

**В.Ю. Золотарев, Е.Ю. Котляров, Г.П. Серов, Д.В. Тулин, С.Н. Устинов**

### **СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ЖАЛЮЗИ И РАДИАТОРОВ НА БАЗЕ РЕГУЛИРУЕМЫХ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ**

Представлено сравнение двух вариантов исполнения пассивной системы терморегулирования (ПСТР) для базового модуля космического аппарата (КА) НПО им. С.А.Лавочкина (НПОЛ) (типа «Навигатор»). В обоих случаях с помощью PSTР обеспечивается тепловой режим негерметичного приборного отсека КА, образованного из восьми тепловых сотов панелей (ТСП). Указанные ТСП монтируются на рамной конструкции, образуя боковые стенки призмы, на которых монтируется различное (термостатируемое) оборудование. Внутри восьмигранной призмы размещаются топливные баки и двигательная установка. Нижнее основание призмы открыто для функционирования двигателей, на месте верхнего основания размещается целевая аппаратура. В сравниваемых вариантах по-разному организован регулируемый сток тепла, выделяемого в приборном отсеке на ТСП. В случае применения терморегулирующих жалюзи – последние устанавливаются непосредственно на внешние излучающие стороны ТСП. Во втором случае радиаторы также крепятся с внешних сторон, параллельно ТСП, но подключаются к ним с помощью контурных тепловых труб (КнТТ) переменной проводимости. Для регулирования и в одном и в другом случае затрат электроэнергии не требуется. Дается качественное сравнение характеристик двух вариантов PSTР, предлагаемых для охлаждения одного и того же базового модуля, классифицируются их преимущества и недостатки. С помощью разработанной в программной среде NX-Siemens математической модели осуществляется количественное сравнение тепловых характеристик альтернативных PSTР (на базе жалюзи и на базе КнТТ). Рассмотренные варианты PSTР могут представлять определенный интерес для перспективных проектов НПОЛ, в частности проектов «Лаплас», «Луна-Ресурс (ОА)», «Интер-Гелиозонд», «Фобос-Грунт-2», «Венера-Д» и др.

**Ключевые слова:** *пассивная система терморегулирования, базовый модуль космического аппарата, радиаторы на базе контурных тепловых труб, терморегулирующие жалюзи, тепловая сотов панель, тепловые трубы, тепловой режим, тепловая математическая модель.*

Компоновка космических аппаратов, предусматривающая исполнение корпуса в виде призматической рамной конструкции, несущей топливные баки и двигательную установку (ДУ), имеет продолжительную историю и (в той или иной модификации) применяется разработчиками КА по сей день. В качестве примеров наиболее известных подобных решений, следует назвать западные КА Pioneer, Маринер, Вояджер, Galileo, Кассини [1–3] и др., а также отечественные – Фобос-Грунт и серию аппаратов (Спектр/Электро) на базе универсальной платформы Навигатор [4].

Призматический корпус более эффективно вписывается в пространство под обтекателем РН и одновременно способен предоставить больше места для размещения оборудования в составе КА. В части обеспечения теплового режима пере-

численные западные компоновки объединяет использование терморегулирующих жалюзи, отечественные компоновки – их отсутствие.

Известно, что регулируемый сток тепла позволяет повысить качество теплового режима и «разгрузить» систему электроснабжения КА. Как показывает практика, если применить для этого пассивный принцип регулирования, можно существенно повысить надежность и долговечность СТР и КА в целом. В этом смысле, терморегулирующие жалюзи зарекомендовали себя с положительной стороны и стабильно, с успехом используются в долгоживущих проектах ведущих космических агентств – NASA, ESA, JAXA.

Более новым, и по ряду параметров более эффективным, средством для организации регулируемого стока тепла являются радиационные теплообменники (РТО) на базе регулируемых КнТТ. На сегодняшний день подтверждено, что рабочий ресурс КнТТ также исчисляется годами, что подтверждается регулярным применением данных устройств со 2-й половины 1990-х годов в СТР КА различных производителей [5, 6].

Некоторые специфические особенности, связанные с обеспечением запуска и повторного запуска циркуляции теплоносителя в КнТТ, традиционно считаются факторами, сужающими границы применимости этих устройств. Однако в рассматриваемом случае РТО на базе КнТТ предлагаются как альтернатива жалюзи, т.е. размещаются непосредственно у ТСП и в пределах (наружной поверхности) ТСП, а это позволяет организовать стабильные условия для запуска КнТТ.

### Особенности схемного решения перспективной ПСТР базового модуля

3D-схему анализируемой ПСТР иллюстрирует рис. 1. Здесь можно видеть, что в каждую из 8 ТСП (размерами 660×420) встроено по 5 вертикальных тепловых труб (для отвода тепла от приборов, которые на рисунке не показаны).

