

УДК 629.78.048.7:536.42

П. Г. ГАКАЛ, Г. А. ГОРБЕНКО, Э. Р. РЕШИТОВ, Р. Ю. ТУРНА

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ОБЪЁМА ГИДРОАККУМУЛЯТОРА НА РАБОТОСПОСОБНОСТЬ ДВУХФАЗНОГО КОНТУРА ТЕПЛОПЕРЕНОСА СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В статье анализируется работа двухфазного контура теплопереноса (ДФК) для систем терморегулирования космических аппаратов (СТР КА) при больших тепловых нагрузках. Рассматривается процесс увеличения тепловой мощности вплоть до максимальной в условиях полного заполнения гидроаккумулятора жидкостью. Исследование выполнено на экспериментальном ДФК с теплоносителем аммиак. Рассматриваются переходные процессы, связанные с увеличением тепловой нагрузки от 73 % до 100 %. По результатам анализа сделаны выводы по работоспособности СТР КА в этих условиях, даются рекомендации по выбору объёма гидроаккумулятора.

Ключевые слова: гидроаккумулятор, терморегулирование, двухфазный контур, теплопередача, аммиак, космический аппарат, вынужденная циркуляция теплоносителя

Введение

Мировой тенденцией развития космических аппаратов (КА) является расширение их функциональных возможностей, что приводит к росту потребляемой мощности, большая часть которой выделяется в элементах оборудования КА в виде теплоты. Для отвода теплоты от элементов оборудования, переноса её в подсистему теплосброса с последующим отводом в космическое пространство, а также для поддержания требуемого температурного режима работы оборудования используются системы терморегулирования (СТР). Рост энерговооруженности и линейных размеров новых КА в условиях жёстких конструктивных и массогабаритных ограничений приводит к усложнению и росту массы СТР.

Постановка задачи исследования

В настоящее время используются СТР КА на базе однофазных жидкостных контуров теплопереноса. Для КА с энергопотреблением более 10 кВт наиболее перспективны СТР на базе двухфазных контуров теплопереноса (ДФК) [1]. Они обладают целым рядом преимуществ по сравнению с однофазными СТР. Их преимущества определяются тем, что ДФК могут переносить значительно большее количество теплоты на единицу расхода, чем при использовании однофазного теплоносителя. Энергопотребление насоса для прокачки теплоносителя незначительное. Использование теплообмена при кипении позволяет поддерживать температуру объектов практически на всей протяжённости контура

близкой к температуре насыщения. Все процессы теплопередачи, протекающие при изменении агрегатного состояния вещества (кипение, конденсация) происходят значительно интенсивней, чем при конвективном теплообмене в однофазной жидкости. Эти свойства ДФК приводят к тому, что масса СТР будет существенно меньше, чем в СТР с однофазным теплоносителем.

Принципиальная схема ДФК СТР представлена на рис. 1.

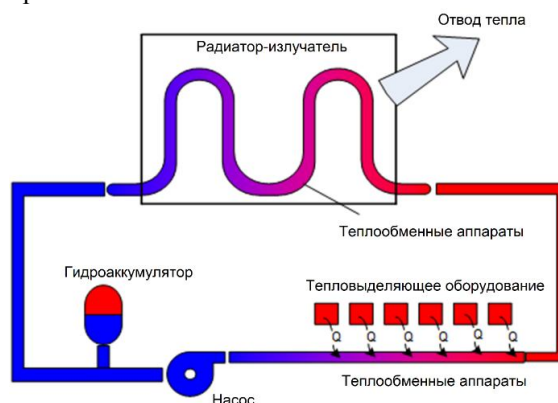


Рис. 1. Принципиальная схема ДФК СТР

Система включает: насос, теплообменные аппараты (испарители), в которых к теплоносителю подводится теплота, радиатор-излучатель с конденсатором, гидроаккумулятор. Насос прокачивает однофазный теплоноситель через испарители, в которых к теплоносителю от теплового оборудования подводится теплота, часть теплоносителя испаряется. На выходе из испарителя движется

