

УДК 629.7.018.3:536.24

В.Ю. Золотарев, Е.Ю. Котляров, В.С. Финченко, Д.В. Тулин**ГИБРИДНАЯ СИСТЕМА ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ
ПОСАДОЧНОГО ЛУННОГО МОДУЛЯ НА БАЗЕ
ЖИДКОСТНОГО КОНТУРА С МЕХАНИЧЕСКИМ НАСОСОМ**

Анализируется перспективный вариант системы обеспечения теплового режима (СОТР) на базе жидкостного контура (ЖК) с механическим насосом для термостабилизации приборного отсека посадочного модуля (ПсМ). Регулирование температуры осуществляется с помощью контурных тепловых труб, соединяющих ЖК с четырьмя панелями солнечных батарей. Последние, поочередно, выполняют функции радиаторов. С помощью простой тепловой математической модели исследуется возможность применения гибридной СОТР на базе ЖК в условиях «лунного климата», а также оцениваются ее основные характеристики.

***Ключевые слова:** посадочный лунный модуль, жидкостной контур с механическим насосом, контурная тепловая труба, гибридная система терморегулирования.*

На сегодняшний день только три страны – СССР, США и КНР осуществили мягкую посадку автоматических долгоживущих космических аппаратов (КА) на поверхность Луны. При этом технические специалисты, создававшие эти аппараты, по-разному решили задачу обеспечения теплового режима, установленного на них оборудования.

В советских самоходных лабораториях Луноход, которые по сей день держат первенство по длительности пребывания на Луне, для стабилизации температуры приборного отсека использовался азотный газовый циркуляционный контур [1]. Движение газа по контуру осуществлялось с помощью вентилятора таким образом, чтобы газ мог нагреваться от имеющегося на борту радиоизотопного источника тепла (РИТ) либо охлаждаться, циркулируя через регулируемый тепловой отсек (РТО). Регулируемая заслонка нужным образом изменяла маршрут движения газового потока. Ночью, длящейся около 14 земных дней, циркулирующий поток направлялся к РИТ, а РТО и солнечная батарея (СБ) складывались заблаговременно рабочими сторонами вместе, минимизируя теплообмен приборного отсека с окружающей средой (СБ, в ночное время, выполняла роль «крышки» для РТО). Дежурный режим работы вентилятора обеспечивался лунной ночью с помощью аккумуляторной батареи (АБ). Таким образом, РТО, СБ, а также все оборудование приборного отсека предохранялись в советских аппаратах от переохлаждения и перегрева.

В американских автоматических посадочных аппаратах Surveyor наиболее чувствительное к внешним воздействиям оборудование было размещено в двух теплоизолированных (негерметичных) приборных контейнерах (ПК), тепло из которых отводилось с помощью пассивных тепловых ключей (thermal switches) к небольшим РТО [2]. При охлаждении ПК ниже заданного температурного предела тепловые ключи размыкались и отключали РТО, что позволяло значительно снизить темп остывания оборудования в контейнерах лунной ночью. Характери-

стики аккумуляторных батарей КА Surveyor не позволяли обеспечить продолжительный обогрев ПК, а автономные источники тепла, подобные РИТ, в данных аппаратах не были предусмотрены. Это приводило к глубокому охлаждению оборудования, размещенного в контейнерах, в течение лунной ночи, в результате аппараты выходили из строя через 2–3 лунных суток.

Посадочный комплекс КНР, состоящий из стационарной платформы и небольшого самоходного аппарата (Change-3 и Yutu), был посажен на поверхность Луны спустя 30 лет после завершения лунных программ США и СССР. В распоряжении китайских специалистов имелись более современные и эффективные технические средства: агрегаты, приборы, материалы и технологии. Сообщается [3], что в китайском посадочном модуле применяется РИТЭГ, а самоходный аппарат снабжен несколькими РИТ, кроме того, СОТР содержит двухфазные теплопередающие устройства, возможно, контурные тепловые трубы (КнТТ) и/или тепловые трубы (ТТ).

В настоящее время аппараты КНР продолжают функционировать на Луне и, по-видимому, могут создать наиболее длительный прецедент работы на ее поверхности. В целом, разрозненные и скупые описания китайской миссии рисуют концепцию, схожую с находящимися в стадии проектирования российскими автоматическими посадочными модулями (ПсМ) «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб» [4].

Литературные источники, в которых описывалось бы применение ЖК в составе автоматического посадочного лунного модуля, авторам неизвестны, однако, применительно к КА на орбите ИСЗ, идея похожей гибридной СОТР на базе КнТТ и ЖК была описана в [5]. Рассмотрим предлагаемую здесь СОТР применительно к ПсМ «Луна-Глоб», подразумевая, что приборный отсек данного модуля можно доработать для инсталляции ЖК в некоторой перспективе.