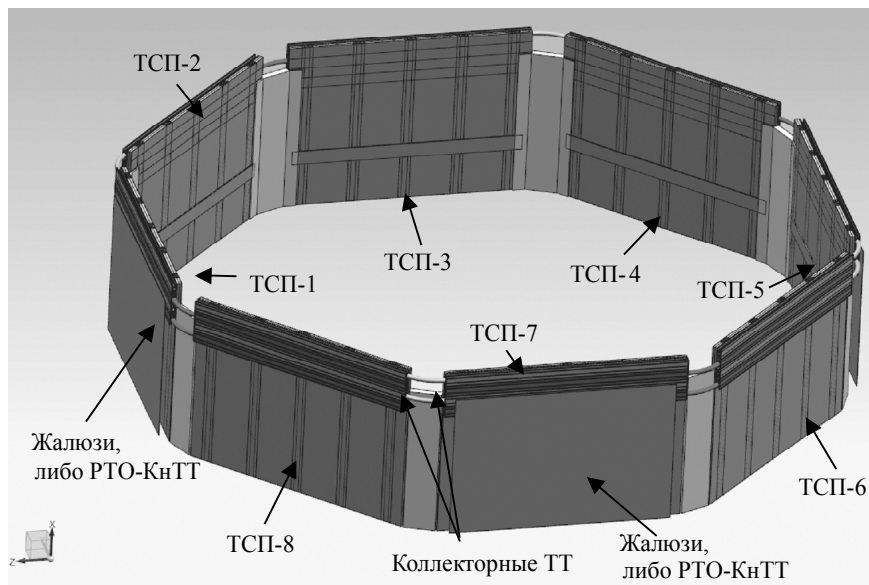


Рис.1. ПСТР базового модуля на базе 8 ТСП с 4 внешними гранями для регулируемого стока тепла

Каждые 2 соседние ТСП, попарно, у верхней кромки, соединены с помощью коллекторных теплопроводов так, что в пределах одной ТСП формируется 40 крестообразных контактных соединений тепловых труб (4×5 шт.). Таким образом, с помощью канальных (аксиальных) тепловых труб осуществляется тепловая связь между всеми ТСП, а это, в свою очередь, позволяет перераспределять как выделяемое оборудованием тепло, так и холодопроизводительность выделенных для сброса тепла поверхностей.

Для того чтобы снаружи «восьмигранника» имелись в наличии поверхности, на которые можно было устанавливать оборудование – только с помощью четырех ТСП (1-3-5-7), снаружи, зарезервировано/предусмотрено пространство для организации регулируемого стока тепла с помощью жалюзи либо радиационного теплообменника на базе КнТТ (РТО-КнТТ).

В случае оснащения рассматриваемой ПСТР терморегулирующими жалюзи, выбранными для сброса тепла ТСП, на наружную поверхность наносится покрытие с высоким  $\epsilon$ , а сверху устанавливается жалюзийная решетка. В случае применения РТО на базе КнТТ излучающий «лист» РТО устанавливается параллельно ТСП, а испаритель КнТТ монтируется на коллекторные теплопроводы сверху. Все прочие поверхности ТСП вместе с оборудованием закрываются ЭВТИ.

Коллекторные теплопроводы для варианта ПСТР с жалюзи лучше размещать внутри восьмигранника, чтобы не мешать установке жалюзи и увеличить излучающую поверхность. Для варианта с КнТТ коллекторы лучше разместить со стороны РТО, чтобы сократить расстояние от испарителя КнТТ до РТО и, одновременно, увеличить площадь ТСП, предназначенную для установки приборов.

Взаимное расположение тепловых труб и коллекторных тепловых труб в пространстве организовано таким образом, чтобы система могла функционировать в поле массовых сил при наземной отработке КА. Однако в «жалюзийном» варианте распределение холодопроизводительности будет не в полной мере соответствовать штатной, поскольку тепло от коллектора к ТСП в поле массовых сил не передается.

Изображение, показанное на рис. 1, является также геометрической моделью для выполнения тепловых расчетов в NX-Simens [7].

### Характеристики жалюзи

Для количественной оценки характеристик ПСТР базового модуля, укомплектованного жалюзи, использованы параметры жалюзийных решеток американского производителя Orbital Science (современное название Orbital ATK), оснащавшего данными устройствами КА Viking, Voyager, GOES, TRMM и многие другие.

Теплопередающие характеристики жалюзи Orbital Science иллюстрирует рис. 2 [8]. Здесь можно видеть, что эффективная излучательная способность панели, покрытой жалюзи, способна меняться в диапазоне  $\epsilon=0.115-0.707$ .

Это, в свою очередь, позволяет рассеивать тепловым излучением с панели в космос поток свыше  $100 \text{ Вт/м}^2$  при открытых створках жалюзи и «удерживать» температуру этой же панели (при закрытых жалюзи) с помощью нагревателя мощностью  $10 \text{ Вт/м}^2$ . (Рассматривается температурный диапазон ТСП  $0-50^\circ\text{C}$ )

Работа жалюзи не требует энергозатрат извне. Положение створок закрывающих и открывающих панель, изменяется в зависимости от температуры с помощью определенным образом настроенной биметаллической пружины. Более подробное описание устройства и работы жалюзи можно найти в [9, 10].

