

УДК 621.45.072.3-71

## СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ТИПА ДМ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

© 2016 г. Басов А.А., Окороква К.С., Ставрицкий А.К.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

*В настоящей статье рассмотрены системы обеспечения теплового режима разгонных блоков (РБ) типа ДМ, их назначение, состав и эволюция по мере изменения конструкции РБ. Разгонные блоки, используемые в качестве последней ступени ракет космического назначения, предназначены для довыведения космического аппарата до опорной орбиты, перевода его с опорной на целевую орбиту искусственного спутника Земли (эллиптическую или геостационарную) и на отлетные траектории к планетам. При этом обеспечивается выполнение требований заказчика по ориентации и точности выведения. В настоящее время из действующих РБ только РБ ДМ и его модификации используют экологически чистые компоненты топлива (жидкий кислород и керосин). Одной из научно-технических проблем, решаемых при создании РБ ракет космического назначения, является создание надежной и эффективной системы обеспечения теплового режима, обеспечивающей необходимые температурные условия для нормального функционирования бортовых систем РБ.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, орбита, разгонный блок, ракета космического назначения, система обеспечения теплового режима.

## THERMAL CONTROL SYSTEMS OF DM-TYPE UPPER STAGES OF INTEGRATED LAUNCH VEHICLES

Basov A.A., Okorokova K.S., Stavritskiy A.K.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

*The paper discusses thermal control systems for DM-type upper stages (US), their purpose, configuration and evolution reflecting the changes in the US design. The upper stages used as the last stage of integrated launch vehicles are intended for the final ascent of the spacecraft to the parking orbit, and its transfer from the parking orbit to the target orbit of an artificial Earth satellite (elliptical or geostationary) or injection into trajectories of departure to other planets. Furthermore, they assure compliance with the customer requirements for attitude and insertion accuracy. At present, among the upper stages that are currently in service, only DM-type upper stage and its derived versions use environmentally friendly propellant components (liquid oxygen and kerosene). One of the scientific and technical problems that need to be solved when developing US for integrated launch vehicles is the development of a reliable and efficient thermal control system, which provides the thermal conditions required for normal operation of the US onboard system.*

**Key words:** spacecraft, orbit, upper stage, integrated launch vehicle, thermal control system.



БАСОВ А.А.



ОКОРОКОВА К.С.



СТАВРИЦКИЙ А.К.

БАСОВ Андрей Александрович — начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)  
BASOV Andrey Alexandrovich — Head of Division at RSC Energia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

ОКОРОКОВА Ксения Сергеевна — инженер-математик РКК «Энергия», e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)  
OKOROKOVA Kseniya Sergeevna — Mathematical engineer at RSC Energia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

СТАВРИЦКИЙ Александр Константинович — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)  
STAVRITSKIY Alexander Konstantinovich — Lead engineer at RSC Energia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

## Введение

Разгонный блок (РБ) ДМ создан РКК «Энергия» [1, 2] на базе многоцелевого унифицированного ракетного блока Д, который разрабатывался по лунной программе Н1-Л3 и впервые успешно отработал в полете в составе комплекса Л1 (с ракетой «Протон») 10 марта 1967 г. Для выведения на геостационарную орбиту космических аппаратов (КА), не имеющих аппаратуры управления РБ, блок Д был оснащен самостоятельной автоматической системой управления, размещенной в герметичном контейнере торовой формы, испарительной системой обеспечения теплового режима (СОТР) 17В08, работающей только в режиме охлаждения, и получил обозначение ДМ. В дальнейшем последовали модификации РБ: с 1969 г. — ДМ; с 1994 г. — ДМ-SL; с 2008 г. — ДМ-SLB. В связи с конструктивными отличиями модификаций РБ ДМ, касающимися в основном размещения приборной зоны (герметичный приборный отсек, приборная ферма), для каждой модификации РБ создана собственная СОТР. При этом во всех СОТР соблюдена преемственность в части средств обеспечения теплового режима элементов базового модуля РБ, включающего топливные баки, двигатель, две двигательные установки системы обеспечения запуска (ДУ СОЗ), эффективность которых подтверждена летными испытаниями РБ ДМ.

К работе СОТР всех модификаций РБ ДМ за всю более чем 30-летнюю эксплуатацию замечаний не было.

Разгонный блок ДМ характеризуется высокой надежностью, подтвержденной более чем 30-летней его эксплуатацией, и способностью многократного включения маршевого двигателя, что позволяет выполнять необходимые орбитальные маневры [1, 2].

## Проблемы обеспечения температурного режима

Разработка СОТР РБ ракет космического назначения (РКН) требует решения следующих основных вопросов:

- обеспечение в полете и при подготовке РБ на Земле температурных условий, необходимых для нормальной работы приборно-агрегатного оборудования РБ;
- сведение к минимуму нерегулируемого теплового обмена РБ с окружающей средой и организация необходимых тепловых связей между приборами, агрегатами и элементами конструкции РБ, что решается с помощью средств пассивного терморегулирования, включающего экранно-вакуумную теплоизоляцию (ЭВТИ), специальные термоизолирующие покрытия, термомосты и т. д.;
- отвод избыточного тепла от приборов, агрегатов и элементов конструкции, перераспределение тепла, выделяемого приборами, между объектами термостатирования СОТР, что достигается организацией контуров циркуляции: *воздушных* (при наличии герметичного отсека) или *жидкостных*, обеспечивающих тепловую связь между термостатируемыми элементами РБ;
- сброс избыточного тепла в окружающее космическое пространство.