На рис. 1 показана платформа (8) с установленными приборами и оборудованием (7). В составе оборудования, в частности, предусмотрен РИТЭГ (6), обеспечивающий постоянный подогрев платформы и дежурное электропитание. С помощью насоса (1) обеспечивается циркуляция жидкого теплоносителя через трубопроводы, проходящие внутри платформы и через другие элементы СОТР, что способствует «выравниванию» температуры между ними. (Трубопроводы ЖК показаны на рис. 1 темной толстой линией.) Для минимизации воздействия окружающей среды платформа, трубопроводы ЖК и четыре теплообменника (4) ЖК закрыты теплоизоляцией (9). Сброс излишков тепла от системы в окружающее

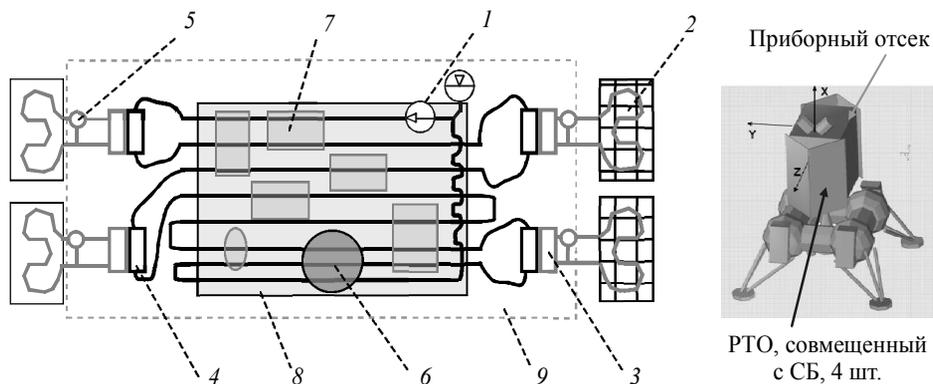


Рис. 1. Схема гибридной СОТР на базе жидкостного контура и контурных тепловых труб

пространство осуществляется с помощью четырех РТО (2), в каждом из которых встроены конденсатор КнТТ. Испарители (3) КнТТ контактируют с теплообменниками ЖК, что позволяет отбирать тепло от жидкого теплоносителя и передавать его к РТО. (Элементы КнТТ схематично изображены серой толстой линией.)

Таким образом, представленная СОТР располагает четырьмя параллельными теплопроводящими трактами, каждый из которых содержит последовательно соединенные: теплообменник ЖК, регулируемую КнТТ и РТО.

Функции РТО в данной системе выполняют адаптированные для этой цели панели СБ. Решение о конструктивном совмещении СБ и РТО посредством инсталляции в панели СБ конденсаторов КнТТ было предложено в [4] и предусматривает поочередное использование панелей в качестве РТО, либо в качестве СБ, а также работу КнТТ в режиме термодиодов. Взаимная ориентация панелей СБ в ПсМ выполнена таким образом, что в любой момент 2–3 из них будут иметь температуры ниже температуры платформы и, следовательно, могут выполнять функции РТО.

Для того чтобы не переохладить платформу ниже заданной температуры КнТТ снабжены пассивными регуляторами температуры (5), способными «перепускать» двухфазный теплоноситель через байпас. Благодаря таким регуляторам [6], при снижении температуры испарителя до установленного предела регулирования (определенного по аналогии с КА «Луна-Глоб» значением 6 ± 3 °С) КнТТ перестает передавать тепловой поток от платформы к РТО. При повышении температуры испарителя выше указанного предела КнТТ вновь начинает отводить тепло к РТО.

На схеме рис. 1 все четыре теплообменника и прочие элементы ЖК соединены (по теплоносителю) строго последовательно. Такое решение повышает надежность системы, поскольку позволяет исключить «самозапирание» отдельных параллельных секций ЖК или предотвратить недопустимое снижение расхода в них. Возникновение подобных нежелательных эффектов наиболее вероятно в случаях, когда параллельные секции ЖК несимметрично теплонагружены или существует несимметричный сток тепла.

Дополнительную иллюстрацию теплового соединения теплообменников ЖК с КнТТ дает рис. 2. Здесь показано, что контактные основания испарителей устанавливаются на металлические теплопроводные пластины, имеющие мелкие канавки (канавки) для жидкого теплоносителя. Проводимость такого соединения в составе предлагаемой СОТР оценивается значением 15 Вт/К, которое далее будет использовано в тепловой модели.

