

УДК 629.7.018.3:536.24

Особенности построения и функционирования систем терморегулирования негерметичных приборных отсеков посадочных аппаратов АО «НПО им. С.А. Лавочкина»

А.Д. Бугрова, Р.И. Гуров, Е.Ю. Котляров, В.А. Бондаренко

*Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»,
Химки, 141407, Россия
e-mail: evgeny-1@list.ru*

DOI: 10.34759/tpt-2021-13-1-12-23

Поступила в редакцию 15.01.2021

После доработки 22.01.2020

Принята к публикации 26.01.2021

Обсуждаются особенности функционирования систем терморегулирования бортового оборудования посадочных космических аппаратов «НПО им. С.А. Лавочкина». Схемные решения, реализуемые в «НПО им. С.А. Лавочкина» для систем терморегулирования лунных, марсианских и иных посадочных аппаратов, построены на совместном функционировании регулируемых контурных тепловых труб и тепловых сотов панелей со встроенными аксиальными тепловыми трубами. Жизненный цикл посадочных космических аппаратов предусматривает штатную работу теплопередающих агрегатов как в условиях невесомости, так и в условиях местной гравитации, а кроме того в условиях экстремального холода. В условиях гравитации аксиальные тепловые трубы применяются в режиме термосифона. Дается сравнительный анализ режимов тепловакуумных испытаний систем терморегулирования реальных космических аппаратов, на основе которого подтверждается работоспособность систем и достижение ими заданных рабочих характеристик в специфических условиях.

Ключевые слова: посадочный аппарат, система терморегулирования, тепловая сотов панель, тепловакуумные испытания, аксиальные тепловые трубы, контурные тепловые трубы, режим термосифона, радиоизотопный теплогенератор.

Введение

В современных космических аппаратах (КА) АО «НПО им. С.А. Лавочкина», предназначенных для контактного исследования планет солнечной системы и их спутников, для поддержания заданного теплового режима бортового оборудования создают так называемые негерметичные приборные отсеки, температура в которых обеспечивается с помощью системы тепловых труб. Для этого тепловыделяющее оборудование размещают на тепловой сотов панели (ТСП), имеющей встроенные аксиальные тепловые трубы (АТТ), от которых с помощью

контурных тепловых труб (КТТ) осуществляется регулируемый отвод тепла к радиационным теплообменникам-охладителям (РТО). Радиационный теплообменник-охладитель представляет собой излучающую панель, в которой равномерно «проложены» трубки конденсатора контурных тепловых труб. Система может содержать несколько тепловых сотов панелей, контурных тепловых труб и радиационных теплообменников [1].

Системы терморегулирования (СТР) негерметичных приборных отсеков посадочных КА «НПО им. С.А. Лавочкина» обладают двумя исключительными особенностями:

– во-первых, функционирование системы терморегулирования предусматривает постоянный обогрев сотовой панели с установленными приборами, который осуществляется с помощью «неотключаемых» радиоизотопных источников тепла, также установленных на тепловой сотовой панели;

– во-вторых, схема и принцип работы системы терморегулирования построены так, что теплопередающие агрегаты полноценно функционируют как в условиях гравитации (Земли, Луны, планет либо их спутников), так и в условиях невесомости (на этапе доставки к месту исследования) [2].

Ниже рассмотрены и комментируются технические решения, применяемые при создании систем терморегулирования различных посадочных КА «НПО им. С.А. Лавочкина». Представлены результаты тепловакуумных испытаний, в которых демонстрируется работа систем терморегулирования на базе тепловых труб в режимах минимального и максимального воздействия гравитационных сил. Дается сравнение этих режимов. Подтверждается требуемая работоспособность и применимость принципиальных схем систем терморегулирования, разработанных АО «НПО им. С.А. Лавочкина», для негерметичных приборных отсеков посадочных автоматических межпланетных станций.

1. Принципиальные схемы и принцип действия систем терморегулирования посадочных КА

Одним из наиболее наглядных примеров современного посадочного аппарата, содержащего негерметичный приборный отсек, который способен штатно работать в условиях гравитации на поверхности планет, является КА «Луна-Глоб», применительно к которому используют также идентификатор «Луна-25» [3]. На единственной тепловой сотовой панели, имеющейся в составе указанного КА, установлена основная и наиболее требовательная к температурным воздействиям

часть его служебной и научной аппаратуры. Блоки устанавливаются на тепловой сотовой панели с двух сторон. Сама панель имеет габариты около 1×1 м и расположена вертикально, т.е. большие грани сотовой панели параллельны вектору силы тяжести. Обогрев панели выполняется с помощью радиоизотопного теплоэлектрогенератора (РИТЭГ), расположенного внизу сотовой панели. Радиоизотопный теплоэлектрогенератор нагревает нижние участки тепловых труб, обеспечивая циркуляцию теплоносителя в аксиальных тепловых трубах, которые (за исключением этапа перелета) работают в режиме термосифона.

Схематично система терморегулирования КА «Луна-Глоб» представлена на рис. 1 [4]. Здесь видно, что трассировка аксиальных тепловых труб выполнена таким образом, чтобы тепловые трубы эффективно отбирали тепло от радиоизотопного теплоэлектрогенератора, а затем и от приборов, распределенных по двум поверхностям тепловой сотовой панели. В верхней части сотовой панели все аксиальные тепловые трубы отдают тепло испарителям двух регулируемых контурных тепловых труб. Последние являются «наиболее эффективными» устройствами, способными обеспечивать регулируемый «сток» тепла от тепловой сотовой панели к радиационному теплообменнику-охладителю. Стабилизация температуры испарителей контурных тепловых труб достигается с помощью пассивных регуляторов давления и байпасных магистралей, благодаря которым циркуляция двухфазного теплоносителя через радиаторы

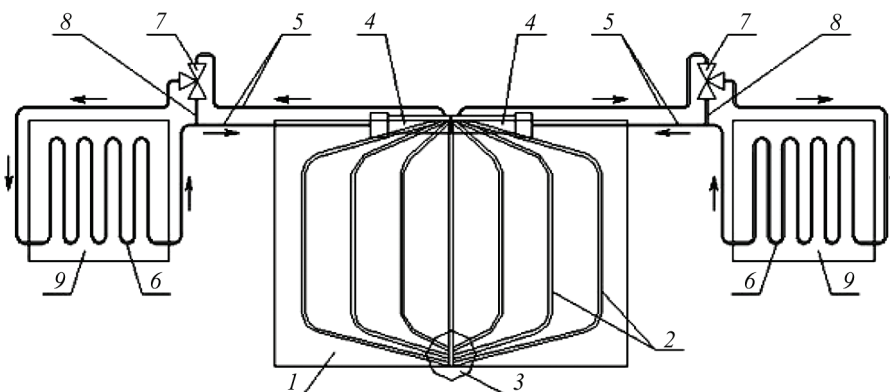


Рис. 1. Принципиальная схема системы терморегулирования тепловой сотовой панели КА «Луна-Глоб»: 1 – тепловая сотовая панель; 2 – тепловые трубы, встроенные в тепловую сотовую панель; 3 – зона установки РИТЭГ; 4 – испаритель контурной тепловой трубы; 5 – транспортные каналы контурных тепловых труб; 6 – конденсатор контурной тепловой трубы; 7 – клапан контурной тепловой трубы; 8 – байпасная линия; 9 – радиационный теплообменник