Решение этих задач во многом определяет конструкция РБ, требования к температурному режиму приборно-агрегатного оборудования, внешние и внутренние тепловые нагрузки, длительность этапов подготовки и полета разгонного блока.

## Система обеспечения теплового режима разгонного блока ДМ

При создании РБ ДМ использовался модульный принцип. Основу РБ составляет базовый модуль, включающий топливные баки, двигатель, две ДУ СОЗ, автономный торовой приборный отсек (ПО) и силовые каркасы (рис. 1).

Сферический бак окислителя (переохлажденный кислород с температурой до  $-193\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), торовой бак горючего, внутри которого расположен двигатель, и ПО закрыты экранно-вакуумной изоляцией. Криогенная система ракетного блока (бустерный турбонасос и подводящая магистраль окислителя изготовлены из пластмассы) практически исключает теплопритоки к кислородному баку от

двигателя и обеспечивает уменьшенный расход жидкого кислорода на захлаживание магистралей перед запуском.

Задача перераспределения тепла для РБ типа ДМ (11С861; 11С861-01), вся аппаратура которого (в т. ч. приборы системы управления РБ, наиболее требовательные к температурным условиям) в основном располагается в торовом ПО, была решена за счет организации необходимой вентиляции внутри отсека.

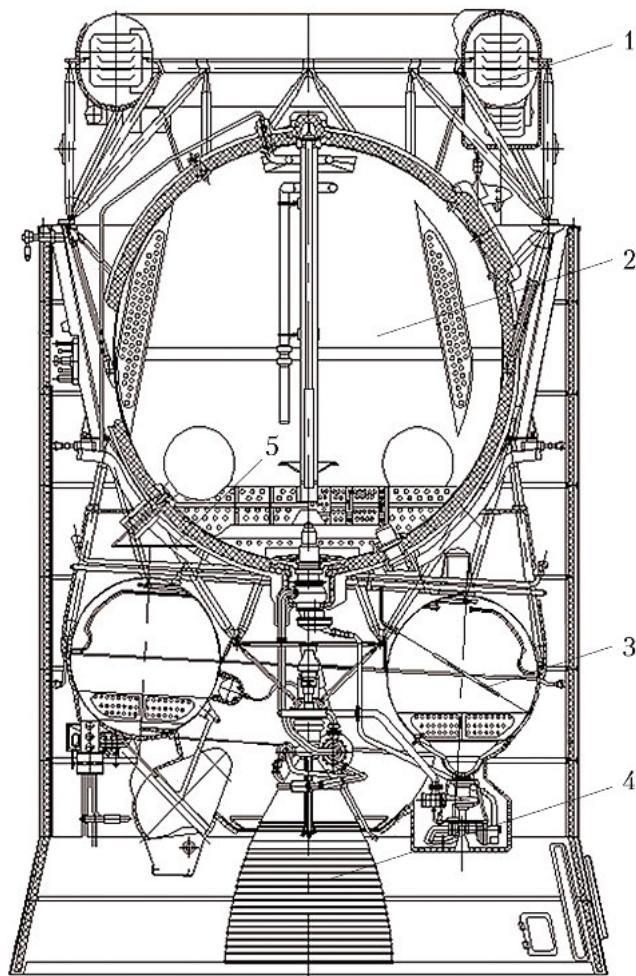


Рис. 1. Разгонный блок ДМ: 1 – приборный отсек; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 4 – маршевый двигатель; 5 – межбачковый отсек

Отдельной задачей, требующей решения, было обеспечение теплового режима ПО при подготовке РБ на стартовом комплексе.

Непродолжительное (не более трех часов) время работы программы предстартовой подготовки, достаточно широкий допустимый диапазон температур в ПО (0...40 °С) позволили отказаться от специальных средств утилизации избыточного тепла в составе СОТР на этапе предстартовой готовности, в т. ч. и от использования жидкостного контура термостатирования. Необходимый тепловой режим приборного контейнера (отсека), с учетом его предварительного захлаживания

с помощью воздушной СОТР стартового комплекса, обеспечивается за счет аккумуляции избыточного тепла теплоинерционной массой приборно-агрегатного оборудования и корпуса ПО. Такое решение было принято на основании серии математических расчетов и к настоящему времени подтверждено результатами штатной эксплуатации системы.

В связи с отказом от жидкостного контура в составе СОТР в качестве альтернативы для утилизации избыточного тепла в полете рассмотрена испарительная система. Несмотря на то, что на момент создания изделия уже имелся опыт создания аналогичных систем для лунных орбитального корабля и посадочного модуля, потребовались значительные усилия проектантов, конструкторов и испытателей в ходе проектирования, изготовления и отработки как теплообменника-испарителя, составляющего основу испарительной системы, так и средств автоматики. Проведен большой объем экспериментальных исследований по отработке конструкции, выбору хладагента и режимов его испарения. Это позволило впервые реализовать для утилизации избыточного тепла в полете в составе СОТР РБ испарительную систему 17В08, которая успешно функционирует в составе РБ типа ДМ.