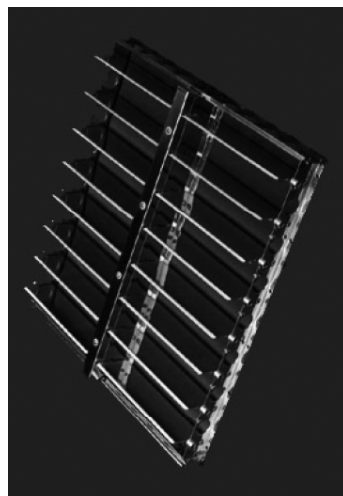
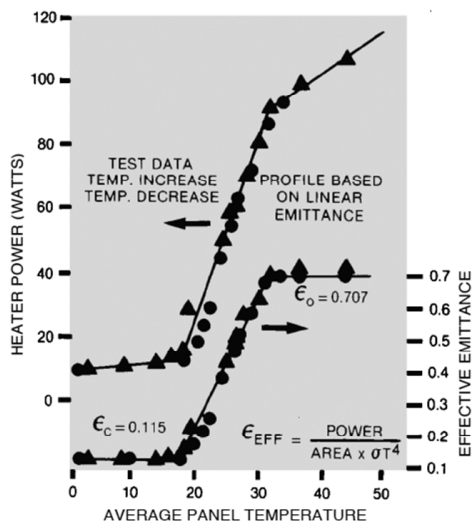


Рис. 2. Orbital Science терморегулирующие жалюзи

### Характеристики РТО на базе КнТТ

Для количественной оценки характеристик ПСТР базового модуля, укомплектованного РТО на базе КнТТ, использовались параметры теплопроводов-радиаторов НПОЛ (рис. 3). Теплопроводы-радиаторы НПОЛ представляют собой КнТТ с конденсатором, встроенным в излучающую панель, имеющую покрытие ( $A_s < 0.3$ ,  $\epsilon > 0.88$ , белая эмаль). Поскольку регулируемый РТО может принимать низкие температуры (ниже  $-150^\circ\text{C}$ ), в качестве теплоносителя в КнТТ применяется пропилен  $\text{C}_3\text{H}_6$ , позволяющий выдерживать равновесные температуры до  $-190^\circ\text{C}$ .

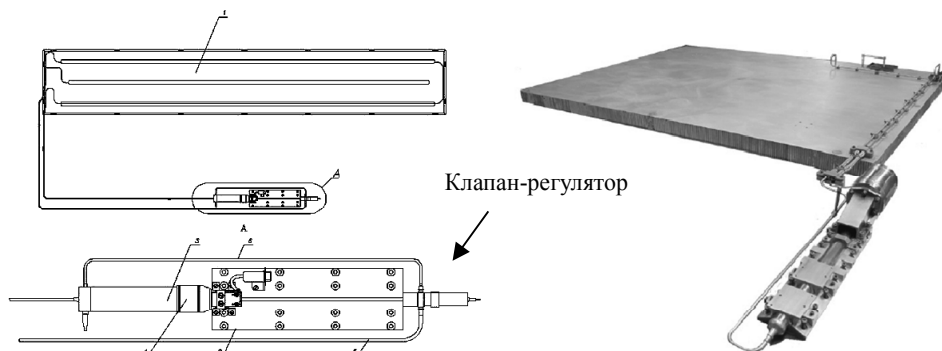


Рис. 3. Теплопровод-радиатор: НПОЛ – слева, Orbital Science – справа.

Для выполнения функции регулирования температуры КнТТ-РТО НПОЛ снабжены пассивным клапаном [9], который при снижении температуры испарителя ниже заданной (например  $+3^\circ\text{C}$ ) «отключает» РТО. Осуществляя регулирование, клапан, представляющий собой пассивный регулятор давления, направляет циркулирующий теплоноситель либо в РТО, либо в обход него, через байпас.

В формальном выражении это соответствует увеличению термического сопротивления КнТТ в соответствии с диаграммой рис. 4.

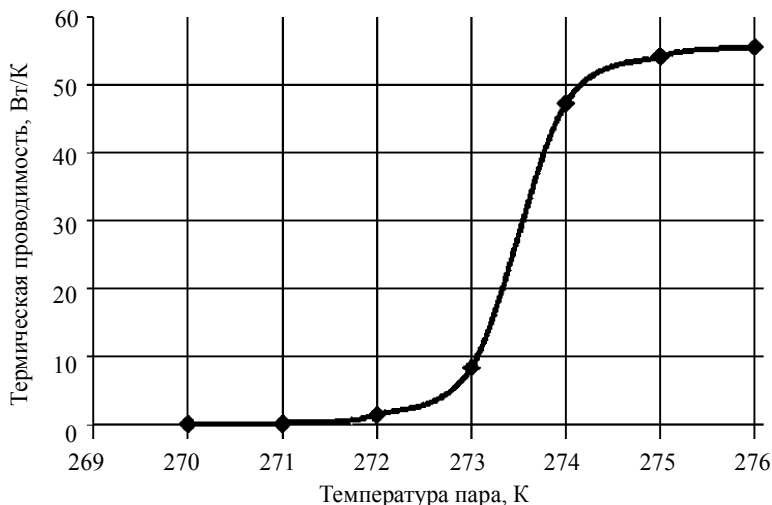


Рис. 4. Типовая теплопередающая характеристика конденсатора КнТТ теплопровода-радиатора НПОЛ

Наиболее важным свойством РТО, предлагаемым «взамен жалюзи», является отсутствие активных элементов управления для организации запуска и повторного запуска КнТТ. Запуск контура осуществляется с помощью небольшого специального РТО, установленного на компенсационной полости [10]. Другой вариант предусматривает калиброванное тепловое соединение компенсационной полости с РТО [11].