необходимым образом ограничивается [5, 6]. Выбор контурных тепловых труб для организации регулируемой тепловой связи тепловой соотопанели с радиационным теплообменником обусловлен в частности тем, что среди известных устройств пассивного типа, позволяющих решить данную техническую задачу, наибольшее соотношение минимального и максимального термических сопротивлений достигается в регулируемой контурной тепловой трубе.

При изменяющемся суммарном теплонагружении тепловой соотопанели и изменяющейся хладопроизводительности радиационного теплообменника (последнее вызвано суточным изменением температуры поверхности Луны и положения Солнца на небосводе) регулируемое тепловое соединение тепловой соотопанели с РТО позволяет поддерживать заданную температуру установленного на тепловой соотопанели оборудования [2].

Принятая трассировка аксиальной тепловой трубы в тепловой соотопанели позволяет сохранять работоспособность систем терморегулирования при наклонах КА до 20° . Что касается контурных тепловых труб, то, как известно, благодаря высокому развиваемому в них капиллярному напору, данные устройства уверенно работают в условиях гравитации при различной пространственной ориентации в составе КА.

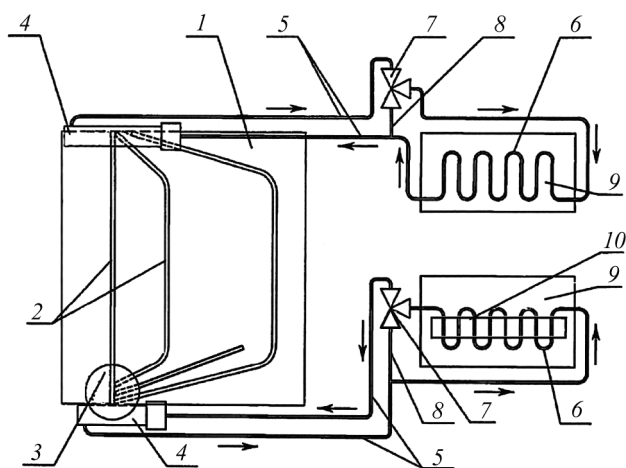


Рис. 2. Принципиальная схема системы терморегулирования тепловой соотопанели КА «ЭкзоМарс»: 1 – тепловая соотопанель; 2 – тепловые трубы, встроенные в тепловую соотопанель; 3 – зона установки радиоизотопных источников тепла; 4 – испаритель контурной тепловой трубы; 5 – транспортные каналы контурных тепловых труб; 6 – конденсатор контурной тепловой трубы; 7 – клапан контурной тепловой трубы; 8 – байпасная линия; 9 – радиационный теплообменник; 10 – зона вентиляции

В результате, система терморегулирования КА «Луна-Глоб» способна функционировать на Земле (для подготовки к полету и технологических проверок КА), на этапе выведения и орбите Земли, на перелете Земля–Луна, в космосе, на орбите Луны и, наконец, на поверхности Луны. В невесомости данный состав теплопередающих агрегатов работоспособен в принципе, так как он «изначально» был разработан для этой цели и повсеместно применялся и применяется в различных системах терморегулирования КА АО «НПО им. С.А. Лавочкина» [7], а также в системах терморегулирования ведущих мировых производителей КА [8, 9].

Срок службы КА после посадки на поверхность Луны должен составлять не менее одного земного года, что предполагает выживание КА при неоднократной смене лунных суток. Поскольку в лунную ночь продолжительностью около двух земных недель КА не способен обеспечивать себя электроэнергией с помощью солнечных батарей, предохранение бортового оборудования от экстремального переохлаждения обеспечивает установленный на тепловой соотопанели радиоизотопный теплоэлектрогенератор, имеющий тепловую мощность ≈ 135 Вт. Фактически радиоизотопный теплоэлектрогенератор в составе системы терморегулирования КА «Луна-Глоб» решает две задачи: является побудителем и гарантом циркуляции теплоносителя в аксиальных тепловых трубах (когда они работают как термосифоны) и выполняет функции «ночного обогревателя» приборного отсека. Уникальная совокупность свойств системы терморегулирования «Луна-Глоб» отражена в [4].

Концепция системы терморегулирования, разработанная и реализованная в КА «Луна-Глоб», применима для работы на поверхностях большинства небесных тел солнечной системы, что и используется в ряде перспективных проектов «НПО им. С.А. Лавочкина». В частности, решения, сформулированные в [4], акцептированы для создания системы терморегулирования посадочной платформы КА «ЭкзоМарс» [10], названной «Казачок». Схема соответствующей системы терморегулирования представлена на рис. 2. В «Казачке» служебная и научная аппаратура установлена на двух интегрированных в платформу тепловых соотопанелях. Срок функционирования посадочной плат-

формы после посадки на поверхность Марса должен составлять не менее двух земных лет. Холодное время суток на Марсе не столь продолжительно, а холод не столь «глубокий» как на Луне, однако длительное функционирование на поверхности Марса сопровождается пылевыми бурями, во время которых возможно существенное по продолжительности отсутствие электропитания от солнечных батарей, приводящее к полному разряду аккумуляторных батарей.

В подобной ситуации посадочная платформа переходит в режим выживания, который связан прежде всего с очевидным переохлаждением конструкции и оборудования.

Для обеспечения приемлемого уровня температур тепловой сотовпанели «Казачка» в составе системы терморегулирования включены радиоизотопные источники тепла (РИТ). Всего на двух тепловых сотовпанелях установлено восемь источников тепла мощностью 8.5 Вт каждый. Важной особенностью схемы системы терморегулирования (рис. 2) является обеспечение возможности прямого отвода тепла от радиоизотопных источников тепла (т.е. минуя тепловую сотовпанель) в окружающую среду с помощью контурных тепловых труб, в периоды, когда в подогреве тепловой сотовпанели нет необходимости, но отключить радиоизотопные источники тепла не представляется возможным. Принятие данного технического решения продиктовано условиями наземной подготовки КА «ЭкзоМарс», при которой тепловая сотовпанель с уже установленными радиоизотопными источниками тепла на одном из этапов занимает позицию «вверх ногами», т.е. аксиальные тепловые трубы осушаются в местах, где установлены радиоизотопные источники тепла и, следовательно, не способны отводить от них тепло. Охлаждение радиатора, который подключен к радиоизотопным источникам тепла с помощью контурных тепловых труб напрямую, т.е. минуя аксиальные тепловые трубы, осуществляется с помощью вентилятора, что возможно, поскольку данный этап подготовки КА выполняется в атмосферных условиях.