Система терморегулирования герметичного ПО включала в себя блок вентиляторов для обеспечения циркуляции воздуха, лабиринтный теплообменник и испарительную систему, оснащенную безмоментным насадком для удаления паров хладагента в окружающую среду. В качестве хладагента использовался 20%-ный спиртово-водный раствор. Структурная схема СОТР РБ типа ДМ приведена на рис. 2.

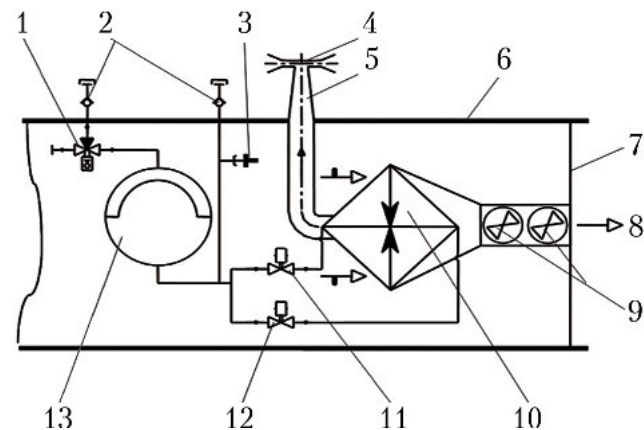


Рис. 2. Структурная схема системы обеспечения теплового режима РБ типа ДМ: 1 – пироклапан; 2 – заправочные клапаны; 3 – датчик давления; 4 – безмоментное сопло; 5 – паропровод; 6 – корпус приборного отсека; 7 – диафрагма; 8 – направление потока воздуха; 9 – блок вентиляторов; 10 – теплообменник-испаритель; 11 – клапан блокировочный 2; 12 – клапан блокировочный 1; 13 – емкость расходная

Система 17В08 базового РБ 11С861 обеспечивает в полете температуру среды в ПО в диапазоне 0...40 °С и циркуляцию воздуха со скоростью 0,05...2,50 м/с. Циркуляция воздуха обеспечивается блоком вентиляторов. Система работает только в режиме охлаждения. Охлаждение воздуха происходит в испарительном теплообменнике за счет теплоты испарения хладагента, пары которого удаляются в окружающую среду через безмоментный насадок. Система работает в автоматическом режиме. Все агрегаты и приборы управления СОТР, за исключением безмоментного насадка и паропровода, конструктивно объединены в единый блок СОТР.

Технические характеристики системы обеспечения теплового режима разгонного блока типа ДМ: номинальная холодопроизводительность при температуре воздуха на входе в теплообменник-испаритель (25±1,5) °С — 450 Вт; масса незаправленной СОТР по чертежу — 42,1 кг; среднее электропотребление за время полета РБ при штатной работе СОТР при нормальном напряжении питания 27 В не превышает 25 Вт; объем хладагента в расходной емкости СОТР в зависимости от программы полета РБ — 5, 10 или 15 л.

Состав автономных средств обеспечения теплового режима:

- средства электрообогрева ДУ СОЗ в полете;
- средства электрообогрева химических источников тока при подготовке РБ на стартовом комплексе и в полете.

Автономные СОТР являются составной частью двигательной установки системы обеспечения запуска и химических источников тока.

Система 17В08 базового РБ 11С861-01 аналогична СОТР РБ 11С861, доработка заключается в уменьшении числа слоев ЭВТИ-2В с 30 до 20 на приборном и межбаковом отсеках, и с 20 до 10 — на нижнем днище бака «Г» и донной защите.

Дальнейшие доработки РБ ДМ, получивших обозначения ДМ1, ДМ2, ДМ3, ДМ4, заключались в изменении состава автономных средств обеспечения теплового режима, а именно: термочехла, используемого при транспортировке РКН из монтажно-испытательного комплекса на стартовый комплекс и в первый день подготовки РКН к пуску на стартовом комплексе; в ДМ3, ДМ4 — средств электрообогрева ДУ СОЗ при подготовке на стартовой площадке.

### Система обеспечения теплового режима разгонного блока ДМ-SL

Для обеспечения вывода на орбиту КА по программе «Морской старт» был разработан РБ ДМ-SL [2]. Так же, как и на РБ ДМ, основная часть приборного оборудования, в т. ч. приборы системы управления РБ, располагалась в торовом ПО (рис. 3). Однако в связи с использованием другой системы управления РБ, требующей обеспечения более узкого диапазона температур газовой среды в ПО и введения в состав РБ усилителей мощности и вторичных источников питания антенно-фидерных устройств, устанавливаемых вне ПО и требующих установки на термоплаты, пришлось отказаться от использования СОТР 17В08. В состав СОТР был введен герметичный гидравлический контур, в котором использованы агрегаты, прошедшие автономную и летную отработку в составе СОТР кораблей «Прогресс» и «Союз», что не потребовало проведения специальных тепловых испытаний. Характеристики СОТР были подтверждены расчетом с использованием тепловых математических моделей.

