

## **Анализ вариантов сокращения энергопотребления в процессах поддержания тепловых режимов космических аппаратов на стартовых комплексах**

© О.П. Матвеева, А.Ю. Романяк, И.С. Удовик

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*При подаче теплоносителя с требуемыми параметрами к космическому аппарату для поддержания тепловых режимов при подготовке системы к пуску необходимы значительные энергозатраты, а также громоздкое наземное оборудование в укрепленных сооружениях. Обоснована возможность существенного снижения энергозатрат наземным оборудованием. Результат достигается за счет циркуляции теплоносителя через межслойное пространство головного обтекателя. Это исключает контакт теплоносителя с космическим аппаратом, существенно упрощает требования к теплоносителю. Становятся возможными размещение наземного оборудования на уровне обслуживания космической головной части, значительное сокращение длины воздухопроводов для теплоносителя, а также теплопотерь в них.*

**Ключевые слова:** подготовка к пуску, наземное оборудование, тепловой режим, космический аппарат, замкнутый контур, энергопотребление

**Введение.** При подготовке ракеты космического назначения (РКН) к пуску на стартовом комплексе (СК) одной из ответственных операций является постоянное поддержание тепловых режимов космической головной части (КГЧ) с помощью наземного оборудования холодильно-нагревательных центров, систем газоснабжения, соединительных воздухопроводов с запорно-перепускающей арматурой. Наземное оборудование обеспечивает подготовку теплоносителей с требуемыми параметрами и их подачу в циркуляционные контуры через воздухопроводы к космическому аппарату (КА) и разгонному блоку.

На отечественных СК чаще применяют воздушные системы обеспечения теплового режима (ВСОТР) космического аппарата с разомкнутым контуром теплоносителя. Системы обеспечивают подготовку и подачу воздуха с заданными температурой, влажностью и чистотой по воздуховодам к КА, циркуляцию воздуха через свободное пространство между КА и головным обтекателем (ГО) и сброс его в атмосферу [1–3]. Располагаются системы в наземных или укрепленных сооружениях, а соединительные воздухопроводы прокладываются от сооружений до уровня КГЧ установленной РКН на стартовой системе для подготовки к пуску.

Такие технические решения ВСОТР имеют следующие основные недостатки:

- существенные тепловые потери по длине воздуховода ВСОТР;
- потребность в подготовке значительных расходов воздуха с заданными значениями температуры, влажности и чистоты;
- повышенные требования к герметичности длинных магистралей для снижения инфильтрации;
- необходимость в создании больших холодильно-нагревательных центров с громоздким оборудованием, потребляющим значительное количество электроэнергии и материальные ресурсы.

Снижение энергопотребления и расхода материальных ресурсов при функционировании наземных ВСОТР позволит сократить стоимость подготовки к пуску РКН в целом и, как следствие, стоимость пуска.

Обоснование возможности построения наземных ВСОТР для КА при подготовке к пуску перспективных РКН с пониженным энергопотреблением является целью исследования.

**Обзор источников.** Один из способов решения поставленной задачи — разработка мобильной ВСОТР с рециркуляционным контуром и теплонакопителем как элемента для сглаживания пиковой потребной тепловой мощности [4]. Однако из работы [4] остается не ясно, в чем состоит мобильность предложенной ВСОТР. Кроме того, обеспечение согласованности характеристик теплонакопителя в составе центрального кондиционера для достижения потребной тепловой мощности ВСОТР с заданным температурно-влажностным уровнем теплоносителя для циркуляции под ГО представляется сложной задачей.

В работе [4] также предложено использовать замкнутый воздушный контур и размещать основные элементы ВСОТР на площадке агрегата обслуживания КГЧ. Действительно, потери тепловой мощности длинного воздуховода могут существенно превышать потребную тепловую мощность для поддержания тепловых режимов КА, поэтому размещение теплопреобразующего оборудования ВСОТР вблизи КА является перспективным вариантом.