На поверхности Марса система терморегулирования, схематично показанная на рис. 2, функционирует аналогично системе терморегулирования КА «Луна-Глоб», т.е. снизу выполняется обогрев тепловых труб, встроенных в тепловую сотовпанель, сверху осуществляется

регулируемый отвод тепла в окружающую среду. Компоновка радиационного теплообменника и его габариты учитывают марсианскую специфику применения оборудования, установленного на тепловую сотовпанель, и соответствующие рабочие циклограммы.

2. О режимах работы тепловых труб в составе системы терморегулирования и их наземной отработке

Работа тепловых труб (ТТ) в условиях смены гравитации на невесомость и наоборот имеет свою специфику, отличающуюся большей зависимостью рабочих характеристик ТТ от условий применения, чем в газовых или в жидкостных системах терморегулирования. При этом как и для всех других систем терморегулирования, для систем, содержащих тепловые трубы, в наземных условиях следует подтверждать, что система терморегулирования способна выполнить возложенные на нее задачи в составе КА (не создавая для этого искусственную невесомость).

При наземных проверках работоспособности систем терморегулирования КА, построенных на базе аксиальных и контурных тепловых труб, все тепловые трубы принято располагать в горизонтальной плоскости [7]. Именно в горизонтальном положении их функционирование происходит наиболее приближенно тому, как это происходит в невесомости, т.е. работа капиллярных сил наименьшим образом противостоит силам гравитации. Однако потом, когда система терморегулирования уже интегрирована в конструкцию КА, часто бывает невозможным обеспечить тепловое контактное соединение всех тепловых труб между собой и их трассировку таким образом, чтобы они находились только в горизонтальной плоскости. Поэтому для обеспечения комплексных проверок оборудования некоторые ТТ располагают в составе КА так, чтобы они работали в режиме термосифона.

Работа ТТ в режиме термосифона отличается от работы ТТ в невесомости качественным образом. Одно из важных отличий состоит в том, что основная часть жидкой фазы теплоносителя находится в нижней части ТТ, а зона конденсации расположена выше зоны испарения. Другое отличие выражено тем, что отвод тепла от приборов, расположенных в центральной части ТТ,

можно обеспечить лишь при наличии соответствующего расхода циркулирующего жидкого теплоносителя внутри ТТ (т.е. ТТ должна функционировать в режиме термосифона до начала подвода тепла в центральную часть).

Многочисленные проверки различных систем терморегулирования КА на Земле показали, что тепловыделение приборов, расположенных в центральной части тепловой сотованели (точнее в центральной части вертикально ориентированных тепловых труб), может приводить к тому, что термосифоны «не хотят запускаться, когда нужно» либо «функционируют не так, как ожидалось». В работе [11], в частности, говорится, что для «уверенной» работы термосифонов применяют так называемые вспомогательные нагреватели (поддерживающие циркуляцию), что, в общем, давно известно многим разработчикам систем КА на тепловых трубах. Известно также, что термосифон не способен произвольно перераспределять тепло по длине

и отводит тепловой поток в одну сторону, т.е. функционирует «как термодиод», что надо учитывать при наземных проверках.

Описанные здесь системы терморегулирования посадочных КА предполагают функционирование тепловых сотованелей, расположенных вертикально в поле массовых сил, из чего следует, что работа входящих в состав тепловых сотованелей аксиальных тепловых труб в режиме термосифона является штатной. В настоящем случае применительно к системам терморегулирования «НПО им. С.А. Лавочкина» вспомогательный нагреватель термосифонов функционирует всегда, и представлен в виде радиоизотопного теплоэлектрогенератора либо радиоизотопных источников тепла. Для поддержания постоянной циркуляции теплоносителя по всей длине термосифонов в схемных решениях систем терморегулирования тепловой сотованели КА «Луна-Глоб» и КА «ЭкзоМарс» предусмотрен нагрев аксиальных тепловых

труб тепловой сотованели внизу с помощью радиоизотопного теплоэлектрогенератора или радиоизотопных источников тепла и охлаждение аксиальных тепловых труб тепловой сотованели сверху с помощью контурных ТТ. При включении в центре аксиальной тепловой трубы тепловой сотованели источника тепла более мощного, чем мощность источника, обеспечивающего циркуляцию теплоносителя, термосифон должен перестроить свою работу таким образом, чтобы расход конденсата, стекающего по трубе вниз, возрос до значения, обеспечивающего охлаждение вновь включившегося источника тепла.

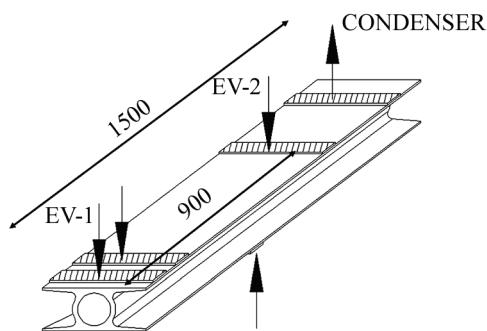
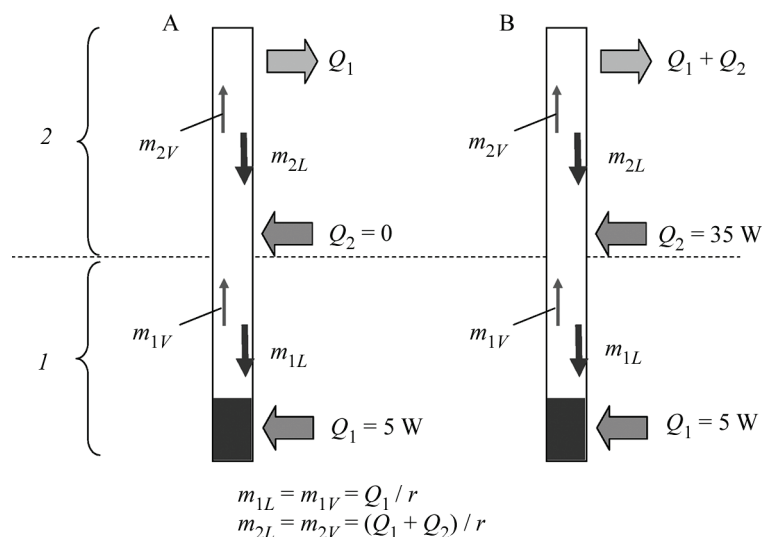


