Численные методы. М. : Наука, 1987. 600 с.

References

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, UK, 2012, 413 p.

2. Davies M. *Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. McGraw-Hill, 2003, 1952 p.

3. Thunnissen D. P., Au S. K., Tsuyuki G. T. Uncertainty Quantification in Estimating Critical Spacecraft Component Temperatures. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2007, Vol. 21, No. 2, P. 422–430.

4. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015, Vol. 93, No. 012007. (<http://iopscience.iop.org/1757-899X/93/1/012007>).

5. Alekseev V. A., Malozemov V. V. *Obespechenie teplovogo rezhima radioelektronного oborudovanie kosmicheskikh apparatov* [Providing the thermal regime of radio electronic equipment for spacecrafts]. Moscow, MAI Publ., 2001, 52 p.

6. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press. 2002, 413 p.

7. Malozemov V. V. *Teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov* [Thermal regime of spacecrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 232 p.

8. Vshivkov A. Yu., Tanasienko F. V., Golovenkin E. N., Yurtaev E. V. [Development and thermovacuum testing of thermal shields to protect the electric drive of the mechanical unit from the “Solar trap” effect]. *Vestnik SibGAU*. 2012, No. 5 (45), P. 116–122 (In Russ.).

9. Sengil N., GURSOY Z. E. Parallel Full Approximation Scheme for Space Radiators. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2018, Apr. 12, P. 1–5.

10. Weeren H. V., Brake M. T., Hamann R. J., Holl G., Price S. Thermal Aspects of Satellite Downscaling. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2009, Vol. 23, No. 3, P. 592–600.

11. Aliev A., Mishchenkova O., Lipanov A. *Mathematical Modeling and Numerical Methods in Chemical Physics and Mechanics* Apple Academic Press. 2016, 564 p.

12. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft. *Proceedings of 12th International Conference on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering*. 2014, Apr. 2014, P. 591–593.

13. Delcov A. V., Kishkin A. A., Lavrov N. A. et al. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft. *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016, No. 9, P. 714–719.

14. Kishkin A. A., Delcov A. V., Zuev A. A. et al. [Project optimization of heat engineering systems operating in a closed loop]. *Vestnik SibGAU*. 2012, No. 5(45), P. 34–38 (In Russ.).

15. Krushenko G. G., Golovanova V. V. [Perfection of the system of thermal regulation of spacecraft]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 3 (55), P. 185–189 (In Russ.).

16. Bakhvalov N. S., Zhidkov N. P., Kobel'kov G. M. *Chislennyye metody* [Numerical methods]. Moscow, Nauka Publ., 1987, 600 p.

© Танашиенко Ф. В., Шевченко Ю. Н., Делков А. В., Кишкин А. А., Мелкозеров М. Г., 2018