

УДК 629.78.064.5

doi: 10.32620/akt.2021.2.05

Р. Ю. ТУРНА, А. М. ГОДУНОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина*

СОСТОЯНИЕ РАЗРАБОТОК ДВУХФАЗНЫХ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Прогресс космической техники ведет к все большей энерговооруженности космических аппаратов. Международная Космическая Станция уже имеет мощность солнечных батарей более 100 кВт. Автономные космические аппараты и спутники (включая стационарные) имеют мощность энергоустановок единицы кВт, в ближайшей перспективе – более 10 кВт. В качестве основного способа терморегулирования на космических аппаратах (КА) большой мощности до настоящего времени рассматривается принудительный перенос теплоты с использованием однофазных жидких теплоносителей. Однофазный контур с механической прокачкой теплоносителя является полностью отработанным средством терморегулирования КА с умеренной тепловой нагрузкой. Существенным недостатком таких систем является то, что температура теплоносителя значительно изменяется в пределах контура. Разность температур можно уменьшить, повысив расход теплоносителя, однако для этого приходится увеличивать производительность насоса, что неизбежно ведет к увеличению энергопотребления, диаметров трубопроводов и массы системы в целом. В случае высокой энерговооруженности КА (более 5-10 кВт) и больших расстояний теплопередачи (10 м и более) более предпочтительной системой с точки зрения массы, точности терморегулирования, энергопотребления (и других параметров) является двухфазная система терморегулирования с механической прокачкой теплоносителя. Использование двухфазного контура (ДФК) в качестве системы терморегулирования КА позволяет существенно снизить массу и энергопотребление на собственные нужды по сравнению с однофазными системами обеспечения теплового режима (СОТР). Эффект достигается за счет аккумуляирования переносимого тепла в виде скрытой теплоты парообразования и интенсификации теплообмена при кипении и конденсации теплоносителя. В статье сделан критический обзор опубликованных работ по ДФК для КА с высокой энерговооруженностью (более 5...10 кВт) и большим расстоянием теплопереноса (более 10...100 метров) начиная с 1980 г. по настоящее время. В результате сформирован перечень основных проблем на пути практической реализации двухфазных контуров.

Ключевые слова: система терморегулирования; космический аппарат; двухфазный контур теплопереноса.

Введение

Прогресс космической техники ведет к все большей энерговооруженности космических аппаратов. Международная Космическая Станция уже имеет мощность солнечных батарей более 100 кВт. Автономные космические аппараты и спутники (включая стационарные) имеют мощность энергоустановок единицы кВт, в ближайшей перспективе – более 10 кВт.

В качестве основного способа терморегулирования на космических аппаратах (КА) большой мощности до настоящего времени рассматривается принудительный перенос теплоты с использованием однофазных жидких теплоносителей. Однофазный контур с механической прокачкой теплоносителя является полностью отработанным средством терморегулирования КА с умеренной тепловой нагрузкой. Существенным недостатком таких систем явля-

ется то, что температура теплоносителя значительно изменяется в пределах контура. Разность температур можно уменьшить, повысив расход теплоносителя, однако для этого приходится увеличивать производительность насоса, что неизбежно ведет к увеличению энергопотребления, диаметров трубопроводов и массы системы в целом.

В случае высокой энерговооруженности КА (более 5-10 кВт) и больших расстояний теплопередачи (10 м и более) более предпочтительной системой с точки зрения массы, точности терморегулирования, энергопотребления (и других параметров) является двухфазная система терморегулирования с механической прокачкой теплоносителя. Использование двухфазного контура (ДФК) в качестве системы терморегулирования КА позволяет существенно снизить массу и энергопотребление на собственные нужды по сравнению с однофазными системами обеспечения теплового режима (СОТР). Эффект

достигается за счет аккумуляции переносимого тепла в виде скрытой теплоты парообразования и интенсификации теплообмена при кипении и конденсации теплоносителя.

Интенсивные исследования и опытно-конструкторские разработки по созданию ДФК для космических аппаратов с большим тепловыделением ведутся с 80-х годов в США (NASA), Японии (NASDA). Подробный обзор этих работ до 1991 года содержится в монографии [1].

В 90-х годах в РКК «Энергия» велись работы по ДФК мощностью 20...30 кВт для проектируемой космической станции «Мир-2», в последующем - для Международной Космической Станции (МКС). Для этого были привлечены ведущие исследовательские организации России, Украины, Беларуси: НАУ «ХАИ», КЭРК, МВТУ, МЭИ, НИИТП, ХИПХ, ИТМО НАН Беларуси и другие. Однако, в качестве СОТР на МКС была реализована система на базе однофазных контуров теплопереноса, так как риски, связанные с применением новой разработки для обитаемой космической станции, оказались не приемлемыми по сравнению с техническими преимуществами.

Интерес к ДФК возрос в 2000-х с ростом коммерческого сектора телекоммуникационных услуг, важнейшим элементом которого является отрасль спутниковой связи. На протяжении длительного времени отрасль динамично развивается. Если в начале 2000-х гг. не более 15 стран имели собственные спутники, то в 2016 г. уже 46 стран мира обладали более чем 350 космическими аппаратами (КА) на геостационарной орбите (ГСО) [2, 3]. В том числе три коммерческих оператора SES, Intelsat и Eutelsat в конце 2015 г. владели в совокупности 133 спутниками на ГСО.

Наличие большого числа игроков на рынке спутниковой связи естественным образом привело к ситуации, когда основные операторы рынка ведут борьбу за преобладающее положение в отрасли за счет снижения стоимости спутниковой энергоёмкости и увеличению его энерговооруженности. Последнее неизбежно ведет к увеличению линейных размеров спутника и массы системы терморегулирования.

Конструкции КА становятся все более сложными и функциональными, различные характеристики, такие как рассеиваемая мощность и удельная мощность электронных компонентов, возрастают. Для теплового управления КА эта тенденция обусловила необходимость разработки и использования передовых технологий для удовлетворения растущих требований предъявляемых к СОТР КА, где традиционные системы терморегулирования на базе тепловых труб (ТТ), контурных тепловых труб

(КТТ) и контуров с капиллярной прокачкой теплоносителя достигают своего предела. В этих условиях возрастает актуальность разработки ДФК для необитаемых КА и спутников, обладающей высокой автономностью, экономичностью и ресурсом.

Обзор

В настоящем разделе рассмотрены ДФК для терморегулирования КА с высокой энерговооруженностью (более 5...10 кВт) и большими расстояниями теплопереноса (более 10...100 метров).

В начале 80х были сформулированы основные вопросы, связанные с разработкой ДФК [6 - 9] и обоснованы технические преимущества ДФК по сравнению с однофазными контурами [1, 10]. При этом использовались следующие показатели эффективности: масса всей системы терморегулирования, расход, мощность насоса для прокачки теплоносителя, простота термостабилизации объектов охлаждения, коэффициенты теплоотдачи на участках сбора и сброса теплоты и другие. Использовался также комплексный критерий – удельный коэффициент переноса теплоты K_T [11, 12]:

$$K_T = \frac{Q \cdot L}{M}, \quad (1)$$

где Q – тепловой поток, Вт; L – расстояние теплопереноса, м; M – масса системы, кг.

Сравнение удельных коэффициентов переноса теплоты для различных СТР представлено на рис. 1. Видно, что при больших тепловыделениях и расстояниях теплопереноса неоспоримым преимуществом обладают ДФК с механической прокачкой теплоносителя. При умеренных расстояниях – ДФК с капиллярной прокачкой теплоносителя (контурные тепловые трубы).

По принципу действия ДФК с капиллярным насосом (ДФККН) аналогичен обычной тепловой трубе (ТТ). ДФК с капиллярной прокачкой теплоносителя были изобретены независимо в США и бывшем Советском Союзе [13, 14]. В таких контурах прокачка теплоносителя происходит за счет использования самого переносимого тепла. Контурные пассивны, электропотребление на прокачку теплоносителя отсутствует. Напор насоса в контуре обеспечивается силами поверхностного натяжения в капиллярном фитиле, установленным в зоне теплоподвода. Мениск в капиллярной структуре естественным образом регулируется, чтобы обеспечить необходимый напор, связанный с тепловой нагрузкой и условиями теплосброса.

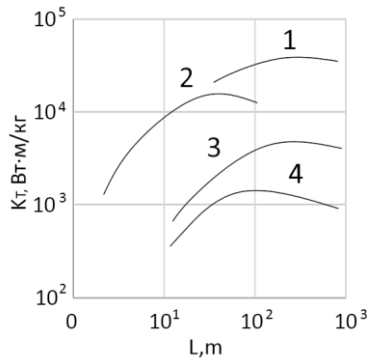


Рис. 1. Сравнение значений удельных коэффициентов переноса теплоты для различных СТР [7]: 1 – Двухфазная СТР с механической прокачкой теплоносителя, $\Delta T=5\text{ }^{\circ}\text{C}$; 2 – двухфазная СТР с капиллярной прокачкой теплоносителя, $\Delta T=5\text{ }^{\circ}\text{C}$; 3 – однофазная СТР «SpaceLab» с механической прокачкой теплоносителя, $\Delta T=40\text{ }^{\circ}\text{C}$; 4 – однофазная СТР с механической прокачкой теплоносителя, $\Delta T=5\text{ }^{\circ}\text{C}$; Дистанция теплопереноса – 50 м

Большое количество экспериментальных и эксплуатационных ДФК с капиллярной прокачкой теплоносителя успешно испытаны и использованы на различных КА [15 - 23]. Расширенный обзорный список экспериментов и применения ДФК с капиллярной прокачкой в качестве СТС КА представлен в [24, 25]. Из обзора видно, что такие системы получили широкое применение в космосе последние десятилетия, но мощность реально выполненных СТС на базе ДФК с капиллярной прокачкой сегодня не более 2 кВт, а расстояния теплопереноса менее 10 метров. Это связано с основным недостатком таких систем – максимальный напор капиллярного насоса определяется эффективным радиусом капилляра фитиля и часто составляет менее 0,1 бара. Кроме этого, ДФККН имеют сложные конструкции испарителей, затрудняющие собирать тепло от большого числа охлаждаемых устройств.

Двухфазные системы с механической прокачкой теплоносителя, не ограничены предельными давлениями и поэтому обладают гораздо большей теплотранспортной способностью, позволяют собирать тепло от большого числа объектов, легко реконфигурировать подсистемы сбора и сброса теплоты.