двухфазный поток. Затем двухфазный поток направляется в конденсаторы радиаторов-излучателей, где он конденсируется и переохлаждается. Теплота отводится к панели радиатора-излучателя и излучается в космическое пространство. Масса теплоносителя в контуре может существенно изменяться при изменении режимов работы СТР. Для регулирования количества теплоносителя в контуре, а также для поддержания заданного давления (температуры кипения теплоносителя) предназначен гидроаккумулятор. При переходе системы из однофазного в двухфазное состояние масса теплоносителя в контуре уменьшается и излишек выдавливается в гидроаккумулятор, при переходе с двухфазного на однофазный режим работы масса теплоносителя в системе возрастает за счёт перетекания теплоносителя из гидроаккумулятора в контур.

Использовать для ДФК гидроаккумуляторы с газобаллонным наддувом проблематично, т.к. с их помощью трудно осуществлять регулирование давления во всем необходимом диапазоне. Для ДФК СТР наиболее перспективным является гидроаккумулятор с тепловым регулированием (ТГА). В ТГА теплоноситель находится всегда в двухфазном состоянии и регулирование давления в нем осуществляется путём подвода/отвода теплоты. Необходимый объем ТГА равен объёму жидкого теплоносителя, который аккумулятор должен воспринять или выдать в контур, плюс гарантированный объем паровой подушки (5...10 % объёма ТГА). Масса теплоносителя, входящего/выходящего из ТГА определяется как разница масс теплоносителя в контуре на однофазном режиме (малые тепловые нагрузки, «холодная» орбита) и двухфазном режиме (максимальные тепловые нагрузки, «горячая» орбита).

Масса конструкции ТГА оказывает влияние на общие массогабаритные характеристики СТР. Поэтому объем ТГА стремятся сделать минимально необходимым. Но на этапе проектирования существуют неопределённости, которые могут привести к тому, что ТГА на максимальном режиме работы ДФК СТР может быть полностью заполнен жидкостью. При этом возникает вопрос как это повлияет на работоспособность СТР, будет ли она выполнять свои функции.

Целью настоящей работы было экспериментальное определение влияния полного заполнения ТГА на работоспособность ДФК СТР вблизи максимальной тепловой нагрузки, как повлияет это на температуру кипения теплоносителя и тепловое состояние тепловыделяющего оборудования.

Описание экспериментальной установки

На рис. 2 приведена схема экспериментального контура, на котором проводилось исследование. Теп-

лоносителем является аммиак. Контур является прототипом ДФК СТР необитаемого КА. Задачей регулирования ТГА в этом случае является поддержание заданного кавитационного запаса на входе в насос.

Примечание: под кавитационным запасом в настоящей статье мы понимаем величину:

$$\Delta T_c = T_{hca_sat} - T_{n.in},$$

где T_{hca_sat} – температура насыщения, рассчитанная по давлению в ТГА;

$T_{n.in}$ – температура жидкого теплоносителя на входе в насос.

Экспериментальный стенд (модель ДФК) представляла собой одноконтурную петлю, содержащую последовательно насос, однофазный транспортный участок, испаритель, двухфазный транспортный участок, конденсатор. Давление и количество теплоносителя в контуре регулируется с помощью гидроаккумулятора с тепловым регулированием (ТГА). Все элементы экспериментального ДФК расположены в одной горизонтальной плоскости.

На рис. 2 приведена схема стенда с указанием всех элементов контура.