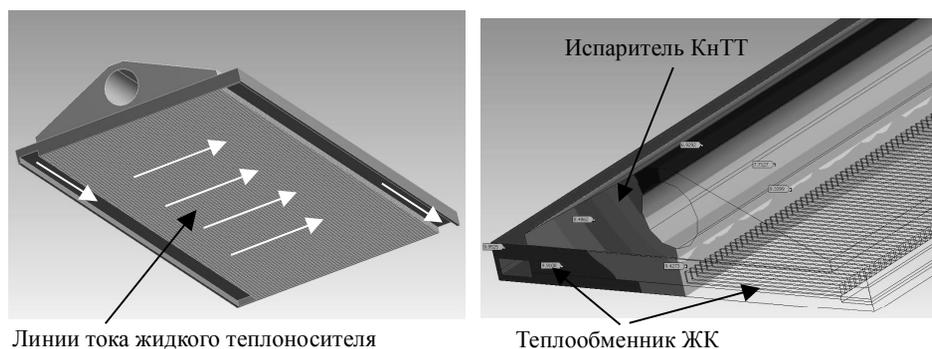


Рис. 2. Пример соединения теплообменника ЖК с испарителем КнТТ

Максимальная тепловая проводимость между паром в испарителе и излучающей поверхностью РТО, по аналогии с штатными РТО «Луна-Глоб» (в режиме, когда КнТТ работает как обычная, нерегулируемая), принята равной 45 Вт/К. Данное значение учитывает то, что покрытие рабочей поверхности РТО элементами фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) снижает его эффективность. Применительно к актуальным геометрическим размерам КА «Луна-Глоб» замена штатных РТО на совмещенные РТО – СБ приводит к росту площади излучающей поверхности с 1,3 до 3,6 м², что в значительной мере компенсирует указанную потерю эффективности.

Платформа, несущая приборы и оборудование как элемент ЖК, также представляет собой контактный теплообменник, который образован набором последовательно соединенных профилированных алюминиевых труб, закрытых с двух сторон плоскими алюминиевыми листами-обечайками. Имеющиеся внутри платформы пустоты, так же как и в ТСП на базе ТТ, при необходимости могут быть заполнены сотовым наполнителем. Устанавливаемое оборудование можно крепить к платформе с двух сторон подобно тому, как это делается на штатной ТСП «Луна-Глоб» [4]. Суммарная проводимость, выражающая качество теплового соединения между обечайками, на которые устанавливается оборудование, и теплоносителем, циркулирующим внутри встроенных в платформу алюминиевых профилей, определена, для дальнейшего анализа, величиной 80 Вт/К.

Важным решением, применяемым в СОТР на рис. 1, является то, что насос в ЖК работает постоянно, а циркуляция теплоносителя происходит без какой-либо корректировки расхода. *Стабилизацию нижней температурной границы такого (нерегулируемого) ЖК обеспечивают регулируемые КнТТ, которые необходимым образом увеличивают термическое сопротивление между ЖК и РТО.* КнТТ, планируемые к использованию, заправлены пропиленом, поэтому их конденсаторы, интегрированные в РТО, можно охлаждать до очень низких температур (минус 190 °С), а это крайне важно в условиях «лунного климата».

Все элементы СОТР находятся в неизменном тепловом контакте с постоянно циркулирующей однофазной жидкостью. Поскольку эта жидкость непрерывно подогревается от РИТЭГ, а регуляторы КнТТ не дают охлаждаться испарителям ниже 3 °С, диапазон рабочих температур теплоносителя ЖК может лежать, ориентировочно, внутри интервала 0–50 °С (температуру «сверху» ограничивает допустимый диапазон температур установленного на платформе оборудования). Сказанное означает, что в качестве теплоносителя ЖК можно применять многие жидкости, в том числе и теплоноситель вода – этиленгликоль, эффективно используемый в большинстве бытовых и промышленных систем охлаждения¹.

В результате применения ЖК, а также за счет совмещения РТО и СБ, предлагаемая СОТР обретает ряд преимуществ.

Во-первых, верхнюю часть КА можно освободить для установки научных и служебных приборов, а также расширить обзор для уже установленных приборов и оборудования. Во-вторых, СОТР ПсМ становится нечувствительной к наклонам КА относительно вектора земной и лунной гравитации (в отличие от СОТР на базе ТТ). В-третьих, единичные приборы можно охлаждать вне общей панели, снабдив их теплообменниками («cold plates»), подобными показанному на рис. 2. Без изменения схемы СОТР можно увеличить и количество панелей, несущих оборуду-

¹ При полном (тепловом) отключении платформы от РТО минимальная температура платформы должна поддерживаться за счет тепловыделения РИТЭГ, компенсирующего потери тепла через теплоизоляцию.