Поскольку излучательную способность (обычного плоского) РТО можно сделать выше, чем у жалюзи, – появляется возможность рассеивать в космическое пространство аналогичную тепловую мощность при более низкой температуре. По грубым оценкам для РТО хладопроизводительностью около 100 Вт тепловая проводимость теплопередающего тракта от ТСП к излучающей поверхности РТО должна быть не ниже

$$K_{\text{ТСП-РТО}} = \frac{Q}{T_{\text{ТСП}} \left( 1 - \left( \frac{\varepsilon_{\text{жал}}}{\varepsilon_{\text{РТО}}} \right)^{0.25} \right)} = \frac{100}{313 \left( 1 - \left( \frac{0.707}{0.88} \right)^{0.25} \right)} = 6 \frac{\text{Вт}}{\text{К}},$$

чтобы РТО-КнТТ работал, не уступая жалюзи по характеристикам.

Стандартные параметры КнТТ с конденсатором-радиатором производства НПОЛ позволяют достичь как указанной граничной, так и более высокой тепловой проводимости, что указывает на потенциальное преимущество ПСТР, оснащаемой РТО-КнТТ вместо жалюзи.

Отдельное внимание следует сфокусировать на выборе габаритов радиатора запуска КнТТ. Если КнТТ спроектирована и изготовлена без технологических отклонений – мощность, отводимая от КП, необходимая для циркуляции теплоносителя, будет составлять единицы процентов от номинальной мощности КнТТ. Различные оценки показывают, что мощность 3–4 Вт (на уровне нормальных темпе-

ратур, отводимая от КП) является достаточной для запуска КнТТ, причем эта же мощность (до и после запуска) будет отводиться от охлаждаемого объекта, а это позволяет выделить (в виде «автономного» сегмента) часть основного РТО для выполнения функции РТО-запуска ( $\sim 0.01 \text{ м}^2$ ). То есть дополнительной площади выделять не требуется.

Калиброванный тепловод-«шину» между КП и РТО более логично применять для нерегулируемых РТО [13], радиатор запуска [12] – для регулируемых. При этом оба варианта являются рабочими для рассматриваемой здесь задачи.

### Качественное сравнение альтернативных схем ПСТР

Общими свойствами двух технических решений ПСТР являются:

- использование пространства у внешней стороны ТСП для диссипации тепла таким образом, что на этих поверхностях нельзя размещать оборудование (для КнТТ-РТО это, прежде всего, невозможность разместить навигационное оборудование);

- обеспечение тепловой связи с помощью коллекторных теплопроводов между всеми ТСП для рационального использования применяемых средств обеспечения теплового режима;

- соизмеримые массогабаритные характеристики всех тепловых агрегатов СТР, в частности теплоотводящих трактов. Жалюзи, закрывающие одну ТСП, согласно спецификации Orbital Science, имеют массу около 4.5 кг, а (замещающий их) теплопровод КнТТ-радиатор НПОЛ с аналогичными габаритами имеет массу около ( $1.5 + 2.0 = 3.5$  кг, испаритель + РТО + крепления 0.35 кг).

В качестве преимуществ ПСТР, использующей терморегулирующие жалюзи можно выделить следующие:

- радиационный сброс тепла осуществляется непосредственно с поверхности панели, на которой установлено оборудование: без перестыков и теплопередающих трактов между РТО и ТСП;

- рабочий ресурс применения жалюзи, проверенный в космосе, составляет десятки лет;

- при организации самодостаточного охлаждения единичной ТСП с помощью жалюзи вообще можно отказаться от применения в ней тепловых труб. Как следствие, при выходе из строя тепловых труб (ТСП и коллекторных) отвод тепла в пределах одной ТСП все равно будет происходить непосредственно с панели.

К недостаткам применения жалюзи следует отнести:

- невозможность обеспечить «тепловое» подключение излучающей панели к коллекторам (в условиях гравитации), соединяющим ТСП между собой, при наземной отработке КА (так как от коллектора к ТСП тепло, в режиме термосифона, не передается);

- наличие механических подвижных элементов, экспонированных в космическое пространство;

- при засветке Солнцем жалюзи не закрывают, а открывают ТСП, что для связанных в тепловом отношении ТСП представляет «неправильный алгоритм» работы.