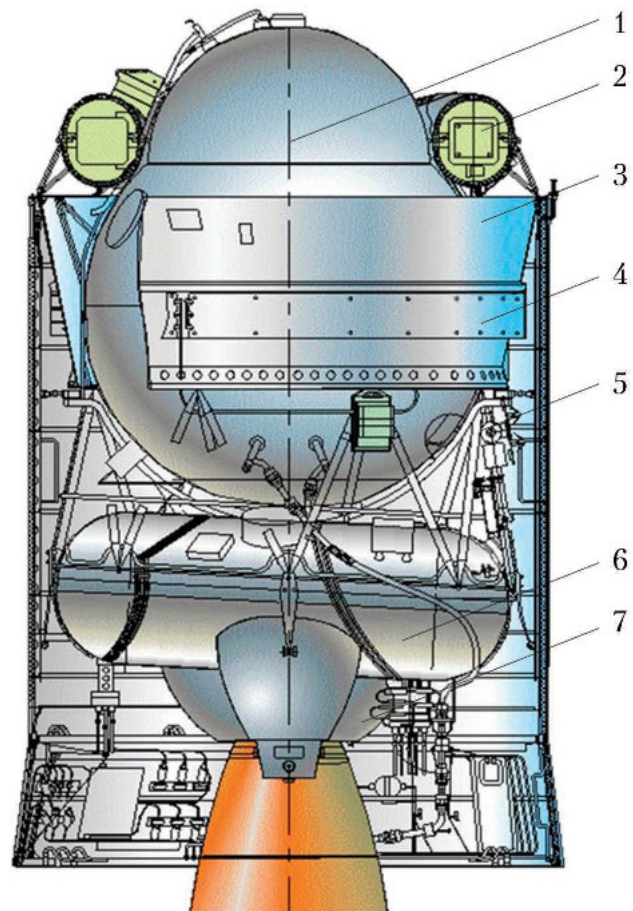
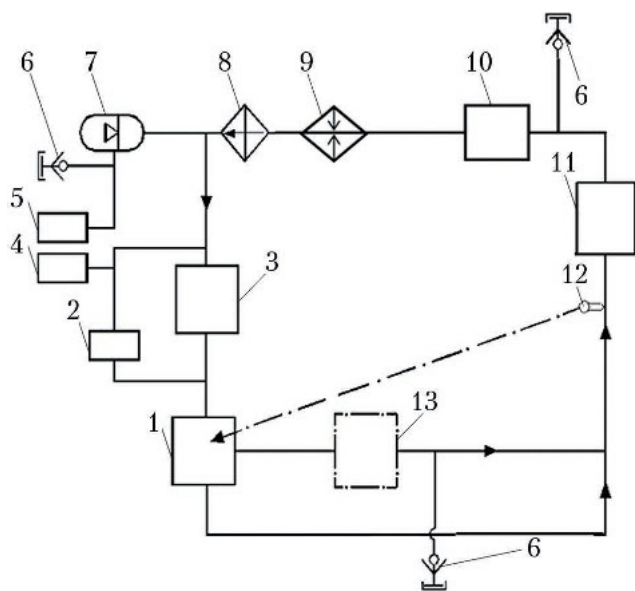


Рис. 3. Разгонный блок ДМ-SL: 1 — бак окислителя; 2 — приборный отсек; 3 — верхний переходник; 4 — радиационный теплообменник; 5 — средний переходник; 6 — бак горючего; 7 — маршевый двигатель

СОТР ДМ-SL обеспечивает в торовом ПО температуру воздуха 5...30 °С, циркуляцию воздуха в ПО со скоростью 0,05...2,50 м/с и температуру посадочной поверхности термоплат для усилителей мощности и вторичных источников питания антенно-фидерных устройств, установленных вне приборного отсека, 0...40 °С.

Система работает только в режиме охлаждения. Задача обеспечения теплового режима приборного оборудования внутри приборного отсека решена за счет организации необходимой вентиляции. Основу системы составляет замкнутый гидравлический контур, по которому электронасосным агрегатом прокачивается теплоноситель со стабилизированной температурой. Структурная схема гидравлического контура СОТР ДМ-SL приведена на рис. 4.



**Рис. 4. Структурная схема гидравлического контура системы обеспечения теплового режима ДМ-SL:** 1 – регулятор расхода жидкости; 2 – датчик перепада давления теплоносителя на электронасосном агрегате; 3 – электронасосный агрегат; 4 – датчик давления теплоносителя; 5 – датчик давления в газовой полости компенсатора; 6 – клапан дренажный; 7 – компенсатор; 8 – фильтр; 9 – термоплаты, расположенные вне герметичного приборного отсека; 10 – газо-жидкостный теплообменник; 11 – блок заправочный; 12 – датчик температуры жидкости; 13 – радиационный теплообменник (навесные панели)

Охлаждение циркулирующего газа внутри ПО обеспечивается теплоносителем в газо-жидкостном теплообменнике (ГЖТ). Температура теплоносителя на входе в ГЖТ поддерживается на уровне  $(10,0 \pm 1,5)$  °С. Охлаждение теплоносителя и сброс избыточного тепла излучением в окружающее пространство производится в радиационном теплообменнике, выполненном в виде двух полуцилиндрических обечаек, установленных по внешнему обводу нижней части верхнего переходника РБ. Циркуляцию воздуха в ПО и через ГЖТ обеспечивает блок вентиляторов. В качестве

теплоносителя используется «жидкость кремнийорганическая ПМС-1,5р». Система работает в автоматическом режиме.