Рис. 3. Рабочие состояния аксиальной тепловой трубы при исследовании режима термосифона «А», «В» и схема расположения нагревателей и теплообменника охладителя на корпусе тепловой трубы

3. Лабораторные испытания аксиальных тепловых труб в режиме термосифона

На ранних стадиях разработки системы терморегулирования КА «Луна-Глоб» (до 2009 г.) был целенаправленно исследован феномен запуска испарителя, расположенного значительно выше зоны скопления жидкого теплоносителя («лужи»). Рис. 3 упрощенно показывает два рабочих состояния термосифона в составе КА «Луна-Глоб». Здесь работа

вспомогательного нагревателя ($Q_1 = 5$ Вт) обеспечивает циркуляцию теплоносителя и соответственно стекание конденсата вниз с расходом m_{1L} . Включение источника тепла ($Q_2 = 35$ Вт), находящегося значительно выше «лужи», должно перевести термосифон из рабочего состояния «А» в состояние «В», где расход m_{2L} в восемь раз больше, чем m_{1L} (индекс L – для жидкости, индекс V – для пара). Такое «перестроение» режима работы не может произойти мгновенно и излишки мощности Q_2 неизбежно пойдут на нагрев самого нагревателя, а также примыкающей к нему части аксиальной тепловой трубы.

Экспериментальное подтверждение роста температуры при выполнении условия $Q_2 > Q_1$ было получено для ТТ длиной 1500 мм, при длине испарителей №1 и №2 80 мм каждый и при длине конденсатора 120 мм. Применяемый теплоноситель – аммиак. Заброс температуры, полученный в результате включения Q_2 , демонстрирует рис. 4. Перед тем как в термосифоне наступает режим установившейся циркуляции теплоносителя температуру испарителя №2 «успевают забросить» более чем на 20 К. Аналогичный эффект был получен для рабочих температур аксиальных тепловых труб минус 30°C, 0°C и +30°C.

Дополнительно следует отметить, что в лабораторном эксперименте с термосифоном на базе аксиальных тепловых труб применялись нагреватели, имеющие относительно небольшую массу (~100 г), а заброс температуры происходил лишь при незначительных интервалах времени между включениями Q_1 и Q_2 . В остальных режимах при включении, отключении, а также ступенчатом изменении тепловой мощности, поступающей к испарителю, аномальные отклонения (забросы) температур выявлены не были. Наиболее показательные результаты лабораторного эксперимента с «забросом температуры» представлены на рис. 4.

Применительно к системам терморегулирования «Луна-Глоб» и «ЭкзоМарс» максимальные тепловые импульсы на средние участки тепловых труб (в тепловой сотовпанели) возникают в местах установки передатчиков во время

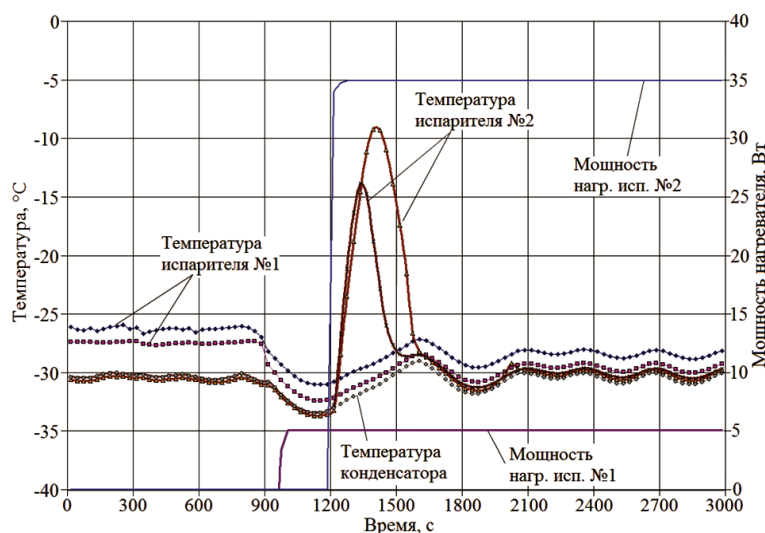


Рис. 4. «Заброс» температуры в зоне теплоподвода в центральной части термосифона

выполнения сеансов связи. Рассмотрим следующий пример: пусть для тепловой сотовпанели «Луна-Глоб» циркуляция в каждой из девяти встроенных в тепловую сотовпанель аксиальных тепловых труб инициируется благодаря тепловыделению радиоизотопного теплоэлектрогенератора, т.е. в среднем $135/9 = 15$ Вт на трубу. Предположим, что мощность радиоизотопного теплоэлектрогенератора распределяется неравномерно, а также частично теряется в конструкции КА, и поэтому подводимый к единичной аксиальной тепловой трубе тепловой поток не превышает ~5 Вт.

Если аксиальная тепловая труба под передатчиком функционирует в невесомости либо эта же аксиальная тепловая труба расположена «в горизонте», тогда ее средняя зона смочена теплоносителем и в результате решения уравнения нестационарного теплового баланса можно показать, что температура посадочного места передатчика (после его включения) будет изменяться по следующей зависимости:

$$T = Q \cdot R \cdot \left(1 - e^{-\frac{t}{C \cdot R}}\right),$$

где T – изменение температуры посадочного места (ПМ), К; Q – тепловыделение передатчика, Вт; R – термическое сопротивление между посадочным местом и паром в аксиальной тепловой трубе, К/Вт; C – теплоемкость блока (передатчика), Дж/К; t – время, с. Характеристики R (0.2 Вт/К) и C (900 Дж/К) известны, а их произведением является так называемая постоянная времени, которая составляет 180 с. Мощность

передатчика Q составляет 40 Вт. Температура пара T_s в аксиальной тепловой трубе принимается граничным условием, т.е. $T_s = \text{const}$, так как масса тепловой сотовой панели существенно превышает массу единичного блока.

Если же аксиальная тепловая труба в центральной части будет «сухой» (т.е. будет иметь место наиболее «неблагоприятное» начальное состояние термосифона при включении блока), тогда температура посадочного места блока T будет изменяться по другому закону:

$$T = \frac{Q \cdot \tau}{C}.$$

Зная, что разность температур в установившемся процессе (если ТТ работает штатно) определяется произведением $Q \cdot R$, т.е. составляет 8 К, получим, что для случая «сухой» стенки прирост температуры на 8 К будет достигнут за время $\tau = 180$ с. В случае же «смоченной» стенки за такое же время температура посадочного места (согласно представленной зависимости) поднимется только на ~ 5 К, но теоретически прирост температуры не сможет превысить 8 К. Таким образом, из представленного примера можно видеть, что и при «негативном сценарии» и при возможных промежуточных сценариях заброса температуры («выше номинального значения») в первые 180 с не произойдет.