В качестве преимуществ ПСТР на базе РТО с КнТТ следует назвать:

- возможность диодной работы РТО на базе КнТТ при прямой засветке Солнцем (т.е. возможность полного отключения РТО, если его температура выше температуры ТСП);

- практически полное отключение РТО на холодных режимах, связанное с высоким соотношением термических сопротивлений, присущее регулируемым КнТТ (>1:100 при открытом и закрытом состоянии клапана);

- получение возможности теплоизолировать все ТСП приборного отсека с помощью ЭВТИ;

- наличие большей эффективности излучения у открытого РТО, чем у ТСП, закрытой жалюзи, а также, возможность наращивать поверхность РТО (относительно габаритов ТСП) и более свободно определять его ориентацию в пространстве.

- отсутствие механически подвижных элементов, экспонированных в космическое пространство.

К наиболее очевидным недостаткам применения КнТТ в рассматриваемой задаче можно отнести:

- менее продолжительный подтвержденный ресурс применения в космосе;

- полная потеря РТО при разгерметизации КнТТ или при выходе клапана из строя.

### Методика сравнения количественных характеристик ПСТР

Количественное сравнение характеристик двух рассматриваемых ПСТР было проведено с помощью модели, разработанной в NX-Siemens (см. рис. 1). Здесь учтено наличие 5 тепловых труб (ТТ) в каждой ТСП и тепловое соединение каждых двух соседних ТСП коллекторными теплопроводами. Площадь излучателей (жалюзи либо РТО) для двух вариантов ПСТР принимается равной, а места их размещение идентичны. Удельная теплопередающая характеристика для ТТ, интегрированных в ТСП, и для коллекторных ТТ принята на уровне 40 Вт/мК. Для КнТТ проводимость стыка испарителя с коллекторными ТТ составляет 16 Вт/К, а минимальная проводимость испаритель – РТО составляет 50 Вт/К. Учитывается теплопроводность алюминиевых обечаек ТСП. Подвод тепла к каждой ТСП имитируется с плотностью порядка 0.1 Вт/см<sup>2</sup> для демонстрации различия температуры посадочных мест и средней температуры ТСП. При попадании солнечного излучения на излучающую панель и для жалюзи и для КнТТ-РТО принимается  $As = 0.3$ .

Методика сравнения двух ПСТР предусматривает:

- сравнение расчетной хладопроизводительности СТР при фиксированном максимальном уровне температуры посадочных мест 50 °С;

- определение и сравнение температурного уровня и градиентов температуры при равном теплонагружении ТСП (50 Вт × 8);

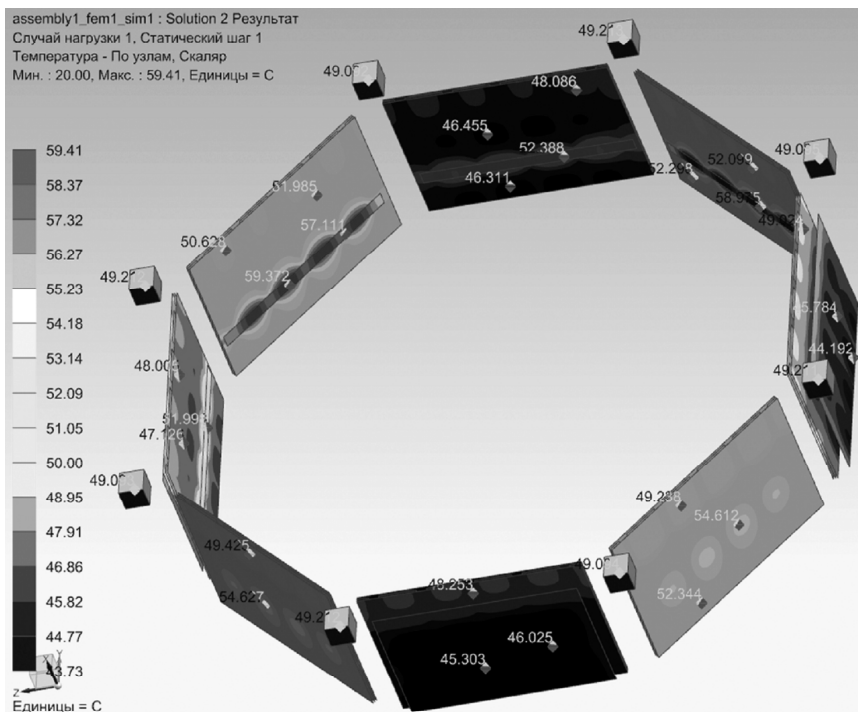
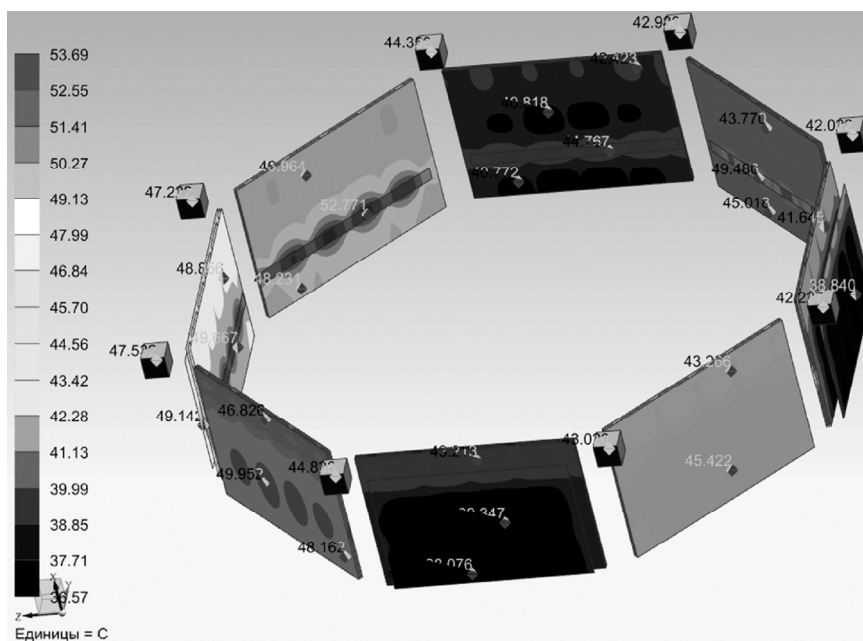
- определение и сравнение градиентов температуры при боковой засветке восьмигранника и равномерном теплонагружении (35 Вт × 8);