Интенсивные исследования и разработки ДФК с механической прокачкой теплоносителя начаты в США в начале 80-х годов совместно с европейскими, канадскими и японскими специалистами в связи с планами создания новых КА большой мощности и проектом орбитальной станции «Freedom». На станции для контроля температуры компонентов и отвода отработанного тепла предполагалось реализовать

концепцию так называемой «тепловой шины». Концепция предполагала использование наружного ДФК с механической прокачкой аммиака, которая связана с потребителями холода узлами теплосброса – тепловыми шинами. ДФК предназначался для сбора и отвода отработанного тепла от термоплат электронных модулей (средний температурный режим) и водоаммиачных теплообменников обитаемых модулей с внутренним однофазным водяным насосным контуром (низкий температурный режим). Требования к двухфазным контурам представлены в Таблице 1 [26].

Таблица 1
Основные характеристики ДФК орбитальной станции «Freedom»

	Оборудование	Обитаемые модули	
		(А)	(В)
Температурный диапазон работы ДФК	13- 17 °C	0,6 - 4 °C	0,6 - 0,4 °C
Максимальная нагрузка на ДФК	49 кВт	33,5 кВт	
Минимальная нагрузка на ДФК	4,9 кВт	3,35 кВт	

На рис. 2 представлена ДФК фирмы Grumman, реализующая концепцию «тепловой шины» для космической платформы [27, 28]. Особенности контура является использование центробежных насосов, клапанов подачи теплоносителя на испарительные теплообменники с капиллярной структурой.

Схема фирмы Grumman отличается большим числом активных элементов управления, сложной конструкцией теплообменников-испарителей. Результаты наземных испытаний схемы ДФК фирмы Grumman [29] показали, что система обеспечивает требуемый температурный режим работы испарителей и способна работать на очень низких уровнях тепловых нагрузок, но требует тонкого регулирования режимных параметров.

В ходе дальнейших разработок СТР станции Freedom была предложена схема ДФК с вращающимся устройством разделения и перекачивания жидкости (ВУРЖ) (рис. 3) [30 - 35], которая в последующем была выбрана в качестве основной системы СТР станции [36]. Детальное описание ВУРЖ представлено в [37].

ВУРЖ объединяет в себе функции насоса, устройства разделения жидкой и паровой фаз теплоносителя, смесительного теплообменника и отвода неконденсирующихся газов. ВУРЖ состоит из двухкамерного вращающегося барабана внутри стационарного корпуса, в котором парожидкостная

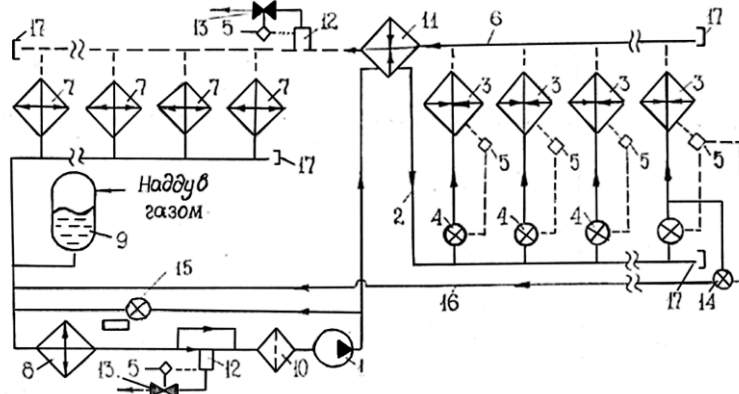


Рис. 2. Принципиальная схема ДФК фирмы Grumman:

- 1 – насос; 2 – коллектор подачи жидкости в испарители; 3 – испарители; 4 – клапан; 5 – контрольный блок; 6 – паровой коллектор; 7 – конденсаторы; 8 – переохладитель; 9 – гидроаккумулятор; 10 – фильтр; 11 – регенератор; 12 – блок отделения неконденсирующихся газов; 13 – электроклапан; 14 – перепускной клапан; 15 – регулятор давления; 16 – линия рециркуляции жидкости; 17 – разъем

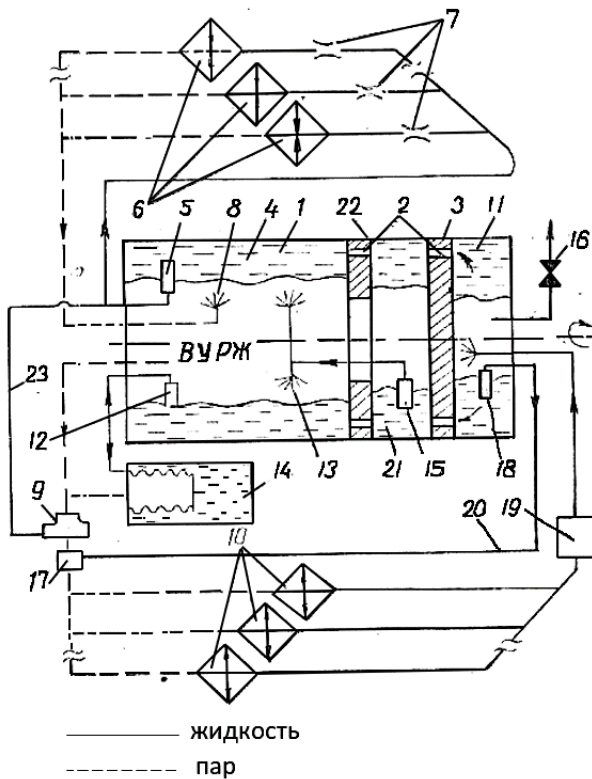


Рис. 3. Принципиальная схема ДФК с ВУРЖ фирм Sundstrand и Boeing: 1 – корпус барабана; 2 – отверстия; 3 – тепловой барьер; 4 – основная (горячая) камера; 5 – насос Пито №1; 6 – теплообменники испарители; 7 – кавитирующие трубки Вентури; 8 – возврат двухфазного теплоносителя; 9 – клапан регулирования давления (КВД); 10 – теплообменники-конденсаторы и переохладители; 11 – холодная камера; 12 – насос Пито №2; 13 – форсунка распыла холодной жидкости; 14 – гидроаккумулятор; 15 – насос Пито №3; 16 – клапан отвода неконденсирующихся газов; 17 – смеситель; 18 – насос Пито №4; 19 – тепловой аккумулятор; 20 – линия рециркуляции; 21 – промежуточная камера; 22 – тепловой барьер; 23 – линия подачи давления на КВД

смесь из испарителей вводится аксиально в теплую камеру «насыщения». Парожидкостная смесь разделяется центробежно. Менее плотная паровая фаза сосредоточена в центре камеры и оттуда отводится в конденсатор. Жидкость насосами Пито подается обратно в испарители. Переохлажденный теплоноситель из конденсаторов поступает в холодную камеру, откуда за счет центробежно-гидростатического напора, создаваемого различными уровнями жидкости между двумя камерами, конденсат поступает обратно в теплую (насыщающую) камеру через форсунки распыла.

Несколько моделей ВУРЖ были построены и испытаны с использованием нескольких рабочих жидкостей и аммиака. Испытания включали полеты по параболе на борту летающей лаборатории КС-135 и квалификацию в термовакуумной камере в Космическом центре имени Джонсона НАСА. Эксперименты позволили получить первичную информацию по кипению и конденсации, а также по гидросопротивлению элементов ДФК двухфазному потоку в условиях пониженной гравитации, однако, малые продолжительности тестов (25 секунд) не позволили оценить стабильность и устойчивость режимов работы ДФК в невесомости.

Следует отметить большую сложность и малую надежность самого устройства ВУРЖ. Это достаточно напряженный электромеханический узел, в котором необходимо вращать с достаточно большой скоростью большие массы конструкции и теплоносителя. При этом КПД насосов Пито составляют всего 1-2 %. Гидроаккумулятор, в котором находятся при одинаковой температуре жидкость и пар, разделенные подпружиненным сильфоном, требует особых процедур запуска системы. Диапазон обеспечения функциональных требований такого аккумулятора весьма ограничен.

В 90-х годах в РКК «Энергия» (Россия) велись работы по ДФК мощностью 20...30 кВт для проектируемой космической станции «Мир-2», в последующем, Международной Космической Станции (МКС). Для этого были привлечены ведущие исследовательские организации: НАУ «ХАИ» (Украина), КЭРК, МВТУ, МЭИ, НИИТП, ХИПХ, ИТМО АН Беларуси и другие. Работы были завершены проектом ДФК для системы теплоотвода российского сегмента МКС [38 - 44] и испытанием в невесомости на борту корабля «Прогресс» в составе космической станции «Мир» малоразмерного экспериментального насосного контура ЛЭУ-1М [45, 46]. В этих работах большое участие принимал Центр Технической Физики ХАИ.

В централизованной системе теплоотвода российского сегмента (ЦСТО РС) МКС также заложена концепция «тепловой шины». Принципиальная схема системы представлена на рисунке 4. Она представляет собой замкнутый контур, который включает напорную линию 1, байпасную жидкостную линию 2 и двухфазную линию 3.

Насос обеспечивает циркуляцию жидкого аммиака через испарительные теплообменники (ЕНЕХ). В испарительных теплообменниках аммиак испаряется, собирая тепло от модулей и через регенеративный теплообменник (RHEX), сепаратор, вращающийся гидравлический соединитель (RHC), поступает в радиатор, где конденсируется и переохлаждается, смешиваясь с жидким аммиаком из байпасной жидкостной линии. Затем жидкий аммиак возвращается в насос через RHC.

При проектировании ДФК ЦСТО РС МКС было принято три основополагающих принципиально новых решения: использование в качестве элемента, регулирующего давление насыщения в контуре, теплового гидроаккумулятора [47]; применение в качестве активного средства контроля массового расхода через испарительные теплообменники клапанов регулирования расхода (FCV); наличие обводной жидкостной петли, обеспечивающей постоянство расхода аммиака вне зависимости от изменения гидравлического сопротивления в паровой магистрали и способствующей созданию гарантированного кавитационного запаса насоса.

Характеристики системы, следующие:

- тепловая нагрузка 0÷30 кВт;
- максимальное расстояние теплопередачи 50...100 м;
- температура аммиака в испарительных теплообменниках $10 \pm 2,5$ °С;
- потребляемая электрическая мощность не более 200 Вт (без мощности электронагревателей).