Оценим, как долго будет «перенастраиваться» режим работы термосифона. В конечном итоге, из верхней зоны должно будет ежесекундно стекать в восемь раз больше теплоносителя, чем на момент включения передатчика. Это определяется соотношением мощностей 40 Вт (передатчик) и 5 Вт (нагреватель «лужи»), а достигается такое перестроение всего за 8 с, поскольку

$$\tau = \frac{Q_2 \cdot 1c}{Q_1} = \frac{40 \text{ Вт} \cdot 1c}{5 \text{ Вт}} = 8 \text{ с}.$$

В отрезок времени 8 с жидкий теплоноситель будет превращаться в пар и возвращаться из центральной зоны аксиальной тепловой трубы в верхнюю. При этом, строго говоря, стенка будет переходить из сухого состояния в смоченное постепенно, т.е. на протяжении всех 8 с стенка «сухой» не будет. Затем установится расход, соответствующий Q_2 , и излишки жидкого теплоносителя начнут «протекать» вниз, поскольку внизу аксиальной тепловой трубы работает генератор пара Q_1 .

Таким образом, реальный сценарий запуска должен сложиться более «мягко», поскольку все оценки были выполнены «в запас». Однако наилучшим, наиболее наглядным и убедительным доказательством «отсутствия заброса температуры в термосифоне при выполнении сеансов связи» будут служить тепловакуумные испытания (ТВИ) системы терморегулирования с применением реальных тепловых сотовых панелей и реальных циклограмм работы блоков оборудования.

Для систем терморегулирования посадочных модулей «НПО им. С.А. Лавочкина», изготовленных по схемам, приведенным на рис. 1 и 2, в рабочем порядке была предусмотрена проверка работоспособности тепловой сотовой панели в горизонтальном и вертикальном положениях (т.е. для имитации невесомости и при воздействии силы тяжести), в частности, были выполнены режимы, воспроизводящие сеансы связи.

Ниже выполнено экспериментальное сравнение температурных характеристик тепловой сотовой панели при теплонагружениях аксиальной тепловой трубы в центральной части при различных пространственных положениях в поле массовых сил с целью дать более обоснованное заключение о значимости либо пренебрежимости феномена запуска термосифона с забросом температуры, выявленного в лабораторном эксперименте.

4. Экспериментальная отработка систем терморегулирования автоматических межпланетных станций

В реальных системах терморегулирования посадочных КА «НПО им. С.А. Лавочкина» ситуации, в которых существенно отличаются мощности Q_1 (побудитель циркуляции) и Q_2 (мощный блок в центральной части аксиальной тепловой трубы), могут возникать во время проведения сеансов связи (и соответственно при его моделировании в ТВИ). Радиопередающая аппаратура зачастую имеет наиболее значительное тепловыделение, а ее включение происходит во время относительно непродолжительных сеансов связи. Данное оборудование посадочных КА «НПО им. С.А. Лавочкина» установлено на удалении от мест скопления жидкого теплоносителя в аксиальной тепловой трубе (рис. 5 и 6). При этом теплоемкость передатчика и примыкающих к месту его установки

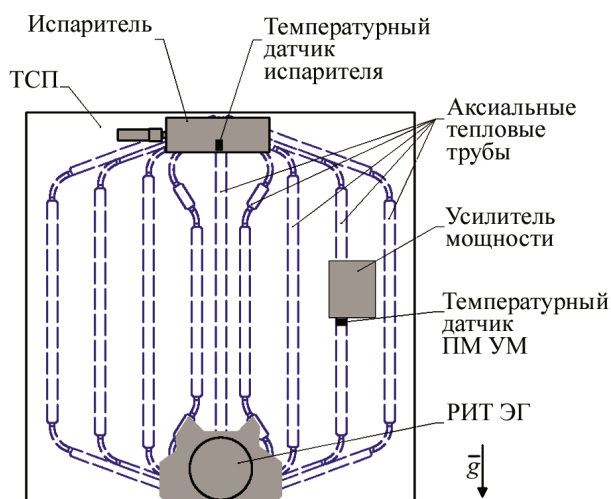


Рис. 5. Расположение усилителя мощности и температурных датчиков на тепловой сотованели КА «Луна-Глоб»

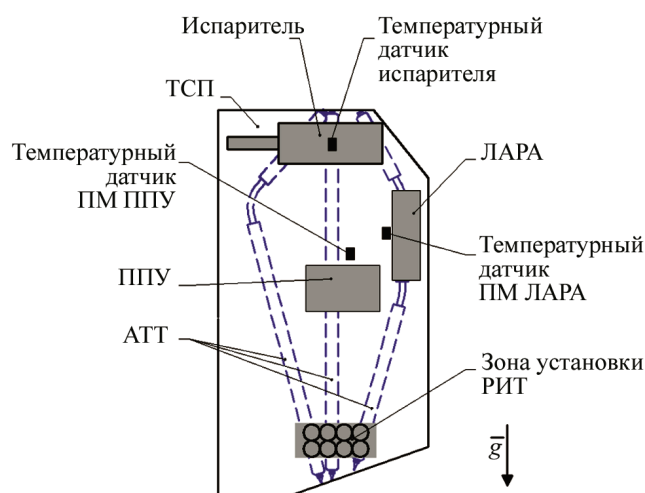


Рис. 6. Расположение приемно-передающего устройства и температурных датчиков на тепловой сотованели «Казачок»

материалов конструкции значительно выше, чем теплоемкость нагревателя, использованного в лабораторных испытаниях. Это, а также более высокая мощность, обеспечивающая постоянную циркуляцию теплоносителя, очевидно, должны препятствовать слишком быстрому росту температуры посадочного места передатчика при изменениях режимов работы термосифонов в составе вертикальной тепловой сотованели.

На стендовой базе «НПО им. С.А. Лавочкина» (на этапе доводочных испытаний системы терморегулирования) были проведены ТВИ фрагментов (фактически приборных отсеков) КА «Луна-Глоб» и КА «ЭкзоМарс». В рамках ТВИ обоих КА проводились этапы, моделирующие межпланетный перелет и функционирование после посадки. Данные этапы показательны различным положением объекта испытаний: на этапе перелета рассматриваемые в данной статье тепловые сотованели находились в горизонтальном положении, а на этапе функционирования КА после посадки – в вертикальном. В циклограммах функционирования объекта испытаний при проведении данных этапов присутствовали режимы, моделирующие сеансы связи с работой тепловых эквивалентов передающей аппаратуры. При штатном функционировании КА сеансы связи проводятся на фоне работы блоков служебной и научной аппаратуры, что также моделировалось при проведении ТВИ.