В то же время, согласно правилам установки электрооборудования (ПУЭ), регламентируемым нормативными документами Минэнерго России, классы пожаровзрывоопасных зон в ракете и вокруг нее варьируют в диапазоне уровней от П-III до В-Ia. Данные требования обуславливают необходимость обеспечения соответствия всех видов расположенного вблизи РКН оборудования классу его зоны по ПУЭ. Для выполнения этих требований помещения с оборудованием для подготовки используемых сред (например, воздуха для ВСОТР) размещают на расстоянии от РКН, превышающем 300 м.

С одной стороны, такое размещение оборудования позволяет снизить требования к его исполнению с точки зрения пожаровзрывобезопасности и, следовательно, снизить затраты на создание оборудования. Однако, с другой стороны, придется использовать длинные

воздуховоды с большими теплотерями, со сложной трассировкой при монтаже и мощные вентиляторы для преодоления больших аэродинамических сопротивлений в воздуховодах.

Вместо воздуха при поддержании тепловых режимов КА на СК могут использоваться другие рабочие газы, например азот. Для обеспечения типовых требований к параметрам рабочих газов (влажности, температурному диапазону и их скорости в полости между ГО и КА, к составу и размеру частиц пыли и других видов загрязнений) используется широкий спектр наземного оборудования.

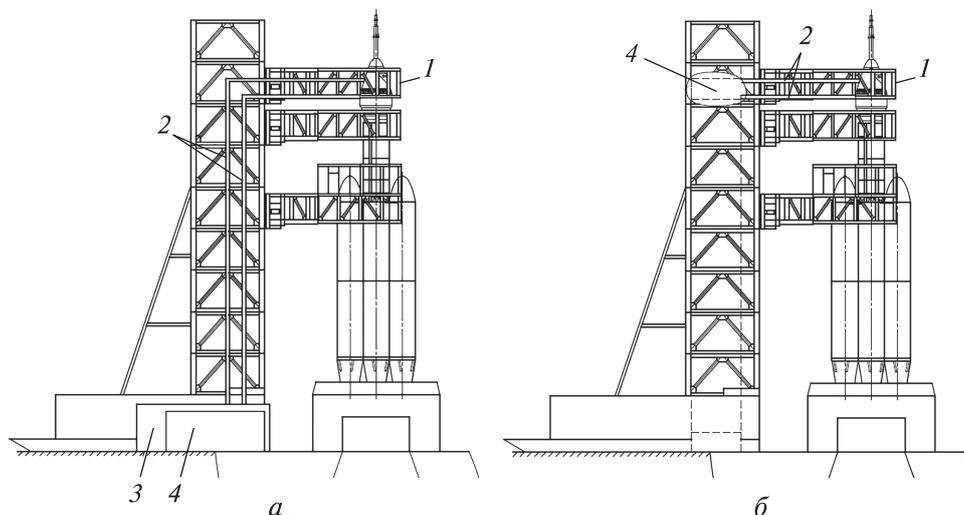
Так, осушку газообразного теплоносителя до требуемого влагосодержания можно выполнять, как и на промышленных объектах: либо путем поглощения влаги сорбентами в адсорберах с циклическим режимом функционирования, либо вымораживанием с помощью холодильных машин [5]. Для повышения влагосодержания в газовой среде используются увлажнительные устройства, установленные, например, в подводящем воздуховоде [6]. В ходе этих процессов температура теплоносителя может значительно изменяться и, следовательно, потребуются мощные холодильно-нагревательные установки (ХНУ).

Для высокой степени очистки теплоносителя от пыли и других загрязнений обычно устанавливаются фильтры по всей длине воздуховода с различными уровнями очистки — от большего к меньшему, которые способствуют дополнительному увеличению аэродинамического сопротивления воздуховодов ВСОТР.