На этапе предстартовой подготовки необходимый тепловой режим ПО с учетом его предварительного захлаживания с помощью воздушной СОТР стартового комплекса обеспечивается за счет аккумуляции избыточного тепла теплоинерционной массой приборно-агрегатного оборудования и корпуса приборного контейнера. Для выбора режимов термостатирования проведена серия математических расчетов, разработана конструкция диффузора, подающего термостатирующий воздух в объем РБ и обеспечивающего его равномерное распределение по площади поперечного сечения РБ. Эффективность диффузора подтверждена испытаниями, по результатам которых откорректирована инструкция по термостатированию РБ ДМ-SL.

Технические характеристики СОТР ДМ-SL: номинальная хладопроизводительность при температуре воздуха на входе в радиационный теплообменник 15 °С – 525 Вт; масса незаправленной СОТР по чертежу – 70 кг; среднее электропотребление при нормальном напряжении питания 27 В за время полета РБ при штатной работе СОТР – не более 45 Вт; масса заправленного теплоносителя – 9 кг; площадь радиационного теплообменника – 4,05 м<sup>2</sup>.

В состав автономных средств обеспечения теплового режима входят средства электрообогрева ДУ СОЗ в полете.

Начиная с РБ ДМ-SL № 18, в системе была усовершенствована конструкция термоплат, исключена одна из термоплат в связи с исключением одного усилителя мощности, установлен компенсатор меньшего объема, уменьшено с 20 до 10 число слоев ЭВТИ приборного отсека, до 2,94 м<sup>2</sup> уменьшена площадь радиационного теплообменника. С целью снижения массы СОТР РБ была доработана конструкция электронасосного агрегата и блока вентиляторов без изменения их функциональных параметров, что одновременно позволило довести хладопроизводительность до 600 Вт.

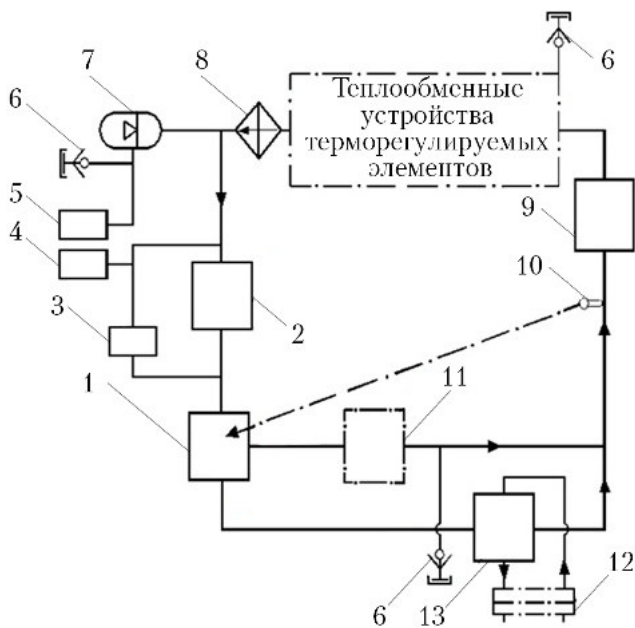
Доработка позволила снизить массу заправленной СОТР до 64 кг, масса теплоносителя составила 7,6 кг.

### Система обеспечения теплового режима разгонного блока ДМ-SLB

Для обеспечения вывода на орбиту КА по программе «Наземный старт» разработан РБ ДМ-SLB. Основным его отличием от РБ ДМ-SL является отсутствие торового ПО, вместо которого на РБ установлена приборная

ферма стержневой конструкции. На РБ ДМ-SLB установлена система управления в контейнерном исполнении. Термостатирование приборных контейнеров осуществляется подачей в их гидравлические магистрали теплоносителя с заданным расходом и температурой. Тепловой режим остальных приборов, установленных на приборной ферме, обеспечивается установкой их на термоплаты.

Основа СОТР ДМ-SLB аналогична СОТР ДМ-SL. В СОТР ДМ-SLB отсутствуют навесные панели радиационного теплообменника. В полете охлаждение теплоносителя СОТР ДМ-SLB происходит в радиационном теплообменнике, в качестве которого используется корпус верхнего переходника РБ ниже среднего шпангоута, к наружной поверхности которого приклепаны два параллельных трубопровода. Система работает в автоматическом режиме. Структурная схема СОТР ДМ-SLB приведена на рис. 5.