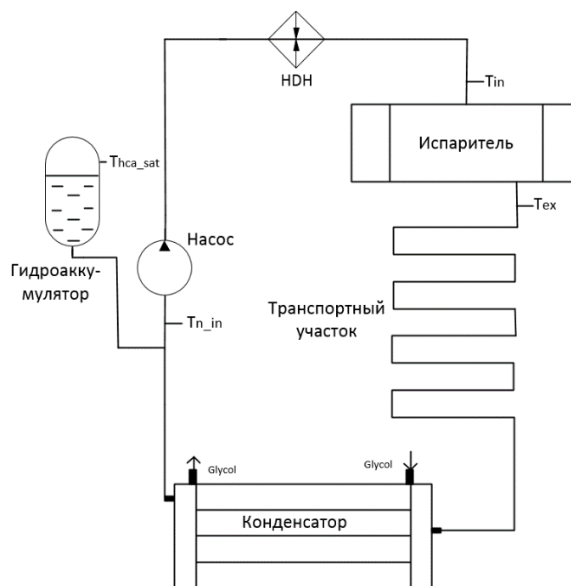


Рис. 2. Принципиальная схема стенда

Однофазный транспортный участок включает в себя трубопровод от конденсатора до испарителя. На этом участке находятся насос и бустерный нагреватель (НДН), с помощью которого поддерживался необходимый недогрев жидкости до состояния насыщения на входе в испаритель.

Испаритель представляет собой линейный теплообменный аппарат с диаметром канала 7 мм, на котором последовательно установлены 10 нагревателей суммарной мощностью 6 кВт. Общая длина испарителя – 13700 мм.

Транспортный трубопровод соединяет испари-

тель и конденсатор (см. рис. 2), выполнен в виде трубки диаметром 10 мм и длиной 7000 мм.

Конденсатор представляет собой двухканальный алюминиевый профиль. В один канал подается двухфазный аммиак, в другой канал – охлаждающий гликоль.

Результаты экспериментов

При изменении тепловой нагрузки основное изменение массы теплоносителя происходит в элементах с двухфазным теплоносителем: в испарителе, транспортном участке и в конденсаторе. Поэтому далее рассматриваем только двухфазные участки контура. Отношение объемов элементов экспериментального ДФК с двухфазным теплоносителем были следующими:

- суммарный объем двухфазной части ДФК составляет 1,207 л (100 %);
- объем испарителя 0,556 л (46,1 %);
- объем двухфазного транспортного участка равен 0,57 л (47,2 %);
- объем участка конденсации ~ 0,081 л (6,7 %).

Примечание: объем участка конденсации ~ 0,081 л соответствует завершению конденсации до первого колена конденсатора. На большинстве режимов за счёт изменения температуры охлаждающего гликоля поддерживался такой режим конденсации.

В ходе эксперимента моделируется ситуация, когда при увеличении тепловой нагрузки аммиак перетекает из контура в ТГА и ТГА оказывается полностью заполненным жидкостью. Анализируется работоспособность ДФК, когда ТГА полностью заполнен жидкостью.

Сценарий экспериментов был следующий:

Контур выводился на двухфазный режим с определёнными параметрами, фиксировались все параметры в исходном состоянии. После этого ТГА отсекался от контура (моделировалось полное заполнение ТГА) и тепловая нагрузка в испарителях повышалась до тех пор, пока температура кипения теплоносителя в контуре не увеличивалась на 10К. Фиксировались параметры в конечном состоянии. Процесс перехода из исходного в конечное состояние фиксировался измерительной системой.

Рассматриваются два переходных процесса работы системы:

Переходной процесс №1

Исходные параметры системы:

- массовый расход, $m = 4 \text{ г/с}$;
- мощность электрических нагревателей, $Q_{am} = 81 \text{ \%}$ (2850 Вт);
- температура насыщения, $T_{sat} = 65 \text{ °C}$;

– паросодержание на выходе из испарителя, $x_{ex} = 0,7$;

– недогрев до состояния насыщения на входе в испаритель, $\Delta T_{sub} \sim 6,6 \text{ °C}$;

– недогрев на входе в насос (кавитационный запас), $\Delta T_{sub_n} = 23 \text{ °C}$;

– температура охлаждающего гликоля, $T_{gl} = 40 \text{ °C}$.

Затем, моделируется режим увеличения тепловой нагрузки с полным заполнением ТГА. Для этого ТГА отключается от контура и мощность электрических нагревателей Q_{am} увеличивается до 3500 Вт (100 %). Массовый расход и температура охлаждающего гликоля не меняются.

ДФК переходит в конечное состояние с параметрами:

- температура насыщения, $T_{sat} = 75 \text{ °C}$;
- паросодержание на выходе из испарителя, $x_{ex} = 0,875$;

– недогрев до состояния насыщения на входе в испаритель, $\Delta T_{sub} \sim 22,5 \text{ °C}$;

– недогрев на входе в насос (кавитационный запас), $\Delta T_{sub_n} = 32 \text{ °C}$.