дование, то есть общим количеством теплообменников можно варьировать и, при необходимости, можно отказаться от идеи «единой платформы». В-четвертых, хладопроизводительность системы можно наращивать, поскольку ЖК позволяет устанавливать дополнительные РТО, в том числе и на удалении от платформы.

Традиционным недостатком СОТР на базе ЖК принято считать необходимость длительного непрерывного применения механического насоса с электроприводом. Ресурс работы таких устройств ныне исчисляется годами, однако, на практике, насосы принято дублировать. Принимая во внимание лунную аппликацию технологии ЖК, важно учесть в числе недостатков и то, что ночная (двухнедельная в земной шкале) работа насоса потребует расхода (ночной) электроэнергии при ее очевидном дефиците. Если принять, что для поддержки ночного режима может быть использован РИТЭГ, а также некоторая часть емкости аккумуляторной батареи – дежурное энергопотребление насоса можно без риска довести до 6–7 Вт (при этом логично переводить насос в режим ограниченного электропотребления).

Рассмотрим разработанную в рамках настоящей работы упрощенную тепловую математическую модель, с помощью которой ниже будет анализироваться применение ЖК на поверхности Луны. Модель построена с помощью PC-ESATAN [7] и представлена следующими узлами:

- 10 – насос, обеспечивающий циркуляцию жидкости;
- 20, 40, 60, 80 – платформа несущая оборудование и приборы;
- 30, 50, 70, 90 – узлы, имитирующие 4 «сборки» испарителей КнТТ с теплообменниками ЖК (см. рис. 2);
- 11, 21, 31, 41, 51, 61, 71, 81, 91 – замкнутый жидкостной контур, осуществляющий циркуляцию через узлы с 10 по 90;
- 190, 170, 150, 130 – радиаторы (совмещенные с панелями СБ);
- 998 – граничный узел «Космос»;
- 999 – граничный узел «Поверхность Луны».

Применяемую расчетную схему демонстрирует рис. 3. Представленная схема была сгенерирована утилитой TERMNV пакета PC-ESATAN автоматически. Линейные, нелинейные, а также адвективные связи между узлами показаны разными цветами. Адвективными связями соединены узлы ЖК 11-21-31-41-51-61-71-81-91-11, образуя замкнутый контур, а нелинейные связи между узлами 190, 170, 150, 130 и граничными узлами 998, 999 моделируют работу РТО-СБ, излучающих

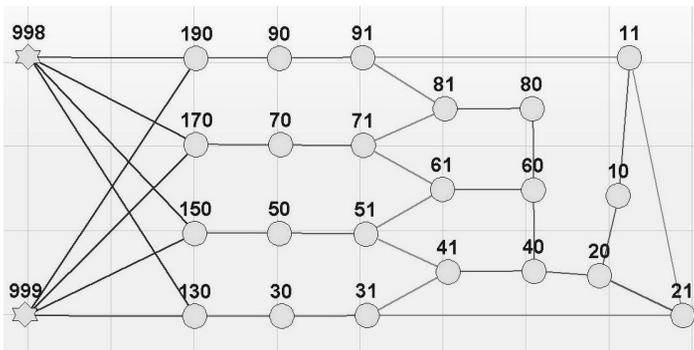


Рис. 3. Расчетная схема тепловой модели СОТР на базе ЖК (TERMNV/ESATAN)

в космос и на поверхность Луны. Для сохранения наглядности схемы в ней не показаны узлы, имитирующие экранно-вакуумную изоляцию (ЭВТИ), которой закрыта платформа с приборами, однако, при выполнении расчетов наличие ЭВТИ учитывалось.

Для анализа работы ЖК в составе ПсМ дополнительно к параметрам, которые были определены выше, применялись следующие допущения и условия:

- установленный в системе насос имеет тепловыделение порядка 10 Вт и обеспечивает постоянный объемный расход теплоносителя 0,7 л/мин (по аналогии с характеристиками насосного блока в проектах MPF, MER и MSL [8]);

- теплоносителем в ЖК является вода с содержанием этиленгликоля 20 % (принимается, что внутренние поверхности ЖК защищены от коррозии);

- поскольку все элементы ЖК работают в относительно узком температурном диапазоне и соединены последовательно, массовый расход в контуре задан директивно постоянным значением (т.е. учет гидравлических характеристик циркуляционного контура в тепловой модели не обеспечивается);

- РТО ПсМ расположены вертикально и излучают к граничным узлам № 998 и № 999 в равных долях, выраженных с помощью угловых коэффициентов (в соответствии с компоновкой СБ на КА «Луна-Глоб»);

- солнечные потоки, падающие на панели СБ, имеют циклический характер и также соответствуют штатной ориентации КА Луна-Глоб в точке посадки (потоки на РТО рассчитаны заранее и применяются в разработанной модели в виде циклограмм);

- точка посадки КА лежит в полярной зоне Луны с географической широтой 80° («Луна-Глоб»/«Луна-Ресурс»).