**Постановка задачи.** В течение всего времени подготовки РКН к пуску ВСОТР должна поддерживать заданный для КА температурно-влажностный режим (ТВР) с использованием газообразных теплоносителей, удовлетворяющих приведенным типовым требованиям, а также требованиям к размещению сооружений и систем СК в соответствии с ПУЭ.

Вследствие высокого энергопотребления элементов ВСОТР с существующей разомкнутой схемой использования газообразных теплоносителей (вариант 1, рис. 1, *a*) становится актуальной задача сравнительного анализа варианта 1 с альтернативными вариантами ВСОТР с замкнутой схемой циркулирующих теплоносителей (вариант 2). В замкнутых схемах предполагается размещение элементов температурной подготовки теплоносителей ВСОТР на уровне площадки обслуживания КГЧ (рис. 1, *b*) при условии выполнения требований по пожаровзрывобезопасности.

В случае ВСОТР с замкнутой схемой (вариант 2) рассматриваются два подварианта: 2.1 — циркуляция газообразного теплоносителя через пространство под ГО, как это принято в настоящее время; 2.2 — циркуляция газообразного теплоносителя через пространство между двумя слоями ГО, т. е. через двухслойный ГО.



**Рис. 1.** Варианты размещения воздушной системы обеспечения теплового режима в сооружении стартового комплекса (а) и на уровне площадки обслуживания космической головной части (б):

1 — площадка обслуживания КГЧ; 2 — воздуховоды; 3 — сооружение; 4 — ВСОТР

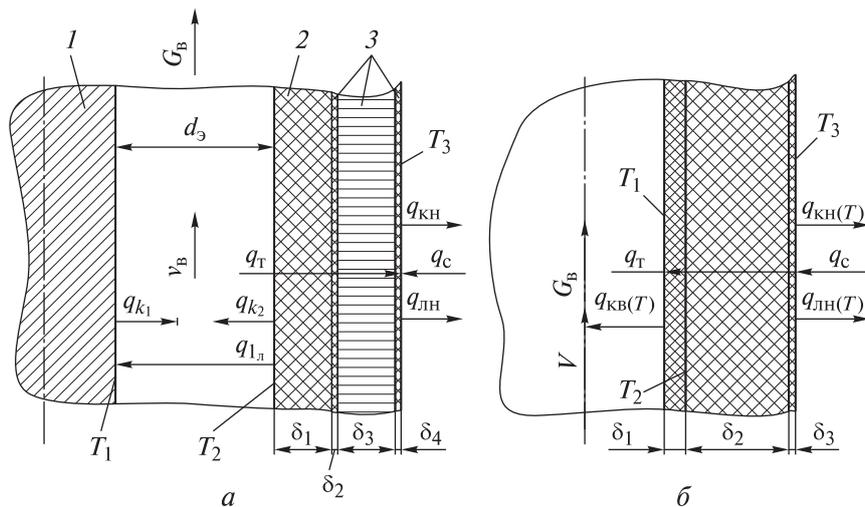
Подача теплоносителя в замкнутый воздуховод для циркуляции газа под ГО (подвариант 2.1) в начале функционирования и в дальнейшем для компенсации инфильтрации выполняется по стационарным воздуховодам 2 от баллонов наземной ресиверной (см. рис. 1). Баллоны ресиверной заполняются осушенными чистыми сжатыми газами в межпусковой период до начала подготовки РКН к пуску. Это позволит более равномерно расходовать электроэнергию и ресурс оборудования компрессорных станций, а также адсорберов и ХНУ.

В предлагаемом подварианте 2.2 появляется возможность использовать газообразный теплоноситель с невысокими требованиями по чистоте, влагосодержанию и скорости, поскольку создаются условия для поддержания теплового режима КА без его контакта с теплоносителем.

Задача состоит в проведении сравнительного анализа относительной потребляемой электроэнергии существующего варианта ВСОТР для КГЧ с разомкнутой схемой (вариант 1) и двух представленных подвариантов (2.1 и 2.2) с замкнутой схемой при их применении в ходе подготовки РКН к пуску на основе результатов теплового и аэродинамического расчетов. Основные выводы можно использовать в дальнейшем при формировании технического облика ВСОТР для перспективных РКН.