График, иллюстрирующий переходный процесс, представлен на рис. 3.

Переходной процесс №2

Исходные параметры системы:

- массовый расход, $m = 5,9 \text{ г/с}$;
- мощность электрических нагревателей, $Q_{am} = 73 \text{ \%}$ (2500 Вт);

– температура насыщения, $T_{sat} = 65 \text{ °C}$;

– паросодержание на выходе из испарителя, $x_{ex} = 0,37$;

– недогрев до состояния насыщения на входе в испаритель, $\Delta T_{sub} \sim 12,7 \text{ °C}$;

– недогрев на входе в насос (кавитационный запас), $\Delta T_{sub_n} = 23,5 \text{ °C}$;

– температура охлаждающего гликоля, $T_{gl} = 40 \text{ °C}$.

Моделируется режим с полным заполнением ТГА при увеличении тепловой нагрузки. ТГА отключается от контура и мощность электрических нагревателей Q_{am} увеличивается до 3440 Вт (100 %). Массовый расход и температура охлаждающего гликоля не меняются.

ДФК переходит в конечное состояние с параметрами:

- температура насыщения, $T_{sat} = 76 \text{ °C}$;
- паросодержание на выходе из испарителя, $x_{ex} = 0,51$;

– недогрев до состояния насыщения на входе в испаритель, $\Delta T_{sub} \sim 22,5 \text{ °C}$;

– недогрев на входе в насос (кавитационный запас), $\Delta T_{sub_n} = 33,5 \text{ } ^\circ\text{C}$.

График, иллюстрирующий переходный про-

цесс, представлен на рис. 4.

Начальные и конечные состояния двух переходных процессов представлены в табл. 1.