4.1. Тепловая сотованель КА «Луна-Глоб»

Применительно к тепловой сотованели приборного отсека КА «Луна-Глоб» прибором, работа которого представляет интерес и требует проверки с точки зрения анализа феномена переходных режимов работы в термосифонах, является усилитель мощности (УМ) – блок, установленный в средней части тепловой сотованели и имеющий мощность тепловыделения около 35 Вт. Включение данного прибора в процессе ТВИ осуществлялось (в соответствии с штатной циклограммой) продолжительностью один час, один раз в 12 часов. Установленный на тепловой сотованели температурный датчик, расположенный вблизи усилителя мощности и аксиальной тепловой трубы, которая обеспечивает отвод тепла от усилителя мощности, показан на рис. 5. На рис. 7 и 8 представлены результаты измерения соответствующих температур при проведении ТВИ негерметичного приборного отсека КА «Луна-Глоб».

Из полученных результатов видно, что возрастание температуры (вблизи) посадочного места передатчика (после включения данного блока) происходит монотонно, без забросов. В случае «перелета» общий температурный уровень тепловой сотованели ниже, чем для случая имитации работы тепловой сотованели на поверхности Луны, так как при перелете включена лишь небольшая часть оборудования, а внешние потоки, попадающие на радиационный теплообменник-охладитель, несущественные.

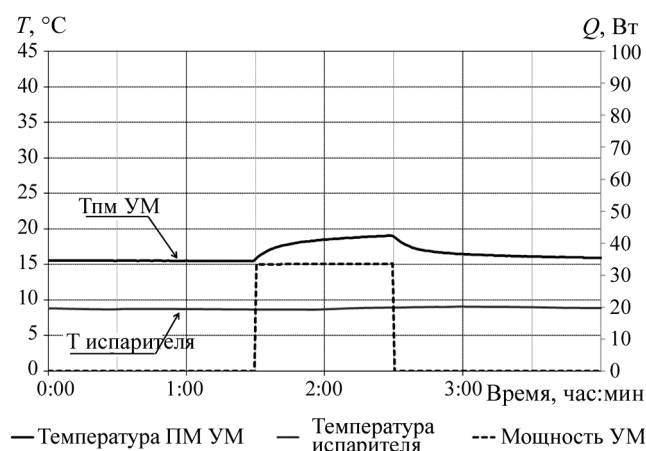


Рис. 7. Температура тепловой соотопанели КА «Луна-Глоб» при проведении сеанса связи «на перелете»

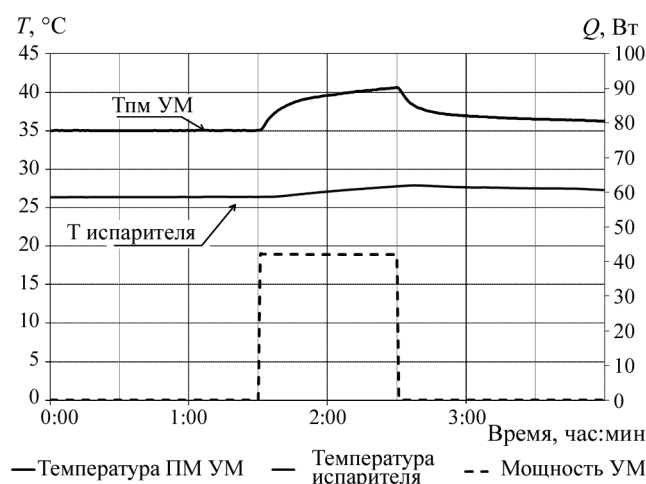


Рис. 8. Температура тепловой соотопанели КА «Луна-Глоб» при проведении сеанса связи «на поверхности Луны»

Об уровне теплонагруженности тепловой соотопанели КА «Луна-Глоб» можно судить по температурному датчику «испаритель».

При экспериментальном моделировании «горячего режима» на поверхности Луны мощность передатчика несколько выше – около 42 Вт, это видно из представленного графика. Общий температурный уровень выше на ~15 К, при этом характер изменения температуры вблизи посадочного места монотонный, без аномалий.

Если предположить наличие влияния на переходный процесс именно горизонтального и вертикального пространственного положения тепловой соотопанели, то оно в проведенном эксперименте никак не проявилось (см. для сравнения рис. 7 и 8).

4.2. Тепловая соотопанель КА «ЭкзоМарс»

В случае с экспериментальным моделированием (при ТВИ) теплового режима тепловой

соотопанели платформы «Казачок» КА «Экзо-Марс» приборами, представляющими интерес для настоящего анализа (в части влияния пространственной ориентации тепловой соотопанели на температурный режим), являются приемно-передающие устройства (ППУ), установленные «в средней части» аксиальной тепловой трубы тепловой соотопанели. На тепловой соотопанели «Казачка» расположены два ППУ. Указанные два блока постоянно работают на пониженной мощности в режиме ожидания, но во время проведения сеансов связи тепловыделение от одного из ППУ существенно возрастает (на ~25 Вт). Причем основным отличительным моментом для «марсианской» тепловой соотопанели является то, что вместе с ППУ в сеансе связи работает блок научной аппаратуры ЛАРА (установленный на этом же месте с противоположной стороны тепловой соотопанели), имеющий мощность 35 Вт и оказывающий тепловое воздействие на ту же аксиальную тепловую трубу, что и ППУ.

Как и в предыдущем эксперименте, циклограммы теплонагруженности исследуемого термосифона отличаются для режима «перелета» и для режима работы на поверхности в условиях гравитации. В тепловой соотопанели «Казачок» на перелете сначала включается ППУ, а в конце сеанса – ЛАРА. Сеанс длится 40 мин, причем последние 10 мин ППУ работает вместе с ЛАРА. Мощность теплового воздействия на аксиальную тепловую трубу в конце сеанса достигает ~65 Вт.

В режиме работы на поверхности Марса сценарий сеанса связи иной. ППУ и ЛАРА включаются одновременно, затем через 15 мин ППУ выключается, а ЛАРА продолжает работать еще 45 мин. На запуске в режиме термосифона к аксиальной тепловой трубе подводится максимальная тепловая мощность ~65 Вт.

Размещенные на тепловой соотопанели температурные датчики, расположенные вблизи ППУ, ЛАРА и аксиальной тепловой трубы, обеспечивающей теплоотвод, показаны на рис. 6. На рис. 9 и 10 представлены результаты измерения температур при проведении ТВИ приборного отсека КА «Экзо-Марс».