Многообразие рабочих циклограмм оборудования, а также некоторая неопределенность в части их наложения друг на друга делают формальное представление работы ПсМ на поверхности Луны затруднительным. Выбор наиболее теплонапряженных режимов в таких задачах зачастую неочевиден. В связи с этим, для проведения анализа были сформированы два упрощенных универсальных расчетных сценария (традиционно, «холодный» и «горячий»). Оба сценария охватывают лунные сутки целиком.

Учитывая то, что на Луне нет атмосферы, а сезонные явления, присущие Земле, здесь практически отсутствуют, характер изменения и значения температуры поверхности планеты и падающих внешних потоков в месте посадки для обоих сценариев приняты одинаковыми.

Циклограмму изменения температуры поверхности Луны в точке посадки иллюстрирует рис. 4. Отличие двух сценариев выражено лишь величинами тепловыделения оборудования, установленного на платформе, которые также отражены в виде циклограмм на рис. 4. В «холодном режиме» дежурное тепловыделение от оборудования к платформе выражено постоянными значениями 150 Вт в течение дня и 0 Вт в течение ночи. В «горячем режиме», трижды за лунный день, дополнительно к дежурному тепловыделению включается оборудование, дающее плавное увеличение мощности на 150 Вт, т.е. доводит теплонагружение платформы до 300 Вт. Продолжительность единичного теплонагружения величиной 300 Вт составляет 42 часа (см. рис. 4). На ночь в горячем режиме все оборудование также выключается, но заметно позднее, чем в холодном режиме, с задержкой на 100 ч.

Независимо от циклограмм, показанных на рис. 4, на платформе непрерывно (круглосуточно) работает РИТЭГ. Его тепловая мощность равна 145 Вт в горячем режиме и 120 Вт в холодном. Тепловая мощность, определяемая циклограммами

по рис. 4, распределена равномерно между узлами № 20, 40 и 60, мощность РИ-ТЭГ приложена к узлу № 80.

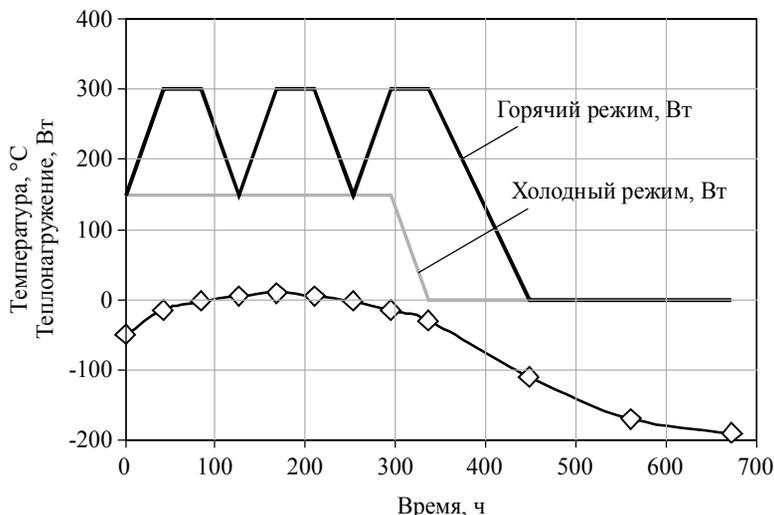


Рис. 4. Циклограммы тепловыделения на платформе и температуры поверхности грунта

Результаты расчета температур в узлах модели для установившихся лунных суток представлены на рис. 5 и 6. Толстые линии здесь отражают поведение РТО; тонкие сплошные серые линии – температуру теплообменников, прерывистые линии – температуры платформы.

Здесь мы видим как РТО по очереди «проходят засветку», а затем, ночью, их температуры выстраиваются в той последовательности, в которой испарители соответствующих КнТТ подключены к жидкостному контуру (по ходу теплоносителя). В дежурном режиме группа температур Т10 – Т90, представляющая приборный отсек, круглосуточно находится в «комфортном» температурном интервале, 0–20 °С («холодный случай», рис. 6). Результаты для «горячего случая» можно считать также приемлемыми (рис. 5), однако, в лунный полдень наблюдается опасный нагрев платформы до 45 °С. (Данный уровень температуры неприемлем, например, для АБ.) Это значит, что интенсивное применение оборудования в середине лунного дня нецелесообразно.