**Рис. 5. Структурная схема системы обеспечения теплового режима ДМ-SLB:** 1 – регулятор расхода жидкости; 2 – электронасосный агрегат; 3 – датчик перепада давления теплоносителя на электронасосном агрегате; 4 – датчик давления теплоносителя; 5 – датчик давления в газовой полости компенсатора; 6 – клапан дренажный; 7 – компенсатор; 8 – фильтр; 9 – блок заправочный; 10 – датчик температуры жидкости; 11 – радиационный теплообменник (на корпусе верхнего переходника); 12 – разъемное соединение; 13 – жидкостно-жидкостный теплообменник термостатирования

Для подтверждения проектных характеристик гидравлического контура проведены гидравлические испытания на первом летном РБ.

В состав СОТР ДМ-SLB включены бортовые магистрали жидкостной СОТР (ЖСОТР), которая работает в режиме охлаждения и предназначена для обеспечения требуемого теплового режима приборного оборудования при подготовке РКН на стартовом

комплексе. Связь бортовых магистралей ЖСОТР и наземных магистралей осуществляется через разъемное соединение, которое разъединяет магистрали перед командой «КП».

При подготовке на стартовом комплексе СОТР ДМ-SLB работает совместно с наземной ЖСОТР, при этом теплоноситель замкнутого контура РБ охлаждается в жидкостно-жидкостном теплообменнике термостатирования теплоносителем наземной ЖСОТР. Использование ЖСОТР потребовало проведения дополнительной отработки процессов слива теплоносителя ЖСОТР и продувки бортовых магистралей ЖСОТР, а также отработки процесса отделения и отвода отделяемой части разъемного соединения.

Технические характеристики СОТР ДМ-SLB: номинальная хладопроизводительность при температуре воздуха на входе в радиационный теплообменник 15 °С – 550 Вт; масса незаправленной СОТР по чертежу – 38 кг; среднее электропотребление за время полета РБ при нормальном напряжении питания 27 В при штатной работе СОТР – не более 25 Вт; масса теплоносителя – 7 кг; площадь радиационного теплообменника – 5,2 м<sup>2</sup>.

#### Направления дальнейшего совершенствования систем обеспечения теплового режима разгонных блоков

Дальнейшее совершенствование СОТР РБ обусловлено необходимостью снижения собственной массы блока и упрощения процедур его наземной подготовки.

Успешная эксплуатация в течение более 10 лет разработанных РКК «Энергия» негерметичных спутников связи «Ямал-100» и «Ямал-200» [4] с пассивными СОТР создала предпосылки для внедрения аналогичных подходов к созданию СОТР долговременных обитаемых модулей (например, модуль «Рассвет» – МИМ1 и узловой модуль МКС). Естественным образом встал вопрос перехода при создании СОТР короткоживущего РБ на пассивные СОТР. До 2014 г. препятствием к такому переходу служил консерватизм разработчиков некоторой бортовой аппаратуры, требующей прокачки жидкого однофазного теплоносителя через встроенный в приборный контейнер теплообменник.

Пересмотр концепции теплового обеспечения приборного состава РБ в пользу кондуктивного теплоотвода через согласованный

интерфейс позволит отказаться от гидравлического контура СОТР, выполняющего функцию централизованной «тепловой шины» и содержащего в своем составе большое число элементов пониженной надежности (насосы, компенсаторы, сварные швы централизованного трубопровода, запорная арматура).

Кроме того, отказ от гидроконтура СОТР в пользу пассивных децентрализованных средств (тепловые трубы, электронагреватели и т. п.) позволяет исключить из технологического цикла подготовки блока такие трудоемкие и длительные операции, как проверка на герметичность, заправка, регламентные работы по подтверждению работоспособности гидроконтура. Дополнительно в части СОТР снимаются ограничения на температуру окружающей среды при транспортировании и других наземных технологических операциях, увеличиваются до 15–30 лет сроки хранения СОТР в составе изделия, увеличиваются интервалы времени между регламентными работами и сокращается их объем.

Концепция децентрализованной СОТР пассивного типа для РБ разработана и подготовлена к реализации на РБ «Двина-МЛ».

Приборное оборудование РБ «Двина-МЛ», в т. ч. системы управления, не требует жидкостного термостатирования. Обеспечение теплового режима приборов обеспечивается кондуктивным теплоотводом на установочную поверхность.

Приборное оборудование блока «Двина-МЛ» размещается на установочной поверхности приборной панели, выполненной в виде сегментированного кольца. Внутри панели размещены тепловые трубы и, при необходимости, электронагреватели. Панель с тепловыми трубами является приемником, средством перераспределения и частичного сброса избыточного тепла. Оставшийся избыток тепла отводится тепловыми трубами на радиационный теплообменник и сбрасывается в окружающее пространство. Каждый сегмент приборной панели осуществляет сброс избыточного тепла через автономный радиатор [3].

Схема разгонного блока «Двина-МЛ» приведена на рис. 6. Размещение тепловых труб внутри панелей показано на рис. 7.

Сравнение СОТР пассивного типа и СОТР с гидроконтуром для РБ «Двина-МЛ» приведено в таблице.

Из таблицы видны существенные технические и эксплуатационные преимущества СОТР пассивного типа. Эти преимущества

становятся более ощутимы при учете приборов управления СОТР.