**Схемы для тепловых и аэродинамических расчетов вариантов наземных воздушных систем обеспечения теплового режима для космической головной части.** Для определения сравнительных

характеристик вариантов разомкнутой и замкнутых схем ВСОТР используются расчетные схемы теплообмена элементов КГЧ с газовыми потоками (рис. 2, варианты 1 и подвариант 2.1 [7], рис. 3, подвариант 2.2). На рис. 2, а показано, что в вариантах 1 и 2.1 используются ГО с сотовым наполнителем, выполненным из алюминиевого сплава [8], покрытого белой эмалью.



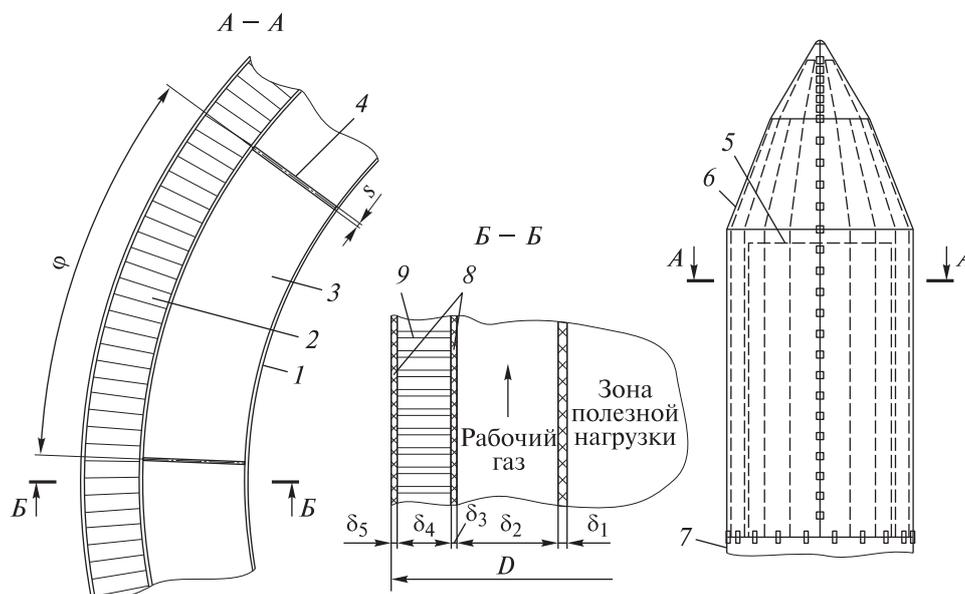
**Рис. 2.** Расчетная схема теплообмена космической головной части (а) и воздуховода (б) с газовыми потоками для воздушных систем обеспечения теплового режима (вариант 1 и подвариант 2.1 (летний режим)):

1 — космический аппарат; 2 — теплоизоляция; 3 — головной обтекатель;  $T_i$  — температура стенок;  $\delta_i$  — толщины слоев стенок, ( $i = 1 \dots 4$ );  $d_3$  — эквивалентный диаметр зазора;  $v_b$  — скорость воздуха в кольцевом зазоре;  $G_b$  — расход воздуха в зазоре;  $q_k, q_t, q_l$  — плотность удельных тепловых потоков, передаваемых за счет конвекции (к), теплопроводности (т) и излучения (л)

На внутреннюю поверхность ГО нанесена базальтовая теплоизоляция (ТИ) с пониженной плотностью [9]. Примем, что между КА и ГО имеется кольцевой зазор для циркуляции теплоносителя (газа) ВСОТР. Принципиальные различия в расчетных схемах для варианта 1 и подварианта 2.1 отсутствуют.

Аналогичная расчетная схема используется для тепловых расчетов воздуховодов (рис. 2, б). Воздуховод снаружи имеет теплоизолирующий слой с отражающим покрытием.