Очевидно, что на протяжении лунного дня работу оборудования и приборов, а также выполнение различных экспериментов следует планировать с учетом реальной хладопроизводительности СОТР, которая, в свою очередь, зависит от времени суток и позиции КА на поверхности Луны. При этом возможность проведения работ лучше анализировать непосредственно перед их началом с учетом реального положения КА и особенностей местного рельефа в точке посадки. Если какой-либо эксперимент затруднительно выполнить в лунный полдень, его, в принципе, можно выполнить утром или вечером, поскольку в земном масштабе это составляет несколько дней.

По характеру изменения кривых, в целом, можно оценить работу СОТР как удовлетворительную и допустимую к применению.

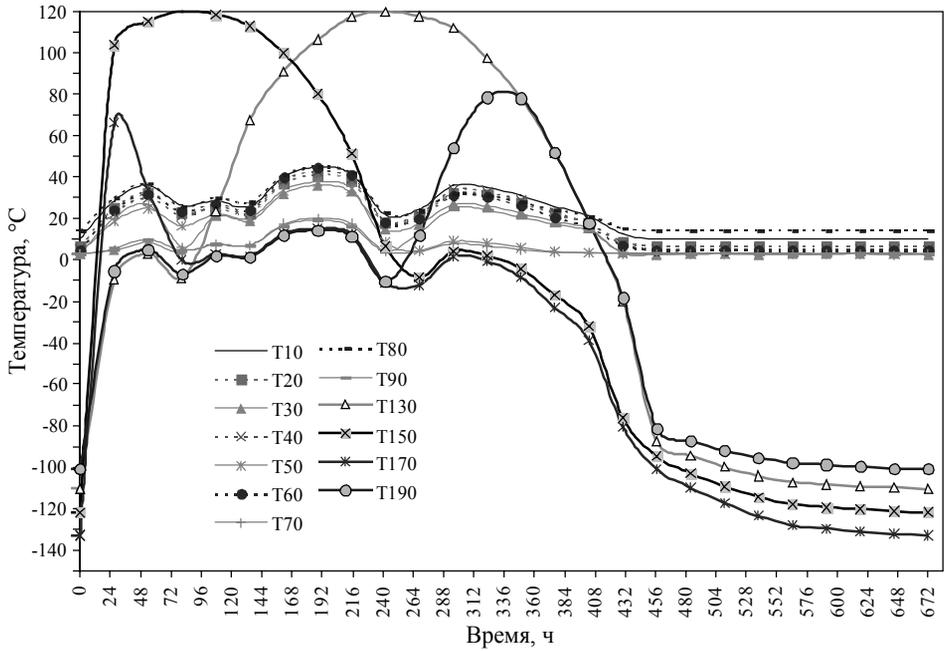


Рис. 5. Расчетные температуры в узлах тепловой модели для установившихся лунных суток («горячий» режим)

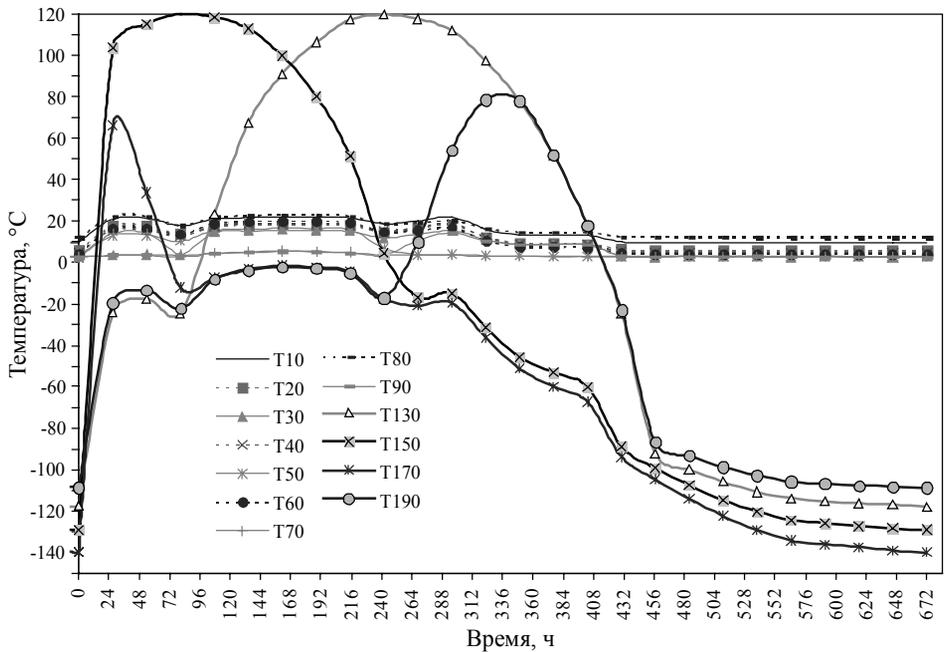


Рис. 6. Расчетные температуры в узлах тепловой модели для установившихся лунных суток («холодный» режим)