Применение в составе СОТР разгонного блока «Двина-МЛ» современных пленочных материалов ЭВТИ и терморегулирующих прокладок также ведет к улучшению массовых характеристик системы.

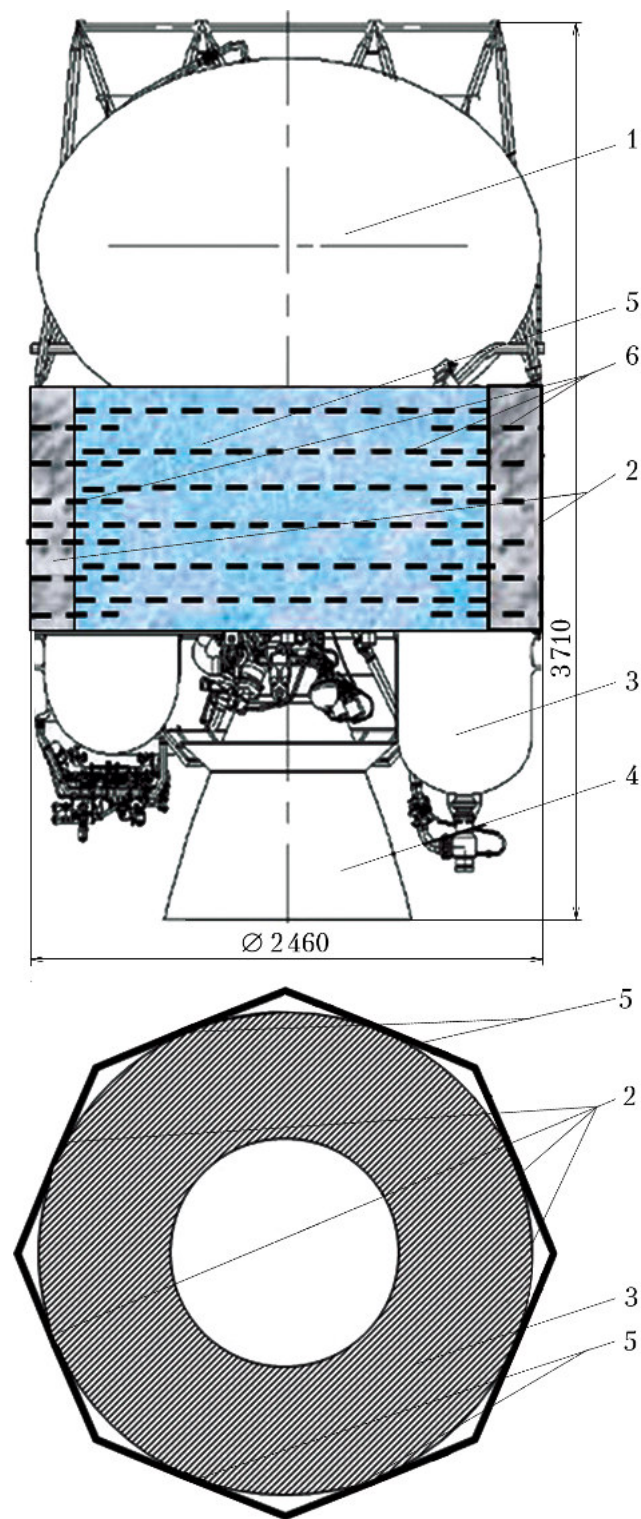


Рис. 6. Схема разгонного блока «Двина-МЛ»: 1 – бак окислителя; 2 – радиационные теплообменники; 3 – бак горючего; 4 – маршевый двигатель; 5 – приборная панель; 6 – тепловые трубы

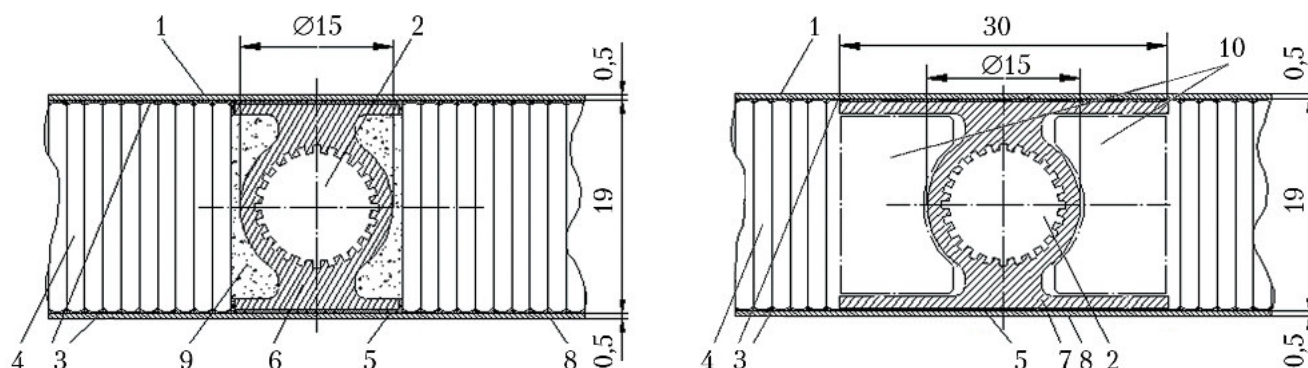


Рис. 7. Размещение тепловых труб внутри панелей: 1 – наружная обкладка панели (Д16АТ); 2 – рабочее тело тепловой трубы; 3 – слой клея ВК-36-РТ140; 4 – сотовый вкладыш (АМг-2Н); 5 – слой клея НИИКАМ-ВК-41Т; 6 – тепловая труба с обрезанными полками; 7 – тепловая труба; 8 – внутренняя обкладка панели (Д16АТ); 9 – пена; 10 – зона установки электронагревателей