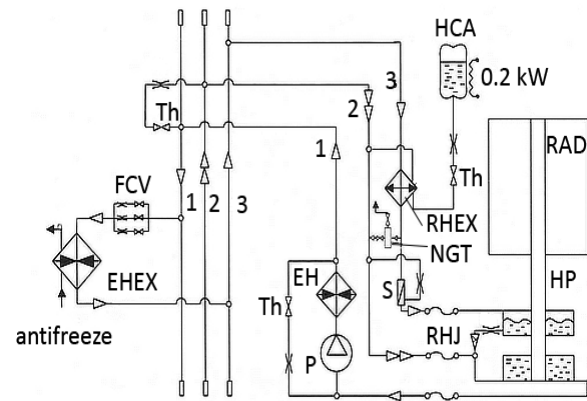


Рис. 4. Принципиальная схема ДФК ЦСТО РС МКС:

- RAD – радиатор;
- HCA – теплогидравлический аккумулятор;
- P – насос;
- RHJ – поворотный гидравлический коннектор;
- RHEX – регенеративный теплообменный аппарат;
- S – сепаратор;
- EH – электрический нагреватель;
- – гидравлический коннектор;
- ⋈ – клапан;
- ≡ – дроссель;
- FCV – клапан регулирования расхода;
- ⤴ – паровая линия;
- – напорная жидкостная линия;
- ⇄ – байпас;
- ⬆⬇⬆ – испарительный теплообменный аппарат

Гидравлическая схема малоразмерного экспериментального насосного контура ЛЭУ-1М, испытанного на борту «Прогресс» в составе космической станции «Мир» представлена на рис. 5.

ЛЭУ-1М представляет собой замкнутый контур с принудительной циркуляцией рабочего тела, который является аналогом системы теплоотвода российского сегмента МКС.

Основные характеристики установки:

- рабочая жидкость – аммиак;
- рабочая температура – минус 70 ... плюс 40 °С;
- уровень давления – 0,1... 16,0 атм;
- тепловая нагрузка – 0... 1160 Вт.

Работы по ДФК с меньшей интенсивностью продолжались во многих странах в 90х и 2000-х годах. В последнее десятилетие интерес к этому направлению существенно возрос в связи с проектами мощных стационарных телекоммуникационных спутников и автономных космических аппаратов большой мощности. Так, в работе [48] указывается на безальтернативное использование ДФК, по сравнению с насосным однофазным контуром, для

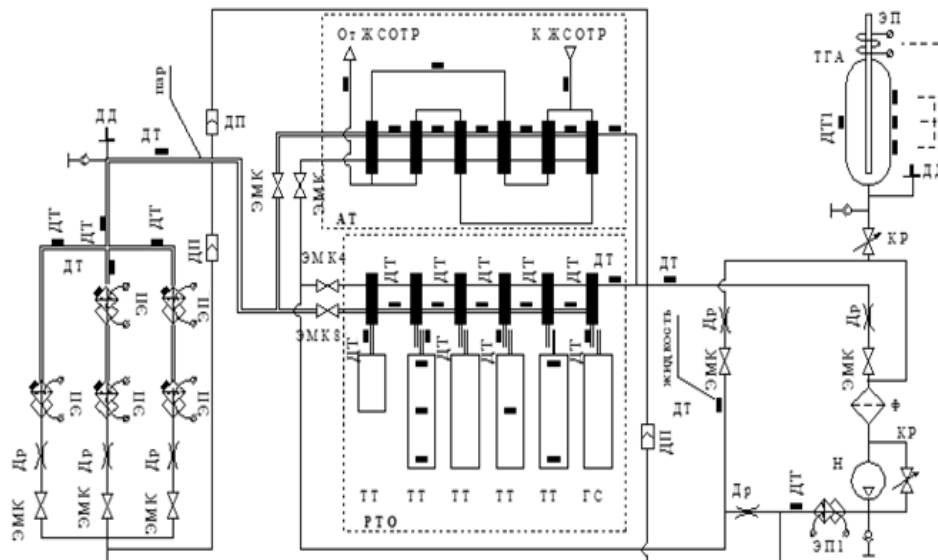


Рис. 5. Гидравлическая схема ЛЭУ-1М:

- | | |
|------------------------------------|--|
| АТ1 – теплообменный аппарат (ТОА); | ГС – газовая ловушка; |
| ДД – датчик давления; | ТГА – теплогидравлический аккумулятор; |
| ДП – датчик перепада давления; | ТТ – конденсатор радиатора; |
| Др – дроссель; | РТО – ТОА; |
| ДТ – датчик температуры; | ЖСОТР – жидкостный контур СОТР КАК «Прогресс»; |
| ЭП – нагреватель; | ЭМК – электромагнитный клапан; |
| Ф – фильтр; КР – кран; | Н4 – насос |

спутников на низких орбитах и стационарных спутников мощностью 20...100 кВт, что позволяет экономить до 50...80% массы системы обеспечения теплового режима. В технологической дорожной карте NASA [49] ДФК с насосной прокачкой теплоносителя отнесены к предпочтительным для ряда будущих космических миссий агентства и обозначены указанные выше проблемы, стоящие на пути реализации ДФК.

В ответ на задачи, опубликованные в дорожной карте NASA, фирма Advanced Cooling Technologies,

Inc. (ACT) предложила концепт ДФК, в которой усовершенствован механизм разделения двухфазного потока и потокораспределения в контуре [50, 51] по сравнению с схемой ДФК ВУРЖ. Принципиальная схема системы представлена на рисунке 6. Насос обеспечивает движение основного потока для двух параллельно установленных эжектирующих элемента: один расположен после конденсатора, а другой - на выходе из вихревого сепаратора с импульсным приводом (MVS).

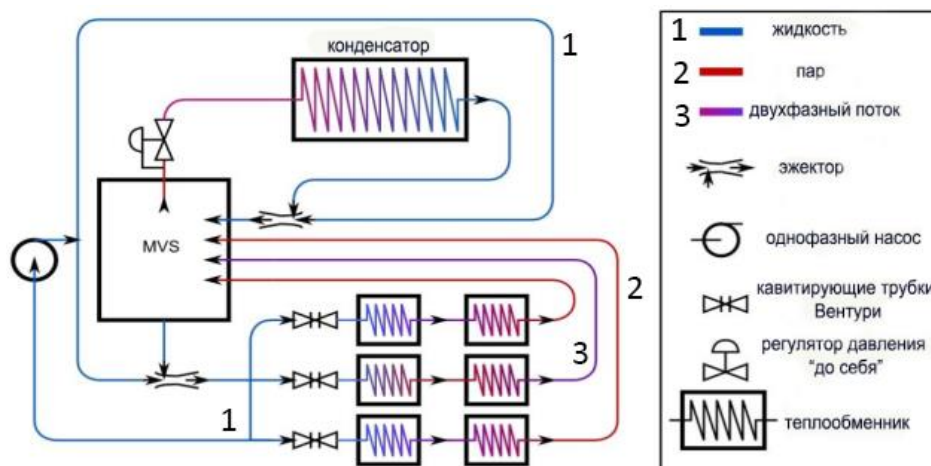


Рис. 6. Схема ДФК фирмы Advanced Cooling Technologies, Inc.

Эжектор конденсатора отводит пар из MVS, через конденсатор, и возвращает сконденсированную жидкость в MVS через тангенциальный вход. Регулятор давления контролирует расход пара, выходящего из MVS. Часть жидкости отведенной из MVS вторым эжектором подается в испарители. Расход теплоносителя соответствует максимальной ожидаемой тепловой нагрузке для каждой ветви и остается постоянным. Для поддержания этого расхода используются дроссели или кавитационные трубки Вентури. Оставшаяся часть жидкости, отведенная из MVS, возвращается в насос. Механический регулирующий клапан (не показан на схеме), расположенный на обратной линии насоса, контролирует давление на выходе из эжектора. Таким образом, два эжектора изолируют однофазный насос от двухфазной части системы.

К основным недостаткам такой системы можно отнести низкий КПД эжекторов (менее 25%), предел минимальных тепловых нагрузок для устойчивой работы эжекторов, наличие механического регулирующего клапана, трудности запуска из «горячего» состояния, когда в насосе может находиться пар. Как отмечают сами авторы, этот концепт требует дальнейшей оптимизации как на системном, так и элементном уровнях.

Множество исследований было проведено с гибридными капиллярными контурами, в которых преимущества пассивного регулирования расхода дополняются насосной прокачкой теплоносителя с целью решения проблем, связанных с осушением фитилей и их надежным смачиванием в системах с разветвленной конфигурацией испарителей [52 - 60]. Рассматриваемый здесь ДФК использует ту же базовую схему, что и ДФК с капиллярной прокачкой, в частности, использует ту же схему испарителя (то есть каналы для жидкости и пара, разделены пористым фитилем). Основное отличие заключается в добавлении механического насоса и байпасной линии (рис. 7).

Несмотря на некоторые преимущества гибридных ДФК (пассивное регулирование расхода, контуры преимущественно содержат разделенные фазы и однофазные потоки), уровень технических разработок таких ДФК для КА с высокой энерговооруженностью (более 5...10 кВт) и большими расстояниями теплопереноса (более 10...100 метров) не достаточный. Физическое моделирование таких контуров с несколькими испарителями и конденсаторами на земле требует специального обоснования его адекватности для условий невесомости [49], а полномасштабный эксперимент в невесомости чрезвычайно дорог.

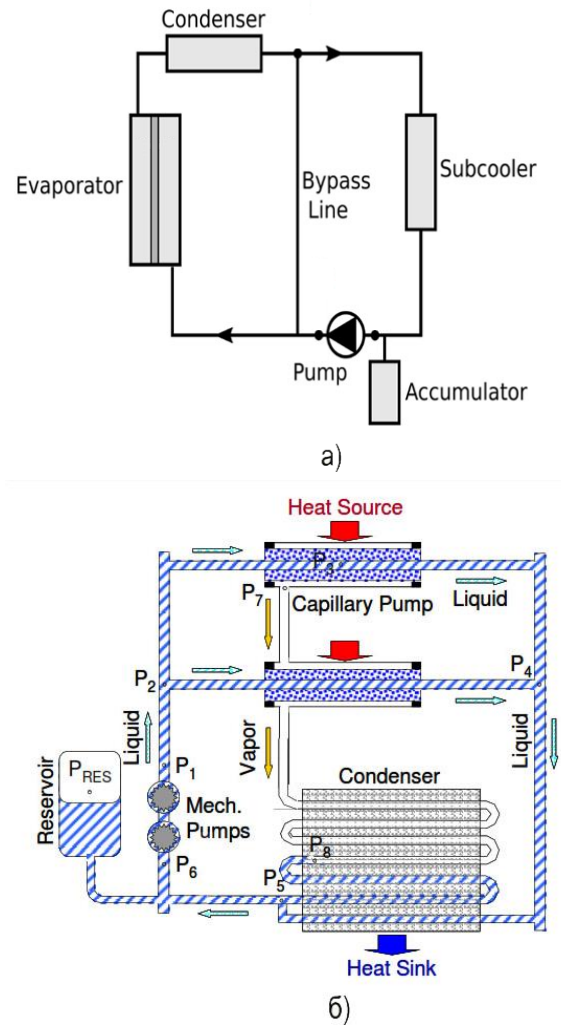


Рис. 7. Примеры гибридных ДФК с капиллярной и насосной прокачкой теплоносителя:
а – схема фирмы Jet Propulsion Laboratory или JPL (США) [55]; б – схема фирмы U.S. Naval Research Laboratory [54]

В 2011 г. был успешно введен в эксплуатацию прибор Alpha Magnetic Spectrometer (AMS) на борту МКС с использованием ДФК с механической прокачкой теплоносителя, разработанной Национальной аэрокосмической лабораторией Нидерландов (NLR) [63 - 65] (рис. 8). Требования, которые привели к использованию двухфазной насосной системы, заключались в необходимости обеспечения большой изотермической зоны, при тепловой нагрузке от прибора 144 Вт. Общий объем системы - менее 2 литров. В системе использовался двухфазный аккумулятор. Углекислый газ был выбран в качестве рабочего тела из-за его относительно высокого отношения плотности пара к жидкости.