В заключение, в описательной форме, рассмотрим альтернативный вариант регулируемого теплопроводящего тракта от ЖК к РТО без применения КнТТ. В этом случае переменное тепловое сопротивление между теплообменниками ЖК и РТО могут обеспечить пассивные тепловые ключи, описанные в [9] и реализующие идею переменного теплового контакта с помощью плавящегося вещества (см. рис. 7). При разогреве теплообменника ЖК выше заданной температуры (например, выше 8°C) парафин в закрытых полостях «ключей» плавится, контактные поверхности смыкаются и РТО начинает принимать тепловой поток от ЖК и передавать его к РТО. При охлаждении теплообменников – парафин затвердевает и, с помощью пружинящих элементов, тепловой ключ размыкает тепловой контакт. В результате, ЖК отключается от РТО.

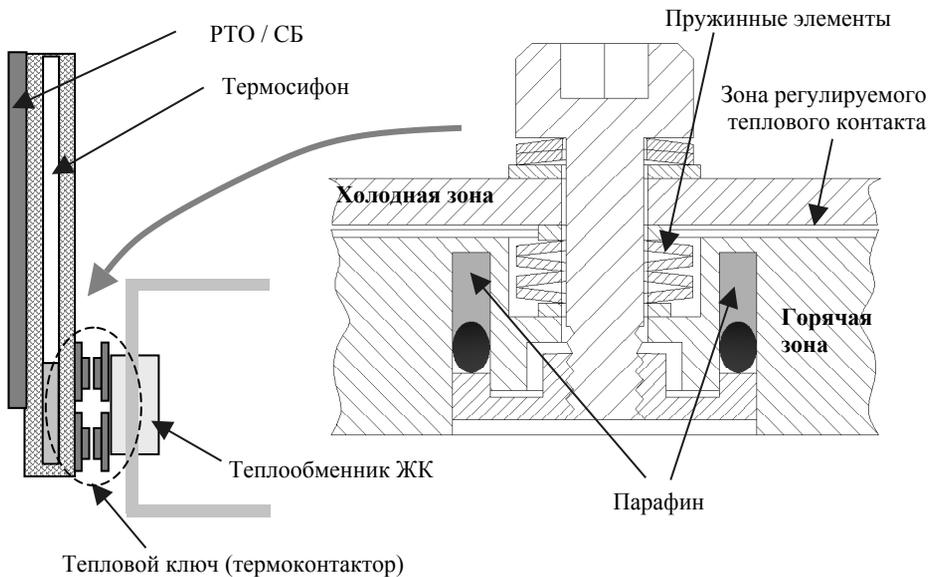


Рис. 7. Альтернативный вариант соединения теплообменников ЖК с РТО на базе тепловых ключей

РТО здесь также должны быть выполнены на базе пропиленовых тепловых труб, которые следует располагать внутри вертикальных панелей вертикально. Для того чтобы обеспечить работу РТО в условиях гравитации, теплообменники ЖК должны контактировать с ТТ в нижней зоне, и жидкостной контур позволяет это условие выполнить. Применение ТТ в качестве термосифонов обеспечивает диодность соединения ЖК и РТ в условиях гравитации, что предотвратит обратный тепловой поток от РТО к ЖК в случае засветки РТО.

На этапе доставки КА к Луне ТТ будут работать в невесомости и, в этом случае, идея реализации теплового диода на базе термосифона неприменима. Здесь, очевидно, следует организовать диодный режим другими средствами, например таким образом подобрать заправку теплоносителя (и внутренний объем ТТ по зонам), чтобы зона конденсации при обратном потоке блокировалась жидкостью.

Материалы представленной работы будут полезны для специалистов, занимающихся проектированием посадочных модулей, в частности модулей, применяемых на Луне.