В результате сравнения режимов имеем следующее. При работе тепловой соотопанели в «горизонте» температура посадочного места изменяет скорость роста в момент, когда тепло-

вая нагрузка фактически удвоилась. Формы кривых ожидаемые и не характеризуют какой-либо кризис теплообмена в тепловой трубе.

Характеристики, зарегистрированные при работе тепловой сотованели в вертикальном положении, не демонстрируют изменений температуры посадочного места, типичных для сколь-либо заметного осушения зоны подвода тепла в аксиальной тепловой трубе. Нагрев посадочного места незначительный и завершается убедительной стабилизацией температуры еще до отключения прибора ЛАРА. Выполненный режим доказывает работоспособность схемного решения системы терморегулирования, а также подтверждает, что принятые для системного теплового моделирования допущения о «скоротечности» переходных режимов внутри термосифонов являются приемлемыми.

Заключение

На основе анализа результатов тепловых испытаний тепловой сотованели на переходных режимах с включением наиболее мощных блоков, расположенных выше зон скопления теплоносителя в аксиальной тепловой трубе тепловой сотованели, получено подтверждение, что интегральные характеристики системы терморегулирования (посадочных модулей «НПО им. С.А. Лавочкина»), выраженные в совокупности применяемых тепловых нагрузок, теплоемкостей, тепловых связей и мощностей изотопных генераторов тепла, не способствуют созданию условий, в которых возникают сколь-либо заметные забросы температуры в посадочных местах указанных блоков.

Существует множество внешних и внутренних факторов, оказывающих влияние на температурное состояние и переходные характеристики систем терморегулирования. Многие переходные процессы, происходящие внутри тепловых труб при моделировании таких систем на системном уровне, приходится представлять упрощенно либо игнорировать. Применительно к запуску термосифонов моделирование теплового режима тепловой сотованели, построенное на широко распространенной (стандартной) практике интерпретации аксиальной тепловой трубы в виде линейных постоянных тепловых проводимостей, является обоснованным.

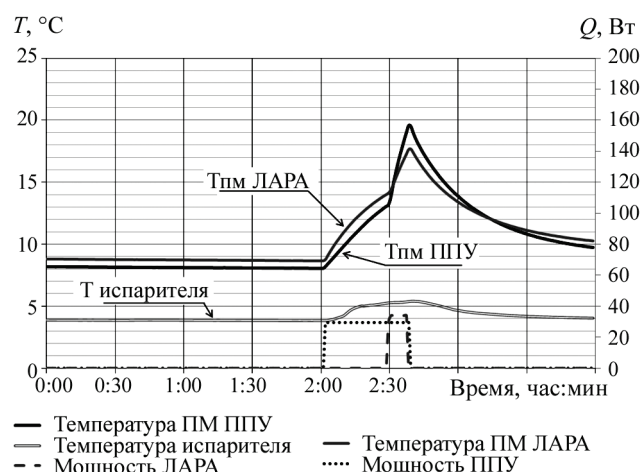


Рис. 9. Температура тепловой сотованели КА «ЭкзоМарс» при проведении сеанса связи на перелете

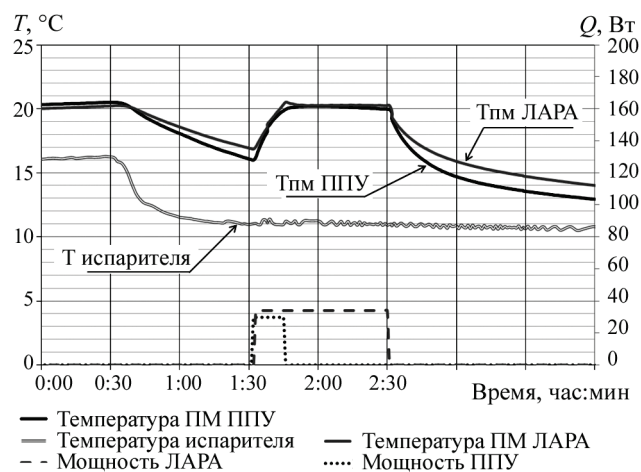


Рис. 10. Температура тепловой сотованели КА «ЭкзоМарс» при проведении сеанса связи на поверхности Марса

Применительно к системам терморегулирования КА ресурсы вычислительных средств и методические особенности выполнения проектных расчетов не позволяют бесконтрольно усложнять тепловые модели. Однако разработка ограниченной модели, воспроизводящей нестационарную работу термосифона, интегрированного в локальную систему на базе тепловых труб, могла бы быть полезной при выполнении вычислительных экспериментов на ранних стадиях различных проектов, ориентированных на штатное применение аксиальной тепловой трубы в режиме термосифона. Например, вычислительный эксперимент мог бы служить эффективным инструментом в анализе влияния изменения величины местной гравитационной постоянной на характеристики систем терморегулирования, построенных на базе аксиальных тепловых труб.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А.** Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций // Под ред. д.т.н. проф. В.В. Ефанова, д.т.н. В.С. Финченко. Химки: Изд. АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.
2. **Котляров Е.Ю.** Система терморегулирования приборного отсека посадочного модуля ЛУНА-ГЛОБ и расчетный анализ оптимальных рабочих параметров радиационного теплообменника // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6. № 4. С. 164–178.
3. **Мартынов М.Б., Тулин Д.В., Устинов С.Н., Бондаренко В.А., Рябов А.М., Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Долгополов В.П., Гончаров К.А.** Система терморегулирования приборного отсека посадочного лунного модуля, 2011135323/11. Патент РФ №2487063, В64G1/50. 25.08.2011.
4. **Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д.** Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9–19.
5. **Bodendleck F., Schlitt R., Romberg O., Goncharov K., Buz V., Hildebrand U.** Precision temperature control with a loop heat pipe. SAE # 2005-01-2938, Rome, ITALY, 2005. DOI: 10.4271/2005-01-2938
6. **Goncharov K.A., Kochetkov A.Yu., Buz V.N.** Development of Loop Heat Pipe with Pressure Regulator // 36th International Conference of Environmental Systems. Norfolk, Virginia, 2006. #2006-01-2171.
7. **Альтов В.В., Гуля В.М., Копяткевич Р.М., Мишин Г.С., Гончаров К.А., Кочетков А.Ю., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф.** Тепловое проектирование и пофрагментная наземная отработка системы обеспечения теплового режима космического аппарата негерметичного исполнения на базе сотопанелей с тепловыми трубами // Космонавтика и ракетостроение. 2010. №3 (60). С. 33–41.
8. **Gilmore D. G.** Spacecraft thermal control handbook. Volume I: Fundamental Technologies. The Aerospace Corporation, 2002. 836 p.
9. **Чеботарев В.Е., Косенко В.Е.** Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2011. 488 с.
10. **Бондаренко В.А., Куперштейн В.Б.** Обеспечение теплового режима десантного модуля космического аппарата «ЭкзоМарс-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 95–104.
11. **Rob van Brakel, Matthijs Klein, Andrew Walker.** Vertical oriented constant conductance heat pipe testing with an evaporator section located above the working liquid level // 43rd International Conference on Environmental Systems, Vail, CO, July 14–18, 2013. AIAA 2013-3523.