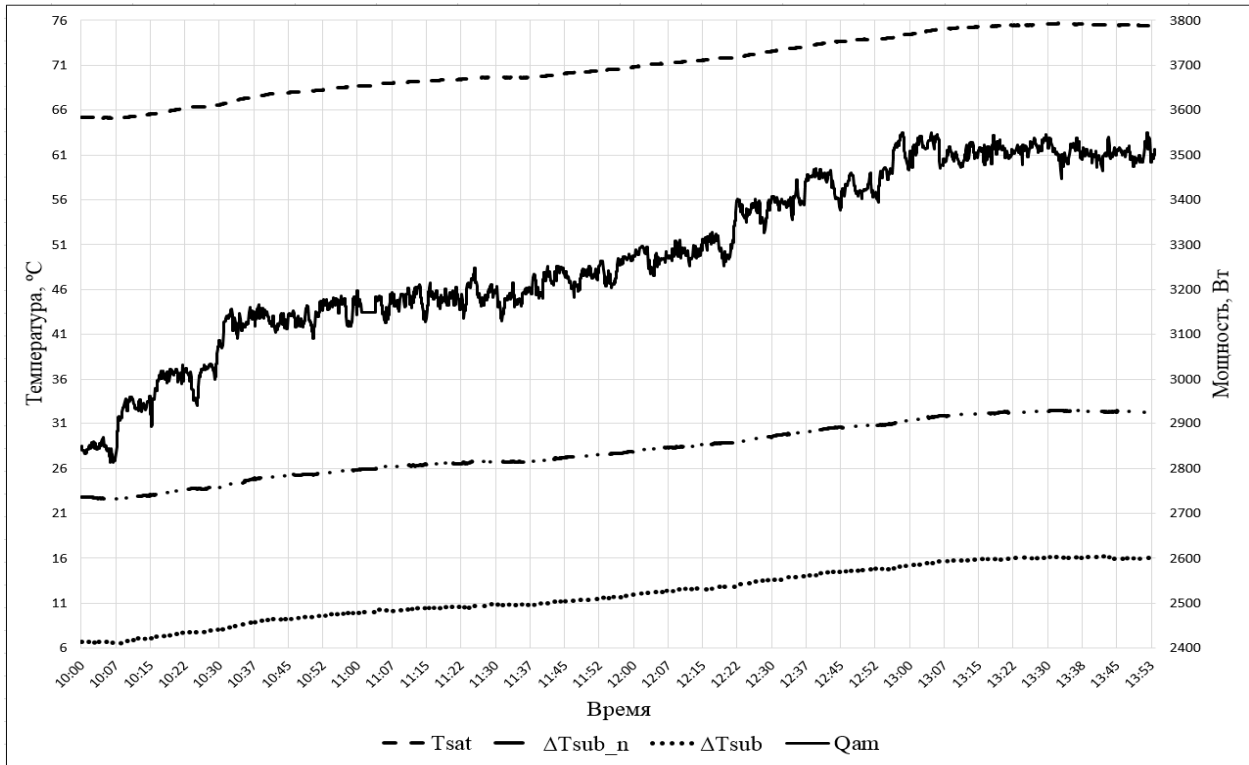


Рис. 3. Зависимость температуры и мощности от времени для переходного режима №1

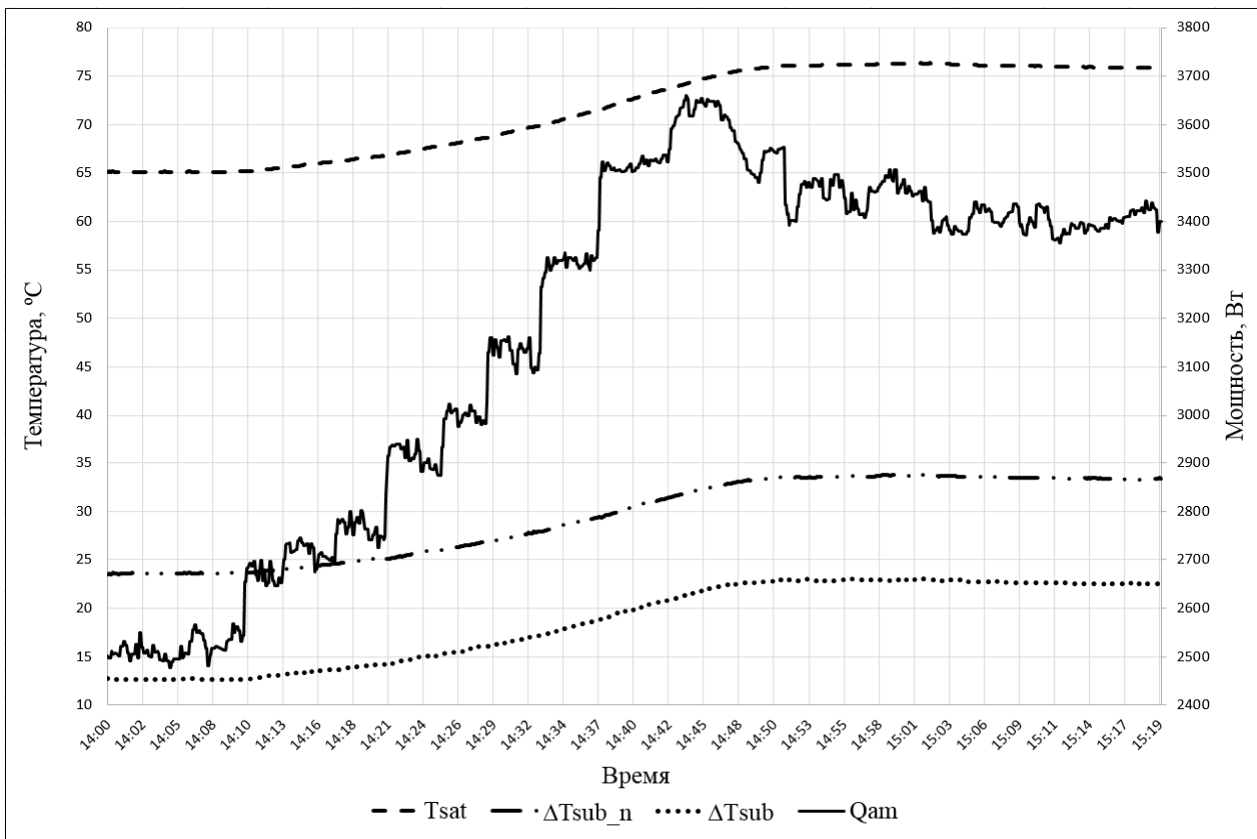


Рис. 4. Зависимость температуры и мощности от времени для переходного режима №2

Таблица 1

Параметры в начальном и конечном состоянии контура теплопереноса

| Параметры | Переходной процесс | | | |
|-------------------------|---------------------|--------------------|---------------------|--------------------|
| | №1 | | №2 | |
| | Начальное состояние | Конечное состояние | Начальное состояние | Конечное состояние |
| m, г/с | 4,0 | 4,0 | 5,9 | 5,9 |
| Qam, Вт | 2850 (81 %) | 3500 (100 %) | 2500 (73 %) | 3440 (100 %) |
| Tsat, °C | 65 | 75 | 65 | 76 |
| x _{ex} | 0,7 | 0,875 | 0,37 | 0,51 |
| ΔTsub, °C | 6,6 | 22,5 | 12,7 | 22,5 |
| ΔTsub _n , °C | 23 | 32 | 23,5 | 33,5 |
| Tgl, °C | 40 | 40 | 40 | 40 |

Выводы

В статье рассматривается влияние полного заполнения ТГА на характеристики СТР КА. Основное внимание уделено анализу роста температуры насыщения в испарителе и изменению кавитационного запаса при полностью заполненном ТГА и увеличении тепловой нагрузки. Рост температуры насыщения приводит к пропорциональному росту температуры приборов. Эксперименты показали, что при наличии в контуре элементов с двухфазным теплоносителем полное заполнение ТГА не оказывает критического влияния на работоспособность СТР и повышение температуры приборов.

В результате экспериментов было определено, что:

1. Влияние увеличения тепловой нагрузки Qam с 70...80 % до 100 % при полностью заполненном ТГА на эффективность СТР КА не критично.