- оценку энергозатрат для поддержания заданной минимальной температуры ТСП на уровне 5 °С.

Результаты расчетов помещены в сравнительную таблицу.

Здесь видно, что хладопроизводительность ПСТР на базе РТО-КнТТ выше, а температурный уровень работы ТСП при прочих равных условиях – ниже.

Для понимания уровня детализации теплопередающих трактов в используемой тепловой модели с помощью рис. 5 и 6 показана работа ПСТР при боковой засветке и при ее отсутствии. Боковая засветка рассмотрена здесь в связи с традиционным использованием 1-степенных батарей солнечных (БС) в системе электроснабжения (СЭС) КА НПОЛ: это приводит к возможности соответствующего разворота КА и «утрате» хладопроизводительности одного из РТО.

Рис. 5. ПСТР с жалюзи, равномерное теплонагружение  $Q = 50 \text{ Вт} \times 8$ Рис. 6. ПСТР с жалюзи, теплонагружение  $Q = 35 \text{ Вт} \times 8$ , солнечное излучение (фронтальное) на одну излучающую панель  $S = 1400 \text{ Вт/м}^2$



Из рис. 5 видно, что четыре панели обеспечивают сток тепла, а максимальная температура достигается на «условных» посадочных местах, представленных в виде «полосок». Для детализированной компоновки оборудования разработанная модель позволит получить детализированные температурные поля.

**Таблица сравнения ПСТР с жалюзи и РТО-КнТТ**

Режим	Жалюзи	КнТТ+ РТО
Температура ТСП +50 °С	Расчетная хладопроизводительность 384 Вт	Расчетная хладопроизводительность 421 Вт
Нагрузка 50 Вт × 8	Градиент температуры 59.4–46.3 °С	Градиент температуры 47.3–37.3 °С
Нагрузка 35 Вт × 8 + Qs = 1400Вт/м <sup>2</sup> (засветка одного РТО, #1)	Градиент температуры 52.8–40.8 °С	Градиент температуры 39.5–29.1 °С
Температура ТСП +5 °С (холодный режим)	Теплопотери 6 Вт (4ТСП) + + 37 Вт (4 жалюзи)	Теплопотери (6 Вт + 6 Вт) – 8 ТСП +6Вт – 4 РТО +15Вт – 4 РТОзап

### Анализ результатов расчетов

Результаты сравнительных расчетов, полученные для горячих режимов, указывают на преимущество РТО-КнТТ (относительно жалюзи).

Для холодных режимов сравнение делается на основе паритета мощностей, необходимых для поддержания температурного уровня +5 °С. Предполагается, что только наружные поверхности ТСП рассеивают тепло в космос. Внутренние поверхности ТСП обращены к (теплоизолированным) топливным бакам ДУ, температура которых близка к температуре приборного отсека (здесь теплообмен несущественный).

Итак, в соответствии с таблицей, при использовании жалюзи 4 ТСП теряют 6 Вт, а через закрытие жалюзи уходит около 37 Вт ( $\epsilon = 0.115$ ).

При использовании РТО-КнТТ имеем следующее: 8 ТСП теряют 12 Вт, а сами РТО < 6 Вт (так как связь РТО с ТСП имеет небесконечное термическое сопротивление).

Таким образом, для 4 РТО-запуска остается  $(37+6) - 18 = 25$  Вт.

Разумеется, хладопроизводительность 4 РТО-запуска можно сделать меньшей, если заданным образом регламентировать качество изготовления испарителей КнТТ. Следовательно, и по холодному режиму можно предположить потенциальное преимущество КнТТ по отношению к жалюзи.

### Усовершенствование РТО на базе КнТТ

Дополнительный выигрыш в массе и хладопроизводительности РТО на базе КнТТ может быть получен при использовании двухстороннего излучения «листа» РТО-КнТТ. Экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ), закрывающая ТСП и расположенная за РТО, служит экраном, с помощью которого обратная сторона РТО может излучать в открытое космическое пространство.