ЛИТЕРАТУРА

1. Еленов А.И., Рыбин А.М., Яковлев А.С. Тепловой режим и система терморегулирования. Передвижная лаборатория на Луне «Луноход-1» / под ред. Академика А.П. Виноградова. М.: Наука, 1971. С. 30–33.
2. Technical Report 32-1262/ Surveyour VI Mission Report. Part I. Mission Description and Performance, 1968.
3. <http://www.cnsa.gov.cn/n360696/n361228/n361378/607787.html>
4. Котляров Е.Ю. Система терморегулирования приборного отсека посадочного модуля ЛУНА-ГЛОБ и расчетный анализ оптимальных рабочих параметров радиационного теплооменика // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6. № 4. С. 164–178.
5. 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, Spain, 11–15 July 2010, AIAA #6121.
6. Bodendieck F., Schlitt R., Romberg O., Goncharov K., Buz V., Hildebrand U. Precision Temperature Control With a Loop Heat Pipe, 05-ICES-145, ICES, Rom, 2005.
7. ESATAN 9.2 User Manual // UM-ESATAN-004 ALSTOM Power Technology Centre Whetstone, Leicester, UK, February 2005.
8. Bhandari P., Birur G., et al. Mars science laboratory thermal control architecture // SAE 2005-01-2828, 35th International Conference on Environmental Systems, Rome, Italy, July 2005.
9. *Spacecraft thermal control handbook* / ed. by David G. Gilmore. 2nd ed. Copyright © 2002 by The Aerospace Corporation. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1801 Alexander Bell Drive Reston, Virginia 20191-4344.

Статья поступила 22.05.2014 г.

Zolotarev V.Yu., Kotlyarov E.Yu., Finchenko V.S., Tulin D.V. MULTIPURPOSE HYBRID THERMAL CONTROL SYSTEM OF LUNAR LANDER BASED ON A PUMPED FLUID LOOP

This paper describes the unmanned lunar lander having a thermal control system (TCS) based on the pumped fluid loop (PFL). In the proposed TCS, by circulation of the cooling liquid, the heat generated by the equipment and instruments mounted on a thermally insulated platform is removed. The heat transfer from the coolant fluid to the radiative heat exchangers (RHX) will be organized via loop heat pipes (LHPs). For this purpose, four heat exchangers having an effective thermal link between LHP's evaporators and fluid loop is used. The condensers of four LHP's are integrated in four solar array panels. The solar array panels are oriented oppositely and serve alternately as radiators. The temperature control is carried out using LHPs because their thermal resistance varies in a predetermined manner via existing passive regulators. With use of a simplified thermal mathematical model, the ability of the proposed hybrid TCS based on PFL and LHPs, as well as its basic characteristics in a lunar surface environment conditions are estimated.

Keywords: lunar lander, pumped fluid loop, loop heat pipe, hybrid thermal control system.

ZOLOTAREV Victor Yurievitch (M.Sc., Lavochkin Association, Khimki, Russian Federation).

KOTLYAROV Evgeny Yurievitch (M.Sc., Lavochkin Association, Khimki, Russian Federation)
E-mail: key@laspace.ru

FINCHENKO Valeriy Semionovich (Doctor of technical Sciences, Lavochkin Association, Khimki, Russian Federation)
E-mail: feofin.val@yandex.ru

TULIN Dmitry Vladimirovich (Lavochkin Association, Khimki, Russian Federation)
E-mail: tulin@laspace.ru

REFERENCES

1. Elenov A.I., Rybin A.M., Yakovlev A.S. *Teplovoj rezhim i sistema termoregulirovaniya. Peredvizhnaya laboratoriya na Lune "Lunokhod-1"*. Moscow, Nauka Publ., 1971, pp. 30–33. (in Russian)
2. Technical Report 32-1262 / Surveyour VI Mission Report. Part I. Mission Description and Performance, 1968.
3. <http://www.cnsa.gov.cn/n360696/n361228/n361378/607787.html>
4. Kotlyarov E.Yu. Sistema termoregulirovaniya pribornogo отсека posadochnogo modulya LUNA-GLOB i raschetnyy analiz optimal'nykh rabochikh parametrov radiatsionnogo teploomennika. *Teplovy protsessy v tekhnike*, 2014, vol. 6, no. 4, pp. 164–178. (in Russian)
5. 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, Spain, 11–15 July 2010, AIAA #6121.
6. Bodendieck F., Schlitt R., Romberg O., Goncharov K., Buz V., Hildebrand U. *Precision Temperature Control With a Loop Heat Pipe*, 05-ICES-145, ICES, Rom, 2005.
7. ESATAN 9.2 User Manual. UM-ESATAN-004 ALSTOM Power Technology Centre Whetstone, Leicester, UK, February 2005.
8. Bhandari P., Birur G., et al. Mars science laboratory thermal control architecture. *35th International Conference on Environmental Systems*. Rome, Italy, July 2005.
9. David G. Gilmore, ed. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002.