2. В обоих переходных процессах с полностью заполненным ТГА при увеличении тепловой нагрузки:

– температура насыщения T_{sat} в испарителе возрастала примерно ~ на 10К.

– паросодержание на выходе из испарителя x_{ex} возрастало.

– кавитационный запас на входе в насос ΔTsub_n возрастал.

– длина участка конденсации была примерно постоянной.

3. Характеристики СТР для переходного процесса №2 с x_{ex} ~0,37 и отключённом ТГА менее

чувствительны к увеличению тепловой нагрузки, чем для переходного режима №1 с начальным паросодержанием x_{ex} = ~0,7. Увеличение температуры насыщения на ~ 10 °C было получено:

– для начального паросодержания x_{ex} = 0,7 при увеличении тепловой нагрузки на ~ 19 %;

– для начального паросодержания x_{ex} = 0,4 при увеличении тепловой нагрузки на ~ 27 %.

Таким образом, можно допускать полное заполнение ТГА при тепловой нагрузке в ДФК равной ~ 70...80 % от максимальной. Это сократит проектный объем ТГА и его массу.

Литература

1. Никонов, А. А. Теплообменные контуры с двухфазным теплоносителем для систем терморегулирования космических аппаратов [Текст] / А. А. Никонов, Г. А. Горбенко, В. Н. Блинков. – М. : Ракетно-космическая техника, машиностроение, 1991. – 302 с.

References

1. Nikonov, A. A., Gorbenko, G. A., Blinkov, V. N. *Teploobmennye kontury s dvuhfaznym teponositelem dlja system termoregulirovanija kosmicheskikh apparatov* [Heat exchanging circuits with a two-phase coolant for spacecraft thermal control systems]. Moscow, Rocket and space technology, machine building Publ., 1991. 302 p.