Качественный анализ указывает на то, что 2-сторонний РТО будет иметь большую хладопроизводительность, чем односторонний, поскольку наличие зазора (между ТСП и РТО) обеспечит снижение температуры ЭВТИ относительно

РТО. Если же зазор небольшой – тогда за РТО на ЭВТИ возникнет «теплое пятно», которое не способно эффективно излучать в открытое пространство. В случае, когда РТО нельзя необходимым образом отодвинуть от ТСП, можно выполнить перфорацию в листе РТО (рис. 7), за счет чего снизится температура ЭВТИ (в зоне «пятна») и снизится масса самого РТО. Эффект от перфорации, прежде всего, снижает массу. Повышение хладопроизводительности зависит от зазора за тыльной поверхностью РТО, а также от характеристик облицовочного покрытия ТСП на которой РТО закреплен.

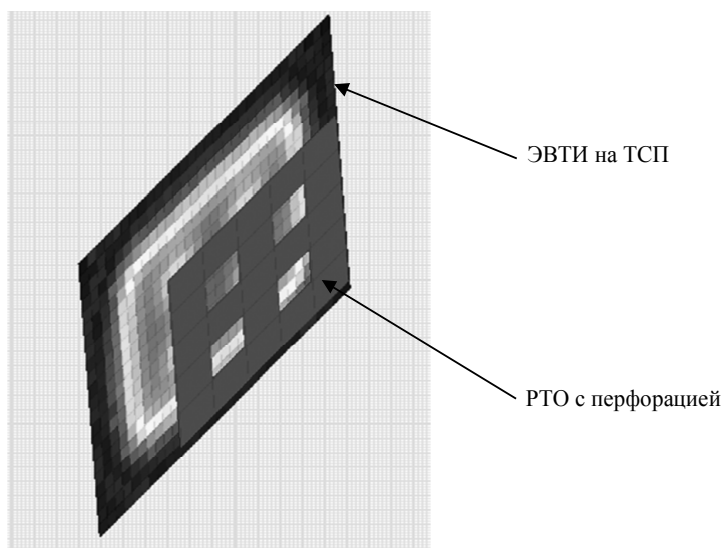


Рис. 7. Перфорированный РТО на базе КнТТ (НПОЛ)

Для рассматриваемой задачи количественный анализ, проведенный с помощью ТЕРМ [14] и NX [7], показывает, что при перфорации порядка 16 % (см. рис. 7) и дистанции ~ 60 мм между ЭВТИ и РТО – хладопроизводительность РТО повысится не менее чем на 23 % (относительно одностороннего варианта), при этом будет получено соответствующее (~16 %) снижение массы каждого РТО. Хладопроизводительность перфорированного РТО при указанном выигрыше в массе ниже, чем у неперфорированного, на 9 %.

### Выводы и рекомендации

Анализируя полученные в настоящей работе результаты, можно прийти к следующим выводам:

- при обеспечении теплового режима приборного отсека на базе связанных в тепловом отношении между собой ТСП вместо жалюзи на панели можно устанавливать радиаторы с КнТТ (сохраняя концепцию компоновки);
- предлагаемое техническое решение на базе КнТТ может оказаться более эффективным по массогабаритным и тепловым характеристикам;
- доказанная продолжительность работы жалюзи в космосе выше, чем КнТТ, при этом отсутствует зависимость жалюзи от наличия в системе ТТ и способа их трассировки. Таким образом, для средних плотностей тепловыделения от оборуду-

дования  $< 0.025$  Вт/см<sup>2</sup> жалюзи могут представлять интерес как более простое и надежное решение.

В работе не сравнивалось поведение жалюзи и КнТТ в нестационарном режиме, однако, из практики известно, что работа жалюзи (при регулировании) вызывает более значимые температурные осцилляции, чем РТО на базе КнТТ, поэтому жалюзи не рекомендуют применять для объектов, обладающих низкой тепловой инерцией. КнТТ с РТО запуска не имеют таких ограничений и при этом достаточно стабильно поддерживают температуру.

Сформулированные технические решения будут полезны при разработке эскизных проектов межпланетных КА с увеличенным ресурсом.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Mariner-Venus, Final Project Report, 1962, NASA-SP-59
2. *Kerry T. Nock*. Galileo spacecraft thermal designs // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1991. V. 28. No. 2. P. 129–129.
3. *Virgil Mireles and Glenn T. Tsuyuki*. A Summary of the Cassini System-Level Thermal Balance Test: Engineering Subsystems, 97ES-278.
4. Космическая платформа «Навигатор». URL: // [ru.wikipedia.org/wiki/ Космическая\\_платформа# cite\\_note-navigator-16](http://ru.wikipedia.org/wiki/Космическая_платформа#cite_note-navigator-16)
5. *Michael Nikitkin*. Loop heat pipes in the USA, from inception to flight // 2nd International Conference Heat Pipes for Space Applications. Moscow, Russia. 2014.
6. *Bednov S.M., Vezhnevets P.D., Gulya V.M., Kopyatkevich R.M., et al.* A hybrid design of thermal control system for spacecraft // *Cosmonautics and Rocket Engineering*. No. 3(36). Korolyov: TSNIMASH, 2004. P. 114–117.
7. *Гончаров П.С., Артамонов И.А., Халитов Т.Ф., Денисихин С.В., Сотник Д.Е.* NX Advanced Simulation. Инженерный анализ. М.: ДМК Пресс, 2012.
8. Спецификация на жалюзи, Orbital Technical Services Division. URL: [www.orbital.com, www.slideshare.net/IngesAerospace/thermal-louvers-brochure-orbital-company](http://www.orbital.com, www.slideshare.net/IngesAerospace/thermal-louvers-brochure-orbital-company)
9. ECSS-E-HB-31-01, Thermal design handbook – Part 12:Louvers
10. *Miguel Domingo, José Julián Ramírez*. Mechanical design and test of rosetta platform louvres // *Proceedings of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, 24–26 September 2003, San Sebastián, Spain.
11. *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.
12. Патент РФ № 2044983 «Контурная тепловая труба».
13. *Goncharov K., Nikitkin M., Golovin O.* Loop Heat Pipes in Thermal Control Systems for “Obzor” Spacecraft, 25-ICES, USA, CA, 1995.
14. *ТЕРМ*, Руководство пользователя, v1.11. Королев: ЦННИМАШ, 2003.