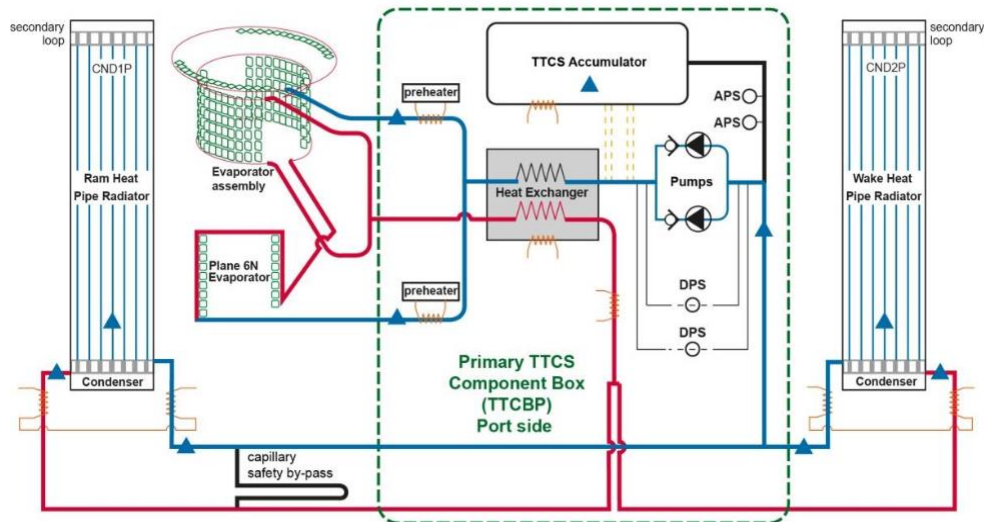


Рис. 8. Гидравлическая схема ДФК AMS-02 с насосной прокачкой теплоносителя

Эти испытания и испытания ЛЭУ-1М на борту «Прогресс» на сегодняшний день являются единственными комплексными испытаниями ДФК с механической прокачкой теплоносителя в космосе.

Рассмотренные выше ДФК с механической прокачкой теплоносителя рассматривались для орбитальной космической станции, где они выгодно отличались от альтернативных систем из-за высоких тепловых нагрузок. При проектировании СТС орбитальных обитаемых станций нужно учитывать различные требования термостатирования оборудования, метаболические нагрузки жилых модулей, обеспечивать надежность и безопасность миссий, рассчитанных на присутствие человека. Разработка ДФК связана с множеством проблем, которые необходимо решать с помощью численного моделирования и экспериментальных исследований. Важнейшей проблемой является оценка влияния микрогравитации на гидродинамику и теплообмен двухфазного потока [66, 67]. Поэтому при реализации СТС для МКС было принято решение использовать СТС с внутренним и внешним насосными однофазными контурами, хотя однофазная СТС также является достаточно сложной системой.

Однофазные контуры с насосной прокачкой теплоносителя так же частично удовлетворяют современные потребности телекоммуникационных операторов спутниковой связи в дополнительных энергоресурсах. Например, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева (ИСС, Россия) разработал КА AMOS-5 бесконтейнерного исполнения, на базе платформы «Экспресс-1000Н» с применением комбинированной системы терморегулирования, в которой дублированный жидкостный контур сочетается с ТТ [68]. Для мощностей тепловыделения не более 5 кВт та-

кой тип СТР удовлетворяет всем требованиям обеспечения теплового режима оборудования КА в течение длительного срока службы (не менее 15 лет), однако требует ощутимых расходов на массу и энергопотребление, поэтому современная архитектура КА на базе однофазных жидкостных контуров приближается к своему пределу [69].

Thales Alenia Space (Франция) совместно с ЦТФ ХАИ разрабатывает двухфазные насосные системы для термостатирования геостационарных телекоммуникационных спутников с рассеиваемой мощностью 10-20 кВт [4, 5, 70, 71]. Преимущество по массе двухфазной системы с относительно высокой мощностью по сравнению с однофазной значительна. Экономия массы обеспечивается за счет небольшого запаса теплоносителя, применения аккумулятора с тепловым регулированием и насоса небольшой мощности. В такой системе также можно использовать панели Восток-Запад в качестве радиаторов за счет перераспределения тепловой нагрузки.

Таким образом, рассмотренные в обзоре работы подвели к созданию ДФК с механической прокачкой теплоносителя для стационарных долгоживущих спутников и автономных КА. Однако в силу разных причин ни одна из работ до настоящего времени не привела к практической реализации ДФК для термостатирования КА с высокой энергооборуженностью (более 5...10 кВт) и большими расстояниями теплопереноса (более 10...100 метров). Основными причинами являются недостаточная изученность процессов в ДФК в условиях невесомости, отсутствие сертифицированной для космоса элементной базы, отсутствие методики наземных испытаний для задач сертификации всей системы.

Выводы

Конструкции КА становятся все более сложными и функциональными, различные характеристики, такие как рассеиваемая мощность и удельная мощность электронных компонентов, возрастают. Для теплового управления КА эта тенденция обусловила необходимость разработки и использования передовых технологий для удовлетворения растущих требований, предъявляемых к СОТР КА. Традиционные системы терморегулирования на базе тепловых труб (ТТ) и контурных тепловых труб (КТТ) или контуров с капиллярной прокачкой теплоносителя достигают своего предела. В этих условиях возрастает актуальность разработки ДФК с механической прокачкой теплоносителя для обитаемых КА и спутников, обладающей высокой автономностью, экономичностью и ресурсом.

Обзор позволил выявить основные проблемы на пути практической реализации ДФК:

а) выработка обоснованных научно-технических решений по структуре СТР и ее подсистем на базе ДФК для автономных КА мощностью более 5-10 кВт, с удельными тепловыми потоками в испарителях до 100 Вт/см² и расстояниями теплопереноса более 10-100 м;

б) физическое моделирование ДФК и его подсистем на земле и обоснования адекватности этих испытаний для условий невесомости. (ДФК должен включать как можно больше компонентов, рабочие характеристики которых не зависят от силы тяжести).

в) испытание в условиях невесомости компонентов ДФК, характеристики которых существенно зависят от силы тяжести.

г) способы запуска ДФК из любого теплового состояния, остановка и повторного запуска. В момент запуска в насосе должна находиться недогретая жидкость, поэтому требуются определенные мероприятия для обеспечения этого условия.

д) обеспечение распределения двухфазного теплоносителя через разветвленные сети параллельно-последовательно соединенных теплообменников (испарителей и конденсаторов) при любых условиях теплового нагружения и теплоотвода от радиационных панелей.

е) способы регулирования ДФК без использования активных механических устройств и авторегулирование ДФК.

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. : ЦНТИ «Поиск», 1991. – 302 с.

2. State of the satellite industry report [Электронный ресурс] / The Tauri Group, 2016. – Режим доступа: <https://www.sia.org/> – 3.12.2020.

3. Крылов, А. М. Анализ рынка спутниковой индустрии [Электронный ресурс] / А. М. Крылов. – Режим доступа <http://lib.tssonline.ru/articles2/sputnik/analiz-rynka-sputnikovoy-industrii> – 3.12.2020.

4. Chaix, A. Development of a two-phase mechanically pumped loop (2ФМПЛ) for the thermal dissipation management of spacecraft: Simulation and test results [Text] / A. Chaix, J. Hugon, P. Hugonnot, A. Delmas // 44th International Conference on Environmental Systems, Tucson, Arizona, July 2014.

5. Component Developments in Europe for Mechanically Pumped Loop Systems (MPLs) for Cooling Applications in Space [Text] / J. van Es, H. J. van Gerner, R. C. van Benthem, S. Lapensée, D. Schwaller // 46th International Conference on Environmental Systems, Vienna, Austria, July 2016.

6. Stalmach, D. D. Systems Evaluation of Thermal Bus Concepts [Text] / D. D. Stalmach, J. A. Oren. – 1982. – 118 p. NASA CR167774.

7. Delil, A. A. M. Some considerations concerning two-phase flow thermal bus systems for spacecraft [Text] / A. A. M. Delil ; NLR-RL-84-028, 1984.

8. Oren, J. A. Study of Thermal Management for Space Platform Applications [Text] / J. A. Oren ; NASA CR-165307, 1981.

9. Haslett, B. Thermal Control [Text] / B. Haslett // Space Station Technology, NASA CP-2293. – Virginia 1983 – P. 165-186.

10. Горбенко, Г. А. Основы синтеза термоциркуляционных контуров для системы терморегулирования летательных аппаратов и энергоустановок [Текст] : дис. ... д-ра техн. наук : 05.07.05/ Горбенко Геннадий Александрович ; Харьковский авиационный ин-т им. Н. Е. Жуковского. – Х., 1992. – 201 с.

11. Braun, C. E. Thermal Design of the Space Station Free-flying Platforms [Text] / C. E. Braun, K. Hartshorn, S. D. Pergament // AIAA-88-2698, Texas, June 1988. DOI: 10.2514/6.1988-2698.

12. Ollendorf, S. Recent and planned development at the Goddard Space Flight Center in thermal control technology [Text] / S. Ollendorf // International Symposium on Environmental and Thermal Systems of Space Vehicles, Toulouse, France, 4-7 Oct. 1983. – P. 45-51.