Таблица

**Сравнение системы обеспечения теплового режима (СОТР) пассивного типа и СОТР с гидроконтуром для разгонного блока «Двина-МЛ»**

Параметр сравнения		СОТР с гидроконтуром	СОТР пассивного типа
Суммарная масса, кг (без учета массы экранно-вакуумной теплоизоляции)		60...70	30
Хладопроизводительность системы, Вт		450...550	550...650
Собственное электропотребление, Вт		30...40	На опорной орбите не требуется
Вероятность безотказной работы		0,9990	0,9999
Срок службы, лет		7-8	30
Периодичность регламентных работ при хранении в составе разгонного блока		2 года	Не требуется
Длительность наземных испытаний на заводе изготовителе и полигоне запуска (ТК)	Завод	5-7 дней	Не более 4 ч
	ТК	5-7 дней	Не более 4 ч
Необходимость капитального специального оборудования для проведения проверок	Завод	Стенд испытаний на герметичность	Нет
	ТК	Стенд испытаний на герметичность, стенд заправки	Нет
Номенклатура агрегатов и арматуры (наименований/общее количество)		18/21	3-4/20
Номенклатура приборов управления (в т. ч. датчики) (наименований/масса/общее количество)		5/7 кг/5	Нет

**Выводы**

1. Использование гидравлических контуров в составе СОТР РБ связано с требованиями разработчиков приборного оборудования необходимости жидкостного термостатирования приборов (в первую очередь – приборов системы управления РБ).

2. Переход на приборы, тепловой режим которых обеспечивается кондуктивным теплоотводом на установочную поверхность, позволит отказаться от гидравлических и газовых контуров в составе СОТР. Установка приборов на приборные панели с тепловыми трубами

и переход на пассивные СОТР, как это сделано на негерметичных спутниках связи «Ямал-100» и «Ямал-200», даст существенные технические и эксплуатационные преимущества.

**Список литературы**

1. Вачнадзе В.Д., Овечко-Филиппов Э.В., Смоленцев А.А., Соколов Б.А. Разработка, этапы модернизации и итоги пятидесятилетней эксплуатации первого отечественного жидкостного ракетного двигателя замкнутой схемы // Космическая техника и технологии. 2015. № 2(9). С. 82-90.



2. Филин В.М. Ракета космического назначения Zenit-3SL для программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 40–48.

3. Басов А.А., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Радиаторы на тепловых трубах в системах терморегулирования пилотируемых космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 37–41.

4. Ганзбург М.Ф., Кропотин С.А., Мурашко В.М., Попов А.Н., Севастьянов Н.Н., Смоленцев А.А., Соколов А.В., Соколов Б.А., Сухов Ю.И. Итоги десятилетней эксплуатации электроракетных двигательных установок в составе двух телекоммуникационных аппаратов «Ямал-200» на геостационарной орбите // Космическая техника и технологии. 2015. № 4(11). С. 25–39.

Статья поступила в редакцию 02.06.2016 г.

## Reference

1. Vachnadze V.D., Ovechko-Filippov E.V., Smolentsev A.A., Sokolov B.A. *Razrabotka, etapy modernizatsii i itogi pyatidesyatiletnei ekspluatatsii pervogo otechestvennogo zhidkostnogo raketnogo dvigatelya zamknutoi skhemy* [Development, upgrade phases and results of fifty years of operation of our country's first closed-loop liquid rocket engine]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2015, no. 2(9), pp. 82–90.

2. Filin V.M. *Raketa kosmicheskogo naznacheniya Zenit-3SL dlya programmy «Morskoi start»* [Zenit-3SL integrated launch vehicle for Sea Launch Program]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 2(5), pp. 40–48.

3. Basov A.A., Prokhorov Yu.M., Surguchev O.V. *Radiatory na teplovykh trubakh v sistemakh termoregulirovaniya pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov* [Radiators on heat pipes in thermal control systems of manned spacecraft]. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2011, no. 3, pp. 37–41.

4. Ganzburg M.F., Kropotin S.A., Murashko V.M., Popov A.N., Sevast'yanov N.N., Smolentsev A.A., Sokolov A.V., Sokolov B.A., Sukhov Yu.I. *Itogi desyatiletnei ekspluatatsii elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok v sostave dvukh telekommunikatsionnykh apparatov «Yamal-200» na geostatsionarnoi orbite* [Results of ten years of operation of electric thrusters within two telecommunication spacecrafts YAMAL-200 in geostationary orbit]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2015, no. 4(11), pp. 25–39.