Статья поступила 23.06.2015 г.

*Zolotarev V.Yu., Kotlyarov E.Yu., Serov G.P., Tulin D.V., Ustinov S.N.* COMPARATIVE ANALYSIS OF THERMAL LOUVERS AND RADIATORS ON BASE OF REGULATED LOOP HEAT PIPES

DOI 10.17223/19988621/37/6

This paper presents a comparison of two alternate versions of the passive thermal control system (PTCS) intended for the spacecraft's service module manufactured by Lavochkin Association (LA). In both cases the PTCS provides the required thermal mode of instrument compartment, formed on the base of eight thermal honeycombs panels (THP) with built-in heat pipes.

Two different options of regulated removal of heat generated in the honeycomb panels have been analyzed: in the first case, with application of thermal louvers; in the second case, with use of radiators on the base of loop heat pipes (LHP).

A qualitative comparison of the properties of the two proposed options has been done and their advantages and disadvantages were classified. With the help of a thermal mathematical model developed using the NX-Siemens software environment, the temperature characteristics of the alternative thermal control systems are compared. The recommendations to the application of the proposed technical solutions are made.

Keywords: passive thermal control system, the basic module of spacecraft, radiator on base of loop heat pipe, thermal louvers, honeycomb panels with heat pipes, thermal mode, thermal mathematical model.

*ZOLOTAREV Victor Yurievich* (M.Sc., Lavochkin Association, Khimki, Russian Federation)  
E-mail: fasdertok@bk.ru

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

*SEROV Gennady Pavlovich* (Lavochkin Association, Khimki, Russian Federation)  
E-mail: serov@laspace.ru

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

*USTINOV Svyatoslav Nicolaevich* (Lavochkin Association, Khimki, Russian Federation)  
E-mail: ust@laspace.ru

#### REFERENCES

1. *Mariner-Venus, Final Project Report*, 1962, NASA-SP-59
2. Kerry T. Nock. Galileo spacecraft thermal designs. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1991, vol. 28, no. 2, pp. 129–129.
3. Virgil Mireles and Glenn T. Tsuyuki. *A Summary of the Cassini System-Level Thermal Balance Test: Engineering Subsystems*, 97ES-278.
4. *Kosmicheskaya platforma «Navigator»*. URL: ru.wikipedia.org/wiki/Kosmicheskaya\_platforma#cite\_note-navigator-16(in Russian)
5. Michael Nikitkin. Loop heat pipes in the USA, from inception to flight. *2nd International Conference Heat Pipes for Space Applications*. Moscow, Russia, 2014.
6. Bednov S.M., Vezhnevets P.D., Gulya V.M., Kopyatkevich R.M., et al. A hybrid design of thermal control system for spacecraft. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. Korolyov, TSNIIMASH, 2004, no. 3(36), pp. 114–117.
7. Goncharov P.S., Artamonov I.A., Khalitov T.F., Denisikhin S.V., Sotnik D.E. *NX Advanced Simulation. Inzhenernyy analiz*. Moscow, DMK Press Publ., 2012. (in Russian)
8. Spetsifikatsiya na zhalyuzi, Orbital Technical Services Division. URL: www.orbital.com, www.slideshare.net/IngesAerospace/thermal-louvers-brochure-orbital-company
9. ECSS-E-HB-31-01, *Thermal design handbook – Part 12: Louvers*
10. Miguel Domingo, José Julián Ramírez. Mechanical design and test of rosetta platform louvers. *Proceedings of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, 24–26 September 2003*, San Sebastián, Spain.
11. 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.
12. Patent RF no. 2044983 «Konturnaya teplovaya trubka». (in Russian)
13. Goncharov K., Nikitkin M., Golovin O. *Loop Heat Pipes in Thermal Control Systems for “Obzor” Spacecraft*, 25-ICES, USA, CA, 1995.
14. *TERM, Rukovodstvo pol'zovatelya*, v1.11. Korolev, TsNNIMASH Publ., 2003. (in Russian)