13. Stenger, J. F. Experimental feasibility study of water-filled capillary pumped heat transfer loops [Text] / J. F. Stenger // NASA TM-X-1310, NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1966.

14. Low-Temperature Heat Pipe with Divided Channels for Vapour and Liquid, High Temp. [Text] / Yu. F. Gerasimov, G. T. Shchegolev, Yu. F. Maidanik, G. A. Filippov, L. G. Starikov // Teplofizika Vysokikh Temperatur. – 1974. – vol. 12, No. 5. – P. 1131-1134.

15. Capillary Pump Loop (CPL) Heat Pipe Development Status Report [Text] / NASA Goddard Space

Flight Center, Prepared by OAO Corporation, Greenbelt MD, 1982.

16. Capillary Pumped Loop GAS and Hitchhiker Flight Experiments [Text] / J. Ku, E. Kroliczek, D. Butler, R. Schweickart, R. McIntosh // AIAA/ASME 4th Thermophysics and Heat Transfer Conference, June 1986, DOI: 10.2514/6.1986-1249.

17. Майданик, Ю. Ф. Контурные тепловые трубы: разработка, исследования, элементы инженерного расчета [Текст] / Ю. Ф. Майданик, Ю. Г. Ферштатер, В. Г. Пастухов // Научные доклады института теплофизики УрО АН СССР. – Свердловск, 1989.

18. TPX for In-Orbit Demonstration of Two-Phase Heat Transport Technology-Evaluation of Flight & Post-Flight Experiment Results [Text] / A. Delil, J. Heemskerk, O. Mastenbroek, M. Dubois, et al. // SAE Technical Paper, San Diego, California, July 10-13, 1995. DOI: 10.4271/951510.

19. High heat flux loop loop heat pipes [Text] / Y. F. Maidanik and all. // Sixth European Symposium on Space environmental control systems, Noordwijk, the Netherlands, 1997.

20. The loop heat pipe experiment on board the Granat spacecraft [Text] / A. A. Orlov, K. A. Goncharov, E. Kotliarov, T. A. Tyklina, S. N. Ustinov, Yu. F. Maidanik // Sixth European Symposium on Space Environmental Control Systems, held in Noordwijk, The Netherlands, 20-22 May, 1997. Compiled by T.-D. Guyenne. European Space Agency, SP-400, 1997. – 341 p.

21. Обеспечение теплового режима приборной платформы космического аппарата «Метеор-ЗМ» [Текст] / В. Л. Баранцевич, В. Н. Ермолаев, К. А. Гончаров, А. А. Орлов // Авиационно-космическая техника и технология ; Сб. науч. тр. Харьковского авиационного института им. Н. Е. Жуковского. – Харьков, 1999. – Выпуск 13. – С. 7-16.

22. Goncharov, A. K. Experience of development of heat pipes applied in Russian spacecrafts [Text] / A. K. Goncharov, V. L. Barantsevich, A. A. Orlov // Fifth Minsk International Seminar Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators, Minsk, 8-11 September 2003.

23. Wang, G. Capillary heat loop technology: Space applications and recent Canadian activities. [Text] / G. Wang, D. Mishkinis, D. Nikanpour // Applied Thermal Engineering. – 2008. – Volume 28, Issue 4. – P. 284-303. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2006.02.027.

24. Advances in two-phase loop with capillary pump technology and space applications [Text] / D. Mishkinis, G. Wang, D. Nikanpour, E. MacDonald, T. Kaya // SAE Paper No. 2005-01-2883, 2005.

25. Wang, G. Capillary heat loop technology: Space applications and recent Canadian activities [Text] / G. Wang, D. Mishkinis, D. Nikanpour // Applied Thermal Engineering. – 2008. – Volume 28, Issue 4. – P. 284-303. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2006.02.027.

26. Raetz, J. Space Station External Thermal Control System Design and Operational Overview [Text] /

J. Raetz, J. Dominick // SAE Technical Paper 921106. – 1992, DOI: 10.4271/921106.

27. Brady, T. K. Space Station thermal test bed status and plans [Text] / T. K. Brady // SAE paper 881068 July 1988. DOI: 10.4271/881068.

28. Rankin, J. G. Thermal Management System Technology Development for Space Station Applications [Text] / J. G. Rankin, P. F. Marshall // SAE paper 831097, August 1983. DOI: 10.4271/831097.

29. Fussell, J. V. Lockheed Missiles and Space Company (LMSC) Ground Test Unit (GTU) / Space Erectable Radiator System (SERS) Thermal Vacuum (TN) Test Final Report [Text] / J. V. Fussell / NASA JSC Document JSC 2391 5, January 9, 1990.

30. Kramer, T. Two-phase ammonia thermal bus performance [Text] / T. Kramer, D. Myron, M. Mchale // 23rd Thermophysics, Plasmadynamics and Lasers Conference. AIAA-88-2701, 1988.

31. Bland, T. J. A Two-Phase Thermal Management System For The Space Station [Text] / T. J. Bland, R. S. Downing, D. P. Rogers // SAE Technical Paper 881084, July 1988. DOI: 10.4271/881084.

32. Bland, T. J. A Two-Phase Thermal Management System For Large Space Platforms [Text] / T. J. Bland, R. S. Downing, D. P. Rogers // AIAA-84-1758, 1984. DOI: 10.2514/6.1984-1758.

33. McHale, M. Two-Phase Ammonia Thermal Bus Testbed: Experimental Results [Text] / M. McHale, S. Goo, J. Coleman, G. Frankfurt // SAE Technical Paper 881109, 1988. DOI: 10.4271/881109.

34. Myron, D. L. Development Of A Prototype Two-Phase Thermal Bus System For Space Station [Text] / D. L. Myron, R. C. Parish // AIAA 87-1628, DOI: 10.2514/6.1987-1628.

35. Reduced Gravity and Ground Testing of a Two-Phase Thermal Management System For Large Spacecraft [Text] / D. G. Hill, K. Hsu, R. Parish, I. Dominik // SAE Technical Paper series 88-1084, July 1988. DOI: 10.4271/881084.

36. Chambliss, J. The Evolution of the Space Station Freedom Thermal Control System [Text] / J. Chambliss // SAE Technical Paper 921105. – 1992. – P. 286–301. DOI: 10.4271/921105.

37. Banaszynski, K. A Pump Module for the Space Station Freedom Active Thermal Control System [Text] / K. Banaszynski, D. Hill, D. Nguyen // SAE, International Conference on Environmental Systems, 22nd, Seattle, WA, July 13-16, 1992.

38. Двухфазный контур теплопереноса Центральной системы тепловода российского сегмента Международной космической станции «АЛЬФА» [Текст] / Г. А. Горбенко, В. М. Блинов, К. А. Малухин и др. // Авиационно-космическая техника и технология : Сб. науч. тр. – Харьков : Харьковский авиационный институт им. Н. Е. Жуковского, 1996. – С. 136 – 147.

39. Инженерный синтез двухфазной центральной системы тепловода Международной космической станции «Альфа» [Текст] / Г. А. Горбенко, К. А. Малухин, Е. П. Ганжа, А. А. Прокопенков //

Авиационно-космическая техника и технология : Сб. науч. тр. – Харьков : Государственный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского, 1998. – С. 168 – 176.

40. Two-Phase Heat Transfer Loop of Central Thermal Control System of the International Space Station ALPHA Russian Segment [Text] / Y. I. Grigoriev, V. M. Cykhotsky, Y. M. Prokhorov, O. V. Surguchev, G. A. Gorbenko, V. N. Blinkov, I. E. Teniakov, C. A. Malukhin // National Heat Transfer Conference, Houston, Texas, USA. August 3-5. – 1996. – P. 9-18.

41. The concept of design of the international space station A [Text] / E. I. Grogorov, V. M. Tsihotsky, G. A. Gorbenko et al. // International Symposium Heat Transfer Enhancement in Power Machinery. – Part 2. – Moscow. – 1995. – P. 222-225.

42. Two-Phase Thermal Control System for International Space Station ALPHA Russian Portion [Text] / E.I. Grogorov, V.M. Tsihotsky, Y.I. Grigoriev et al. // 46-th International Astronautical Congress. – Oslo (Norway). – 1995. – P. 100.

43. Ungar, E. K. The Russian Two-Phase Thermal Control System for International Space Station: Description and Analysis. [Text] / E. K. Ungar, D. M. Thang // 31th National Heat Transfer Conference, Houston, Texas. August 3-5 1996. – P. 19-24.

44. Experimental Researches Of Two-Phases Mechanically Pumped Thermal Control System (Tp Tcs) In Conditions Of Flightlessness [Text] / S. M. Bednov, P. D. Wezhnevets, Y. M. Prochorov, S. Y. Romanov // Fifth International Seminar "Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators", Minsk, Belarus, 8 to 11 September 2003.

45. Анализ работоспособности двухфазного контура теплопереноса в условиях невесомости [Текст] / С. Ю. Романов, А. Н. Семенов, Г. А. Горбенко, П. Г. Гакал, К. С. Епифанов // Труды Третьей Российской национальной конференции по тепло-массообмену. В 8 томах. Т. 5. Двухфазные течения. Дисперсные потоки и пористые среды. – М. : Издательство МЭИ, 2002. – С. 102-105.

46. Летная экспериментальная установка – модель двухфазного контура теплопереноса российского сегмента Международной космической станции. [Текст] / В. М. Цихоцкий, Ю. М. Прохоров, А. Н. Семенов, И. Ю. Линькова, Г. А. Горбенко, К. С. Епифанов, С. М. Беднов, П. Д. Беднов, П. Д. Вежневцев, А. Н. Голиков, А. В. Десятов, Ю. М. Лукьянов. // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков : Государственный аэрокосмический университет «Харьк. авиац. инт», 1999. – Вып. 13 – С. 41 – 49.

47. Пат. 2193149 Российская Федерация, МПК F28D7/00, B64G1/50. Устройство для поддержания давления теплоносителя в контуре системы терморегулирования космического аппарата [Текст] / Гончаров Б. А., Латышев И. Н., Прохоров Ю. М., Сарычев Л. Н., Семенов А. Н., Федоров В. К., Цихоцкий В. М., Горбенко Г. А. ; заявитель и патенто-владелец Открытое акционерное общество "Ра-

кетно-космическая корпорация "Энергия" им. С. П. Королева"; заявл : 05.06.2000 ; опубл. 20.11.2002.

48. Ponnappan, R. High-power thermal management issues in space-based systems [Text] / R. Ponnappan, B. Donovan, L. Chow // AIP Conference Proceedings. – 2002. – Volume 608. – P. 65-72. DOI: 10.1063/1.1449709.