Поступила в редакцию 30.05.2018, рассмотрена на редколлегии 27.07.2018

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ОБСЯГУ ГІДРОАКУМУЛЯТОРУ НА ПРАЦЕЗДАТНІСТЬ ДВОФАЗНОГО КОНТУРУ ТЕПЛОПЕРЕНОСУ СИСТЕМИ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

П. Г. Гакал, Г. О. Горбенко, Е. Р. Решитов, Р. Ю. Турна

У статті аналізується робота двофазного контуру теплопереносу (ДФК) для систем терморегулювання космічних апаратів (СТР КА) при великих теплових навантаженнях. Розглядається процес збільшення теплової потужності аж до максимальної в умовах повного заповнення гідроаккумулятора рідиною. Дослідження виконано на експериментальному ДФК з теплоносієм аміак. Розглядаються перехідні процеси, пов'язані зі

збільшенням теплового навантаження від 73 % до 100 %. За результатами аналізу зроблено висновки по працездатності СТР КА в цих умовах, даються рекомендації по вибору обсягу гідроаккумулятору.

Ключові слова: гідроаккумулятор, терморегулювання, двофазний контур, теплопередача, аміак, космічний апарат, вимушена циркуляція теплоносія

THE ANALYSIS OF THE HEAT CONTROL ACCUMULATOR VOLUME IMPACT ON THE OPERABILITY OF TWO-PHASE HEAT TRANSFER LOOP OF A SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM

P. G. Gakal, G. O. Gorbenko, E. R. Reshytov, R. Y. Turna

The world trend in the development of space vehicles is the expansion of their functionality, which leads to an increase in the power consumption, most of which is allocated in the elements of spacecraft equipment in the form of heat. To remove heat from the equipment elements, transfer it to the heat sink subsystem with subsequent removal to outer space, and also to maintain the required temperature mode of the equipment operation, thermal control systems are used. The increase in the power-to-weight ratio and linear dimensions of new spacecraft in conditions of severe design and weight-and-size limitations leads to a complication and growth of the mass of the system of thermal control of space vehicles. At present, thermal control systems for space vehicles based on single-phase fluid heat transfer loops are used. For space vehicles with an energy consumption of more than 10 kW, thermal control systems based on two-phase heat transfer loops are the most promising. They have a number of advantages in comparison with single-phase thermal control systems: two-phase heat transfer loops can transfer much more heat per unit of flow; the use of heat transfer during boiling allows to maintain the temperature of objects practically on the whole extent of the circuit close to the saturation temperature; the mass of the thermal control system with a two-phase coolant is substantially less than with a single-phase coolant, and the energy consumption of the pump for pumping the coolant is negligible. In this paper, a two-phase heat transfer loop performances are analyzed. The process of increasing the thermal power up to the maximum under conditions of full filling of the accumulator is considered. The study was carried out on an experimental two-phase heat transfer loop with an ammonia. Transient processes associated with an increase in the thermal load from 73 % to 100 % are considered. The obtained data correlate well with the results of the calculation. Based on the results of the analysis, conclusions were made on the operability and stability of the spacecraft thermal control system under these conditions, and recommendations on the choice of the volume of the accumulator are given.

Keywords: heat control accumulator, thermal regulation, two-phase loop, heat transfer, ammonia, spacecraft, forced circulation of working fluid

Гакал Павел Григорьевич – д-р техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: pavlo.gakal@ctph.com.ua.

Горбенко Геннадий Александрович – д-р техн. наук, проф. каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: gennadiy.gorbenko@ctph.com.ua.

Решитов Эдем Русланович – аспирант каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: edem.reshitov@ctph.com.ua

Турна Рустем Юсуфович – директор Центра Технической Физики (ЦТФ), Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: rustem.turna@ctph.com.ua.

Gakal Pavel Grigorievich – Doctor of Technical Sciences, Assistant Professor of Dep. of Aerospace Heat Engineering, National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: pavlo.gakal@ctph.com.ua

Gorbenko Gennady Alexandrovich – Doctor of Technical Sciences, Professor of Dep. of Aerospace Heat Engineering, National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: gennadiy.gorbenko@ctph.com.ua.

Reshytov Edem Ruslanovich – PhD student of Dep. of Aerospace Heat Engineering, National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: edem.reshitov@ctph.com.ua.

Turna Rustem Yusufovich – Managing Director of Center of Technical Physics (CTPh), National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: rustem.turna@ctph.com.ua.