Для подварианта 2.2 газ, поддерживающий тепловые режимы КГЧ, циркулирует сверху вниз через дискретные полости 3, образованные внешней стенкой ГО из углепластика с сотовым наполнителем 2 и внутренней стенкой 1 ГО со стрингером 4.



**Рис. 3.** Расчетная схема теплообмена космической головной части с газовыми потоками для воздушных систем обеспечения теплового режима (подвариант 2.2): 1 — внутренняя стенка головного обтекателя; 2 — сотовый наполнитель; 3 — полости для циркуляции газа; 4 — стрингер; 5 — космический аппарат; 6 — головной обтекатель; 7 — ракета-носитель; 8 — углепластик; 9 — сотовый наполнитель

**Методы и результаты тепловых расчетов вариантов наземных воздушных систем обеспечения теплового режима для космической головной части при подготовке к пуску на стартовом комплексе.** Моделирование теплообменных процессов между окружающей средой и элементами КГЧ проводится для определения потребного расхода теплоносителя, подаваемого от наземной ВСОТР с заданными температурой и влажностью в циркуляционный контур под ГО или между его слоями (см. рис. 2, 3). Такой системный подход к одновременному учету характеристик наземных ВСОТР и КГЧ позволит обосновать технический облик ВСОТР и варианты ее размещения на СК (см. рис. 1).

Поскольку для всех вариантов используется сотовый наполнитель (СЗ) из алюминиевого сплава (вариант 1, подвариант 2.1) или из углепластика (подвариант 2.2), необходимо выбрать регулярные размеры граней сот и определить эквивалентную теплопроводность СЗ  $\lambda_{СЗ}$ .

Значение  $\lambda_{СЗ}$  можно определить по формуле, полученной с применением метода тепловой электроанalogии [10]:

$$\lambda_{СЗ} = \frac{\lambda_n + \lambda_{воз} (C\bar{\rho} - 1)}{C\bar{\rho}}, \quad (1)$$

где  $\lambda_n, \lambda_{\text{воз}}$  — теплопроводность наполнителя (алюминиевого сплава или углепластика) и воздуха соответственно, Вт/(м·К);  $\bar{\rho}$  — средняя плотность сотового наполнителя, кг/м<sup>3</sup>;  $C$  — безразмерный геометрический параметр.

Величины, используемые в формуле (1), определяются из соотношений:

$$C = \frac{2\delta_n + Ka_c \sin \beta}{Ka_c \sin \beta};$$
$$\bar{\rho} = \frac{\rho_n}{\rho_{\text{СЗ}}};$$
$$\rho_{\text{СЗ}} = \frac{\delta_n \rho_n (1 + K)}{(\delta_n + Ka_c \sin \beta)(1 + K \cos \beta)},$$

где  $\delta_n$  — толщина наполнителя, м;  $a_c$  — ширина соединительной стороны, по которой происходит склеивание ячеек для образования сотоблока, м;  $K$  — коэффициент формы;  $\beta$  — угол раскрытия СЗ;  $\rho_n, \rho_{\text{СЗ}}$  — соответственно плотность материала наполнителя и СЗ, кг/м<sup>3</sup>.