49. NASA Technology Roadmaps, TA 14: Thermal Management Systems [Text]. – NASA, Washington D.C., July 2015.

50. Ellis, M. C. Development of a pumped two-phase system for spacecraft thermal control [Text] / M. C. Ellis, R C. Kurwitz // 46th International Conference on Environmental Systems, Vienna, Austria, 2016. – P. 1-16.

51. Pat. US20140246095A1. Multi-phase pump system and method of pumping a two-phase fluid stream [Text] / MC Ellis; Advanced Cooling Technologies Inc ; 1.03.2013 ; 4.09.2014.

52. Ku, J. The Hybrid Capillary Pumped Loop [Text] / J. Ku, E. J. Krolczek // 18th Intersociety Conference on Environmental Systems, San Francisco, California, July 11-13 1988. DOI: 10.4271/881083.

53. Park, C. Performance Evaluation of a Pump-Assisted, Capillary Two-Phase Cooling Loop [Text] / C. Park, A. Vallury, J. Zuo // Journal of Thermal Science and Engineering Applications. – 2009. – Volume 1, 022004-1. DOI: 10.1115/1.4000405.

54. Bugby, D. Multi-Evaporator Hybrid Two-Phase Loop Cooling System for Small Satellites [Text] / D. Bugby // 21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, August, 2007.

55. Hoang, T. Hybrid Two-Phase Mechanical / Capillary Pumped Loop for High-Capacity Heat Transport. [Text] / T. Hoang, R. Baldauff, & K. Cheung // SAE Technical Papers, 2007. DOI: 10.4271/2007-01-3198.

56. Benjamin, F. A Mechanically Pumped Two-Phase Fluid Loop for Thermal Control Based on the Capillary Pumped Loop [Text] / F. Benjamin, T. Daimaru, E. Sunada, S. Cappucci // 49th International Conference on Environmental Systems, 2019.

57. Experimental study of a Capillary Pumped Loop assisted with a mechanical pump placed at the evaporator inlet [Text] / M. Leveque, S. Dutour, J. Lluc, P. Lavieille, M. Miscovic, Y. Bertin, R. Mari, Raphael, L. Fourgeaud // Applied Thermal Engineering. – 2020. – Vol. 169. Article Id: 114850. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.114850.

58. Development of Two-Phase Mechanically Pumped Fluid Loop with Large Isothermal Evaporator using Porous Wick Structure [Text] / K. Sakamoto, T. Adachi, T. Daimaru, H. Nagai, E. Sunada, P. Bhandari, B. Furst, S. Cappucci, S. Okazaki, H. Oga-wa // 47th International Conference on Environmental Systems, ICES-2017-137, Jul. 16-20 2017. – 9 p.

59. The 4000W Hybrid Single- and Two-Phase Thermal Control System for Payload and Equipment of Geostationary Communication Satellite [Text] / D. Tulin, E. Kotlyarov, G. Serov, I. Tulin // 40 ICES. Barce-

Iona, Spain, 11-15 July 2010, AIAA #6121. DOI: 10.2514/6.2010-6121.

60. Гибридная система терморегулирования посадочного лунного модуля на базе жидкостного контура с механическим насосом [Текст] / В. Ю. Золотарев, Е. Ю. Котляров, В. С. Финченко, Д. В. Тулин // *Вестн. Томск. гос. ун-та. Матем. и мех.* – 2014. – № 5(31). – С. 83–93.

61. A Comparison of System Architectures for a Mechanically Pumped Two-Phase Thermal Control System. [Text] / B. Furst, E. Sunada, S. Cappucci, P. Bhandari, D. Takurou, H. Nagai // *47th International Conference on Environmental Systems (ICES)*, Charleston, South Carolina, 16-20 July 2017.

62. A Two-Phase Mechanically Pumped Fluid Loop for Thermal Control of Deep Space Science Missions [Text] / E. Sunada, P. Bhandari, B. Carroll, T. Hendricks, B. Furst, J. Kempenaar, G. Birur, H. Nagai, T. Daimaru, K. Sakamoto, S. Cappucci, J. Mizerak // *46th International Conference on Environmental Systems ICES-2016-129*, Vienna, Austria, 10-14 July 2016.

63. AMS02 Tracker Thermal Control Cooling System commissioning and operational results. [Text] / J. van Es, A. Pauw, H. J. van Gerner, E. Laudi, C. Gargiulo, Z. He, B. Verlaet // *AIAA 2013-3389 43rd International Conference on Environmental Systems*. DOI: 10.2514/6.2013-3389.

64. Development of a Thermal Control System with Mechanically Pumped CO₂ Two-Phase Loops for the AMS-02 Tracker on the ISS [Text] / G. Alberti, A. Alvino, G. Ambrosi, M. Bardet, R. Battiston et al. // *Cornell University*, 2013.

65. Active CO₂ two-phase loops for the AMS-02 tracker [Text] / G. Alberti, A. Alvino et al // *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. – 2014. – No. 29. – P. 4-13. DOI: 10.1109/MAES.2013.130187.

66. Nikonov, A. A. *Hydromechanics and Heat Transfer in Components of the Two-Phase Heat Transport Loops for Spacecraft* [Text] / A. A. Nikonov, G. A. Gorbenko, V. N. Blinkov // *First International Conference on Aerospace Heat Exchanger Technology*. – Palo Alto (USA), 1993. – P. 57-74.

67. Горбенко, Г. А. Проблемы конструирования Центральной системы тепловода Международной космической станции «Альфа» [Текст] / Г. А. Горбенко, К. А. Малухин, Н. И. Иваненко // *Авиационно-космическая техника и технология : Сб. науч. тр. – Харьков : Государственный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского*, 1998. – Вып. № 6. – С. 138 – 142.

68. Дмитриев, Г. В. Системы терморегулирования космических аппаратов разработки ОАО «ИСС» [Текст] / Г. В. Дмитриев // *Информационные спутниковые системы технологии*. – 2010. – № 9.

69. Кривов, Е. В. Исследование двухфазной системы терморегулирования с раскрываемыми холодильниками-излучателями спутников связи с повышенным тепловыделением [Текст] / Е. В. Кривов // *Вестник Сибирского государственного аэрокосми-*

ческого университета им. академика М. Ф. Решетнева. – 2013. – № 6 (52). – С. 187-191.

70. Development of a two-phase mechanically pumped loop (2MPDL) for the thermal dissipation management of an active antenna. [Text] / A. Merino, J. Hugon, Y. Cailloce, F. Michard, T. Tjiptahardia, A. Tournemine, C. Laporte // *40th International Conference on Environmental Systems, ICES*. DOI: 10.2514/6.2010-6032.

71. Экспериментальный стенд для исследования теплогидравлических процессов в системе терморегулирования телекоммуникационного спутника [Текст] / П. Г. Гакал, В. И. Рузайкин, Р. Ю. Турна, Д. В. Чайка, В. М. Тимощенко, Н. И. Иваненко // *Авиаци.-косм. техника и технология*. – 2011. – № 5. – С. 21-30.

References

1. Nikonov, A. A., Gorbenko, G. A., Blinkov, V. N. *Teploobmennye kontury s dvukhfaznym teplonositelem dlya sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Heat exchanging loops with a two-phase coolant for spacecraft thermal control systems]. Moscow, "Rocket and space technology, machine building" Publ., 1991. 302 p.

2. Satellite Industry Association (SIA) prepared by the Tauri Group. 2016. *State of the Satellite Industry Report*. Available at: <https://www.sia.org/> (accessed 3.12.2020).

3. Krylov, A. M. *Analiz rynka sputnikovoj industrii* [Analysis of the satellite industry market]. Available at: <http://lib.tssonline.ru/articles2/sputnik/analiz-rynka-sputnikovoy-industrii> (Accessed: 3.12.2020).

4. Chaix, A., Hugon, J., Hugonnot P., Delmas, A. Development of a two-phase mechanically pumped loop (2ΦMPL) for the thermal dissipation management of spacecraft: Simulation and test results. *44th International Conference on Environmental Systems*, Tucson, Arizona, July 2014.

5. Es, J., Gerner, H. J., Benthem, R. C., Lapensée, S., Schwaller, D. Component Developments in Europe for Mechanically Pumped Loop Systems (MPLs) for Cooling Applications in Space. *46th International Conference on Environmental Systems*, Vienna, Austria, 2016.

6. Stalmach, D. D., Oren, J. A. *Systems Evaluation of Thermal Bus Concepts*, NASA CR167774, 1982. 118 p.

7. Delil, A. A. M. *Some considerations concerning two-phase flow thermal bus systems for spacecraft*, NLR-RL-84-028, 1984.

8. Oren, J.A. *Study of Thermal Management for Space Platform Applications*, NASA CR-165307, 1981.

9. Haslett, B. *Space Station Technology 1983, Thermal Control*, NASA CP-2293, 1983, pp. 165-185.

10. Gorbenko, G. A. *Osnovy sinteza termotsirkulyatsionnykh konturov dlya sistemy termoregulirovaniya letatel'nykh apparatov i energoustanovok* [Fundamentals of synthesis of thermocirculation loops for the

thermal control system of aircraft and power plants], PhD Dissertation, Kharkiv, 1992. 201 p.

11. Braun, C. E., Hartshorn, K., Pergament, S. D. *Thermal Design of the Space Station Free-flying Platforms*, AIAA-88-2698, Texas, June 1988. DOI: 10.2514/6.1988-2698.

12. Ollendorf, S. Recent and planned development at the Goddard Space Flight Center in thermal control technology. *Proceeding of the International Symposium on Environmental and Thermal Systems of Space Vehicles*, Toulouse, France, 4-7 Oct. 1983, pp. 45-51.

13. Stenger, F. *Experimental feasibility study of water-filled capillary-pumped heat-transfer loops*, NASA TM X-1310, Society of Automotive Engineers, 1966.

14. Gerasimov, Yu. F., Shchegolev, G.T., Maidanik, Yu. F., Filippov, G. A., Starikov, L.G., Low-Temperature Heat Pipe with Divided Channels for Vapor and Liquid, High Temp. *Teplofizika Vysokikh Temperatur*, vol. 12, no. 5, 1974, pp. 1131-1134.

15. *Capillary Pump Loop (CPL) Heat Pipe Development Status Report*, NASA Goddard Space Flight Center, Prepared by OAO Corporation, Greenbelt MD, 1982.

16. Ku, J., Krolczek, E., Butler, D., Schweickart, R., Mcintosh, R., Capillary pumped loop GAS and Hitchhiker flight experiments. *4th Thermophysics and Heat Transfer Conference*. AIAA 1986-1249. June 1986. DOI: 10.2514/6.1986-1249.