Features of the thermal control system structure and its functioning in non-hermetic instrument compartment of Lavochkin's Lander

A.D. Bugrova, R.I. Gurov, E.Yu. Kotlyarov, V.A. Bondarenko

*Lavochkin Association, Moscow, Khimki, 141402, Russia
e-mail: evgeny-1@list.ru*

The presented work discusses the features of the functioning of the thermal control systems of the onboard equipment of Lavochkin's landers, in particular, such as «Exomars» and «Luna-Glob». To maintain a given thermal regime of E-boxes, so-called non-hermetic instrumental compartments are created within various spacecrafts, where these blocks are placed on a heat-insulated thermal honeycomb panel, which has built-in axial heat pipes, from which, using loop heat pipes, controlled heat removal to radiation heat exchangers is carried out. Radiation heat exchanger is a radiating panel, within which the tubes of the loop heat pipes condenser are evenly «laid». The thermal control system can contain several thermal honeycomb panels, loop heat pipes and radiation heat exchangers. The life cycle of the landers provides for the regular operation of heat pipes (and other heat transfer units), both in zero gravity and in conditions of local gravity (planets), as well as in extreme cold conditions. Moreover, in conditions of gravity, axial heat pipes operate in the thermosyphon mode. Taking this into account, two characteristic features can be determined for the thermal control systems of instrument compartments of Lavochkin landers:

- firstly, the functioning of the thermal control systems provides for constant heating of the honeycomb panel with installed E-boxes, which is performed using «non-detachable» radioisotope heat sources, which are, together with E-boxes, installed on the thermal honeycomb panels;
- secondly, the scheme and principle of operation of the thermal control systems are constructed so that the all its heat transfer units fully function both under gravity (Earth, Moon, planets, or their satellites) and under zero gravity (at the stage of delivery to the research place).

The paper discusses and comments on the technical solutions used in the development of the instrument compartment the thermal control systems for Lavochkin's landers, such as «Exomars» and «Luna-Glob». The results of thermal vacuum tests are presented, which demonstrate the op-

eration of a thermal control system containing heat pipes, in the modes of minimum and maximum exposure to gravitational forces. A comparison of these modes is given. The operability and applicability of the schematic of the thermal control systems developed by Lavochkin for non-hermetic instrument compartments of automatic landing interplanetary stations were confirmed. Recommendations are given for conducting individual studies, for analyzing the influence of changes in the value of the local gravitational constant on the characteristics of the thermal control systems of the type under consideration.

Keywords: lander, thermal control system, thermal honeycomb panel, thermal vacuum tests, axially grooved heat pipes, loop heat pipes, thermosiphon mode, radioisotope heat generator.

REFERENCES

1. **Finchenko V.S., Kotlyarov E.Yu., Ivankov A.A.** *Sistemy obespecheniya teplovykh rezhimov avtomaticheskikh mezhplanetnykh stantsij*. Pod red. V.V. Efanova, V.S. Finchenko [Thermal control systems of interplanetary spacecrafts. Eds. V.V. Efanov, V.S. Finchenko]. Khimki, Lavochkin Association, 2018. 400 p. In Russ.
2. **Kotlyarov E.Yu.** Sistema termoregulirovaniya pribornogo otseka posadochnogo modulya LUNA-GLOB i raschetnyj analiz optimal'nykh rabochikh parametrov radiatsionnogo teploobmennika [Thermal control system of the instrument compartment of LUNA-GLOB lander and analysis of optimum operating parameters of radiation heat exchanger]. *Teplovye protsessy v tekhnike – Thermal processes in engineering*, 2014, vol. 6, no. 4, pp. 164–178. In Russ.
3. **Martynov M.B., Tulin D.V., Ustinov S.N., Bondarenko V.A., Ryabov A.M., Kotlyarov E.Yu., Serov G.P., Dolgopolov V.P., Goncharov K.A.** *Sistema termoregulirovaniya pribornogo otseka posadochnogo lunnogo modulya* [Landing lunar module instrument compartment thermal control system]. Patent RF, no. 2487063, 2011. 19 p.
4. **Kazmerchuk P.V., Martynov M.B., Moskatiniyev I.V., Sysoev V.K., Yudin A.D.** Kosmicheskij apparat «LUNA-25» – osnova novykh issledovaniy Luny [«LUNA-25» spacecraft – the basis of the new Lunar exploration]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2016, no. 4, pp. 9–19. In Russ.
5. **Bodendleck F., Schlitt R., Romberg O., Goncharov K., Buz V., Hildebrand U.** *Precision temperature control with a loop heat pipe*. SAE # 2005-01-2938, Rome, ITALY, 2005. DOI: 10.4271/2005-01-2938
6. **Goncharov K.A., Kochetkov A.Yu., Buz V.N.** Development of loop heat pipe with pressure regulator. *36th International Conference of Environmental Systems, Norfolk, Virginia*, 2006. #2006-01-2171.
7. **Altov V.V., Gulya V.M., Kopyatkevich R.M., Mishin G.S., Goncharov K.A., Kochetkov A.Yu., Tulin D.V., Shabarchin A.F.** Teplovoe proektirovanie i pofragmentnaya nazemnaya otrabotka sistemy obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskogo apparata negermetichnogo ispolneniya na baze sotopanelej s teplovymi trubami [Thermal designing and fragment-by-fragment ground development verification of thermal mode support system of non-pressurized spacecraft based on honeycomb panels with heat pipes]. *Kosmonavtika i raketostroenie – Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2010, no. 3, pp. 33–41. In Russ.
8. **Gilmore D.G.** *Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume I: Fundamental Technologies*. The Aerospace Corporation, 2002. 836 p.
9. **Chebotaev V.E., Kosenko V.E.** *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Basics of designing information support spacecraft]. Krasnoyarsk: SibGAU, 2011. 488 p. In Russ.
10. **Bondarenko V.A., Kupershtein V.B.** Obespechenie teplovogo rezhima desantnogo modulya kosmicheskogo apparata «EkzoMars-2018» [Thermal control of «ExoMars-2018» descent module]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2014, no. 2, pp. 95–104. In Russ.
11. **van Brakel R., Klein M.s., Walker A.** Vertical oriented constant conductance heat pipe testing with an evaporator section located above the working liquid level. *43rd International Conference on Environmental Systems, Vail, CO, July 14–18*, 2013. AIAA 2013-3523.