17. Maidanik, Y. F., Fershtater, Yu. G., Pastukhov, V. G. *Konturnye teplovye trubyy: razrabotka, issledovaniya, elementy inzhenernogo rascheta* [Loop heat pipes: development, research, elements of engineering calculation]. Nauchnye doklady in-ta teplofiziki UrO AN SSSR, Sverdlovsk, 1989.

18. Delil, A., Heemskerck, J., Mastenbroek, O., Dubois, M. et al. TPX for In-Orbit Demonstration of Two-Phase Heat Transport Technology-Evaluation of Flight & Post-Flight Experiment Results. *SAE Technical Paper 951510*, 1995. DOI: 10.4271/951510.

19. Maidanik, Y. F. and all. High heat flux loop loop heat pipes. *Sixth European Symposium on Space environmental control systems*, Noordwijk, the Netherlands, 1997.

20. Orlov, A. A. and all. The loop heat pipe experiment on board the Granat spacecraft. *Sixth European Symposium on Space environmental control systems*, Noordwijk, the Netherlands, 1997.

21. Barantsevich, V. L., Ermolaev, V. N., Goncharov, K. A., Orlov, A. A. *Obespechenie teplovogo rezhima pribornoj platformy kosmicheskogo apparata «Meteor-3M»* [Ensuring the thermal mode of the instrument platform of the Meteor-3M spacecraft.]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, Sb. nauch. tr. Khar'kovskogo aviatsionnogo instituta im. N. E. Zhukovskogo, 1999, no. 13, pp 7-16.

22. Goncharov, A. K., Barantsevich, V. L., Orlov A. A. Experience of development of heat pipes applied in Russian spacecrafts. *Fifth Minsk International Semi-*

nar Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators, Minsk, 8-11 September 2003.

23. Wang, G., Mishkinis, D., Nikanpour, D. Capillary heat loop technology: Space applications and recent Canadian activities. *Applied Thermal Engineering*, volume 28, issue 4, 2008, pp. 284-303, DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2006.02.027.

24. Mishkinis, D., Wang, G., Nikanpour, D., MacDonald, E., Kaya, T. Advances in two-phase loop with capillary pump technology and space applications. *SAE Paper No. 2005-01-2883*, 2005.

25. Wang, G., Mishkinis, D., Nikanpour, D. Capillary heat loop technology: Space applications and recent Canadian activities. *Applied Thermal Engineering*, volume 28, issue 4, 2008, pp. 284-303, DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2006.02.027.

26. Raetz, J., Dominick, J. Space Station External Thermal Control System Design and Operational Overview. *SAE Technical Paper 921106*, 1992. DOI: 10.4271/921106.

27. Brady, T. K. Space Station thermal test bed status and plans. *SAE Paper 881068* July 1988. DOI: 10.4271/881068.

28. Rankin, J. G., Marshall, P. F. Thermal Management System Technology Development for Space Station Applications. *SAE Paper 831097*, August 1983. DOI: 10.4271/831097.

29. Fussell, J. V. Lockheed Missiles and Space Company (LMSC) Ground Test Unit (GTU) / Space Erectable Radiator System (SERS) Thermal Vacuum (TN) Test Final Report. *NASA JSC Document JSC 2391 5*, January 9, 1990.

30. Kramer, T., Myron, D., Mchale, M. Two-phase ammonia thermal bus performance. *23rd Thermophysics, Plasmadynamics and Lasers Conference*. AIAA-88-2701, 1988.

31. Bland, T. J., Downing, R. S., Rogers, D. P. A Two-Phase Thermal Management System For The Space Station. *SAE Technical Paper 881084*, July 1988, DOI: 10.4271/881084.

32. Bland, T. J., Downing, R. S., Rogers, D. P. A Two-Phase Thermal Management System For Large Space Platforms. *AIAA-84-1758*, 1984. DOI: 10.2514/6.1984-1758.

33. McHale, M. Two-Phase Ammonia Thermal Bus Testbed: Experimental Results. *SAE Technical Paper 881109*, 1988, DOI: 10.4271/881109.

34. Myron, D. L. Parish, R. C. Development Of A Prototype Two-Phase Thermal Bus System For Space Station. *AIAA 87-1628*, DOI: 10.2514/6.1987-1628.

35. Hill, D. G., Hsu, K. Parish, R. Dominik, I. Reduced Gravity and Ground Testing of a Two-Phase Thermal Management System For Large Spacecraft. *SAE Technical Paper series 88-1084*, July 1988. DOI: 10.4271/881084.

36. Chambliss, J. The Evolution of the Space Station Freedom Thermal Control System. *SAE Technical Paper 921105*, 1992, pp. 286-301, DOI: 10.4271/921105.

37. Banaszynski, K., Hill, D., Nguyen, D. A Pump Module for the Space Station Freedom Active Thermal Control System. *SAE, International Conference on Environmental Systems, 22nd*, Seattle, WA, July 13-16, 1992.
38. Gorbenko, G. A., Blinkov, V. M., Malukhin, K. A. i dr. *Dvukhfaznyi kontur teploperenosa Tsentral'noi sistemy teplootvoda rossiiskogo segmenta Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii «Al'fa»* [Two-phase heat transfer loop of the Central Heat Transfer System of the Russian Segment of the International Space Station A]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology* : Sb. nauch. tr. Khar'kov, Khar'kovskii aviatsionnyi institut im. N. E. Zhukovskogo, 1996, pp. 136 – 147.
39. Gorbenko, G. A., Malukhin, K. A., Ganzha, E. P., Prokopenkov, A. A. *Inzhenernyi sintez dvukhfaznoi tsentral'noi sistemy teplootvoda Mezhduna-rodnoi kosmicheskoi stantsii «Al'fa»* [Engineering synthesis of the two-phase central heat rejection system of the International Space Station A]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology* : Sb. nauch. tr., Khar'kov, Gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet im. N. E. Zhukovskogo, 1998, pp. 168 – 176.
40. Grigoriev, Y. I., Cykhotsky, V. M., Prokhorov, Y. M., Surguchev O. V., Gorbenko, G. A., Blinkov, V. N., Teniakov, I. E., Malukhin, C. A. Two-Phase Heat Transfer Loop of Central Thermal Control System of the International Space Station ALPHA Russian Segment. *Proceedings of National Heat Transfer Conference*. Houston, Texas, USA. August 3-5 1996, pp. 9-18.
41. Grogorov, E. I., Tsihotsky, V. M., Gorbenko, G. A. et al. The concept of design of the international space station ALPHA. *International Symposium Heat Transfer Enhancement in Power Machinery, Part 2*, Moscow, 1995, pp. 222-225.
42. Grogorov, E. I., Tsihotsky, V. M., Grigoriev, Y. I. et al. Two-Phase Thermal Control System for International Space Station ALPHA Russian Portion. *46th International Astronautical Congress*, Oslo (Norway), 1995, pp. 100.
43. Ungar, E. K., Thang, M., The Russian Two-Phase Thermal Control System for International Space Station: Description and Analysis. *31th National Heat Transfer Conference*, Houston, Texas, 3-5 August 1996, pp. 9-24.
44. Bednov, S. M., Wezhnevets, P. D., Prochorov, Y. M., Romanov, S. Y. Experimental Researches Of Two-Phases Mechanically Pumped Thermal Control System (Tp Tcs) In Conditions Of Flightlessness. *Fifth International Seminar "Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators"*, Minsk, Belarus, 8 to 11 September 2003.
45. Romanov, S. Yu., Sementsov, A. N., Gorbenko, G. A., Gakal, P. G., Epifanov, K. S. *Analiz rabotosposobnosti dvukhfaznogo kontura teploperenosa v usloviyakh nevesomosti* [Performance analysis of the two-phase heat transfer loop in weightlessness]. *Trudy Tret'ei Rossiiskoi natsional'noi konferentsii po teploassoobmenu. V 8 tomakh. T. 5. Dvukhfaznye teche-*niya. *Dispersnye potoki i poristye sredy*, Moscow, Izdatel'stvo MEI, 2002, pp. 102-105.
46. Tsihotskii, V. M., Prokhorov, Yu. M., Sementsov, A. N., Lin'kova, I. Yu., Gorbenko, G. A., Epifanov, K. S., Bednov, S. M., Bednov, P. D., Vezhnevets, P. D., Golikov, A. N., Desyatov, A. V., Luk'yanov, Yu. M. *Letnaya eksperimental'naya ustanovka – model' dvukhfaznogo kontura teploperenosa rossiiskogo segmenta Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii*. [Flight Experimental Unit - Model of the Two-Phase Heat Transfer Loop of the Russian Segment of the International Space Station]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, Khar'kov, Gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet «Khar'k. aviats. in-t», 1999, vol. 13, pp. 41 – 49.
47. Goncharov, B. A., Latyshev, I. N., Prokhorov, Yu. M., Sarychev, L. N., Sementsov, A. N., Fedorov, V. K., Tsihotskii, V. M., Gorbenko, G. A. Otkrytoe akcionerное obshchestvo "Raketno-kosmicheskaja korporacija "Jenergija" im. S. P. Koroleva". *Ustroistvo dlya podderzhaniya davleniya teplonositelya v konture sistemy termoregulirovaniya kosmicheskogo apparata* [Device for maintaining the coolant pressure in the circuit of the spacecraft thermal control system]. *Rospatent, Russia, RU, Pat. № 2193149*. 2002.
48. Ponnappan, R., Donovan, B., Chow, L. High-power thermal management issues in space-based systems. *AIP Conference Proceedings*, vol. 608, 2002, pp. 65-72. DOI: 10.1063/1.1449709.
49. NASA Technology Roadmaps, TA 14: Thermal Management Systems. *NASA*, Washington D.C., July 2015.
50. Ellis, M. C., Kurwitz, R. C. Development of a pumped two-phase system for spacecraft thermal control. *46th International Conference on Environmental Systems*, Vienna, Austria, 2016, pp. 1-16.
51. Ellis, M. C. Advanced Cooling Technologies Inc., Multi-phase pump system and method of pumping a two-phase fluid stream, *Pat. US20140246095A1*, 2013.
52. Ku, J., Kroliczek, E. J. The Hybrid Capillary Pumped Loop. *18th Intersociety Conference on Environmental Systems*, San Francisco, California, July 11-13, 1988, DOI: 10.4271/881083.
53. Park, C., Vallury, A., Zuo, J. Performance Evaluation of a Pump-Assisted, Capillary Two-Phase Cooling Loop. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, vol. 1, 022004-1, June 2009. DOI: 10.1115/1.4000405.
54. Bugby, D. Multi-Evaporator Hybrid Two-Phase Loop Cooling System for Small Satellites. *21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, August, 2007.
55. Hoang, T., Baldauff, R., Cheung, K. Hybrid Two-Phase Mechanical. *Capillary Pumped Loop for High-Capacity Heat Transport*. *SAE Technical Papers*, 2007. DOI: 10.4271/2007-01-3198.
56. Furst, B. A Mechanically Pumped Two-Phase Fluid Loop for Thermal Control Based on the Capillary

Pumped Loop. *49th International Conference on Environmental Systems*, 2019.

57. Leveque, M., Dutour, S., Lluc, J., Lavieille, P., Miscevic, M., Bertin, Y., Mari, R., Fourgeaud, L. Experimental study of a Capillary Pumped Loop assisted with a mechanical pump placed at the evaporator inlet. *Applied Thermal Engineering*, 2020, vol. 169, article id: 114850. DOI: 114850.10.1016/j.applthermaleng.2019.114850.

58. Adachi, T., Daimaru, T., Nagai, H., Sakamoto, K., Sunada, E., Bhandari, P., Furst, B., Capucci, S., Okazaki, S., Ogawa, H. Development of Two-Phase Mechanically Pumped Fluid Loop with Large Isothermal Evaporator using Porous Wick Structure. *47th International Conference on Environmental Systems, ICES-2017-137*, Jul. 16-20, 2017. 9 p.

59. Tulin, D., Kotlyarov, E., Serov, G., Tulin, I. The 4000W Hybrid Single- and Two-Phase Thermal Control System for Payload and Equipment of Geostationary Communication Satellite. *40 ICES*, Barcelona, 2010, AIAA No. 6121.

60. Zolotarev, V. Y., Kotlyarov, E. Y., Finchenko, V. S., Tulin, D. V. Gibrnidnaya sistema termoregulirovaniya posadochnogo lunnogo modulya na baze zhidkostnogo kontura s mekhanicheskim nasosom [Hybrid Lunar Module Thermal Control System based on a fluid loop with a mechanical pump], *Vestn. Tom. gos. un-ta. Matematika i mekhanika*, 2014, no. 5 (31), pp. 83-93.

61. Furst, B., Capucci, S., Bhandari, P., Daimaru, T., Nagai, H. A Comparisson of System Architectures for a Mechanically Pumped Two-Phase Thermal Control System. *47th International Conference on Environmental Systems (ICES)*, Charleston, South Carolina, 16-20 July 2017.

62. Sunada, E., Furst, B., Bhandari, P., Carrol, B., C. Birur, G., Hendricks, T., Kempenaar, J. A Two-Phase Mechanically Pumped Fluid Loop for Thermal Control of Deep Space Science Missions. *46th International Conference on Enviromental Systems ICES-2016-129*, Vienna, 2016.

63. Es, J., Pauw, A., Gerrit, D., Gerner, H., Verlaat, B. AMS02 Tracker Thermal Control Cooling System commissioning and operational results. *AIAA 2013-3389, 43rd International Conference on Environmental Systems*. DOI: 10.2514/6.2013-3389.

64. Alberti, G., Alvino, A., Ambrosi, G., Bardet, M., Battison, R., Borsini, R., Cao, S., Cao, J., Chen, Y., Es, J., Gargiulo, C., Guo, K., Guo, L., Zhenhui, H., Zhencheng, H., Koutsenko, V., Laudi, E., Lebedev, A., Lee, S., Li, T., Zwartbol, T. Development of a Thermal

Control System with Mechanically Pumped CO2 Two-Phase Loops for the AMS-02 Tracker on the ISS. *Cornell University*, 2013.

65. Alberti, G. Active CO2 two-phase loops for the AMS-02 tracker. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 29, 2019, pp. 4-13.

66. Nikonov, A. A., Gorbenco, G. A., Blinkov, V. N. Hydromechanics and Heat Transfer in Components of the Two-Phase Heat Transport Loops for Spacecraft. *Proceedings of First International Conference on Aerospace Heat Exchanger Technology*, Palo Alto (USA), 1993, pp. 54-57.

67. Gorbenco, G. A., Malukhin, K. A., Ivanenko, N. I. *Problemy konstruirovaniya Tsentral'noi sistemy teplootvoda Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii «Al'fa»* [Problems of Designing the Central Heat Rejection System of the International Space Station Alpha], *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, Sb. nauch. tr., Khar'kov, Gosudar-stvennyi aéro-kosmicheskii universitet im. N. E. Zhukovskogo*, 1998, no. 6, pp. 138 – 142.

68. Dmitriy, G. *Sistemy termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov razrabotki OAO «ISS»* [Temperature control systems of space vehicles developed by JSC "ISS"]. *Informatsionnye sputnikovye sistemy tekhnologii*, no. 9, 2010.

69. Krivov, E. V. *Issledovanie dvukhfaznoi sistemy termoregulirovaniya s raskryvaemyimi kholodil'nikami izluchatelyami sputnikov svyazi s povyshennym teplovyydeniem* [Investigation of a two-phase thermal control system with disclosable refrigerator-emitters of communication satellites with increased heat dissipation]. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aéro-kosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, no. 6 (52), 2013, pp. 187-191.

70. Merino, A. S., Hugon, J., Cailloce, Y., Michard, F., Tjijtahardia, T., Larue de Tournemine, A., Laporte, C. Development of an active antenna. *40th International Coference on Environmental Systems, ICES, ICES 2010*. DOI: 10.2514/6.2010-6032.

71. Gakal, P. G., Ruzaiкин, V. I., Turna, R. Yu., Chaika, D. V., Timoshchenko, V. M., Ivanenko, N. I. *Ekspiermental'nyi stend dlya issledovaniya teplogidravlicheskih protsessov v sisteme termoregulirovaniya telekommunikatsionnogo sputnika* [Experimental stand for the study of thermal hydraulic processes in the thermal control system of a telecommunication satellite]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, no. 5, 2011, pp. 21-30.

Поступила в редакцію 15.01.2021, рассмотрена на редколлегии 18.02.2021

СТАН РОЗРОБОК ДВОФАЗНИХ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Р. Ю. Турна, А. М. Годунов

Прогрес космічної техніки веде до все більшої енергоозброєності космічних апаратів. Міжнародна Космічна Станція вже має потужність сонячних батарей понад 100 кВт. Автономні космічні апарати і супутни-

ки (включаючи стаціонарні) мають потужність енергоустановок одиниці кВт, в найближчій перспективі - більш 10 кВт. В якості основного способу терморегулювання на космічних апаратах (КА) великої потужності до теперішнього часу розглядається примусовий перенос теплоти з використанням однофазних рідких теплоносіїв. Однофазний контур з механічним прокачуванням теплоносія є повністю відпрацьованим засобом терморегулювання КА з помірним тепловим навантаженням. Суттєвим недоліком таких систем є те, що температура теплоносія значно змінюється в межах контуру. Різницю температур можна зменшити, підвищивши витрату теплоносія, однак для цього доводиться збільшувати продуктивність насоса, що неминуче веде до збільшення енергоспоживання, діаметрів трубопроводів і маси системи в цілому. У разі високої енергоозброєності КА (більше 5-10 кВт) і великих відстаней теплопередачі (10 м і більше) більш кращою системою з точки зору маси, точності терморегулювання, енергоспоживання (і інших параметрів) є двофазна система терморегулювання з механічним прокачуванням теплоносія. Використання двофазного контуру (ДФК) як системи терморегулювання КА дозволяє істотно знизити масу і енергоспоживання на власні потреби в порівнянні з однофазними системами забезпечення теплового режиму (СЗТР). Ефект досягається за рахунок акумулювання тепла, що переноситься у вигляді прихованої теплоти пароутворення і інтенсифікації теплообміну при кипінні та конденсації теплоносія. У статті зроблено критичний огляд опублікованих робіт по ДФК для КА з високою енергоозброєністю (більше 5 ... 10 кВт) і великою відстанню теплопереносу (більше 10 ... 100 метрів) починаючи з 1980 року по теперішній час. В результаті сформовано перелік основних проблем на шляху практичної реалізації двофазних контурів.

Ключові слова: система терморегулювання; космічний апарат; двофазний контур теплопереносу.

DEVELOPMENT STATUS OF SATELLITE TWO-PHASE THERMAL CONTROL SYSTEMS

R. Turna, A. Hodunov

The progress of space technology is leading to more and more energy-equipped spacecraft. The International Space Station already has the capacity of solar panels of more than 100 kW. Autonomous spacecrafts and satellites (including stationary ones) have the capacity of power units of kW, in the nearest future - more than 10 kW. Forced heat transfer using single-phase liquid coolants is still considered as the main method of thermal control on high-power spacecraft (SC). Single-phase mechanically pumped fluid loop is a fully proven means of thermal control of spacecraft with a moderate heat load. A significant disadvantage of such systems is that the coolant temperature varies significantly within the loop. The temperature difference can be reduced by increasing the coolant flow rate, but for this, it is necessary to increase the pump capacity, which inevitably leads to an increase in power consumption, pipeline diameters, and weight of the system as a whole. In the case of spacecraft with high power capacity (more than 5-10 kW) and large heat transfer distances (10 m and more), a two-phase mechanically pumped fluid loop for thermal control is more preferable in terms of weight, the accuracy of thermoregulation, power consumption (and other parameters). The use of a two-phase loop (2PMPL) as a spacecraft thermal control system allows to reduce significantly mass and power consumption for own needs in comparison with a single-phase thermal control system (TCS). The effect is achieved due to the accumulation of transferred heat in the form of latent heat of vaporization and intensification of heat exchange at boiling and condensation of coolant. The article provides a critical review of published works on 2PMPL for spacecraft with high power (more than 5...10 kW) and a large heat transfer distance (more than 10...100 meters) from 1980 up to nowadays. As a result, a list of the main problems on the way of practical implementation of two-phase loops is formed.

Keywords: thermal control system; spacecraft; two-phase mechanically pumped fluid loop.

Турна Рустем Юсуфович – директор Центра Технической Физики (ЦТФ), Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Годунов Артем Михайлович – асп. каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Rustem Turna – Managing Director of Center of Technical Physics (CTPh), National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine,
e-mail: rustem.turna@ctph.com.ua, ORCID: 0000-0001-5773-1400.

Artem Hodunov – PhD student of Dep. of Aerospace Heat Engineering, National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine,
e-mail: artem.hodunov@ctph.com.ua, ORCID: 0000-0001-8850-8367.