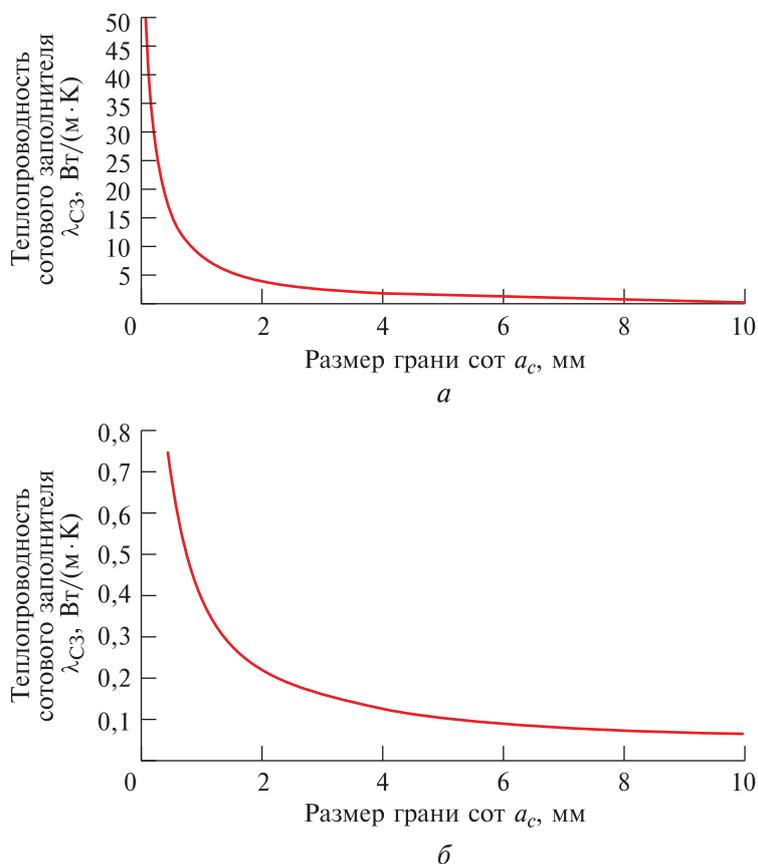
Рассмотрим характер изменения эквивалентной теплопроводности для СЗ при изменении параметра  $a_c$  (рис. 4). Для алюминиевого сплава наибольшие изменения теплопроводности происходят для СЗ с гранями до  $a_c < 2,0 \dots 2,5$  мм, а для углепластика — до  $a_c < 2,5 \dots 3,0$  мм.

Используя данные зависимости  $\lambda_{\text{СЗ}}(a_c)$  (см. рис. 4) и существующий сортамент СЗ, следует выбрать предпочтительный сортамент СЗ. Так, для алюминиевого сплава СЗ с параметром сот  $a_c = 2,5$  мм и с удовлетворительными прочностными характеристиками эквивалентная теплопроводность составит около 3 Вт/(м·К).

При определении коэффициента теплопередачи для расчетных схем (см. рис. 2) рассматривается сложный теплообмен [7, 11]. Коэффициенты конвективной теплоотдачи на наружной поверхности ГО и внутренней поверхности ТИ определяются с помощью известных комплексов Нуссельта  $Nu_n, Nu_3$ , Рейнольдса  $Re_n, Re_3$ , Прандтля  $Pr_n, Pr_3$ , Грасгофа  $Gr$  при следующих известных или заданных характерных значениях: наружного диаметра ГО (индекс «н») и эквивалентного диаметра кольцевого зазора (индекс «э»).

При определении расхода теплоносителя  $G_{\text{ТН}}$  для варианта 1 и подварианта 2.1 используется метод последовательных приближений

температурных параметров (см. рис. 2) с точностью согласования температур в итерациях до выполнения условия  $|T_{ij} - T_{i(j+1)}| \leq 0,05 \text{ К}$  ( $j$  — номер итерации).



**Рис. 4.** Эквивалентная теплопроводность сотового заполнителя в зависимости от размеров граней алюминиевых сот ( $\delta_n = 0,03 \text{ мм}$ ) (а) и сот из углепластика ( $\delta_n = 0,5 \text{ мм}$ ) (б)

Теплообменные процессы взаимодействия газовых потоков и КГЧ с двухслойным ГО из углепластика (подвариант 2.2) моделировались численно с помощью программного комплекса NX в модуле FloEFD. Расчетная сетка представлена на рис. 5. Трехмерная сетка имеет шесть уровней дробления и состоит из 5 859 635 гексаэдральных элементов, из которых 3 615 166 — элементы текучей среды.

Поскольку конструкция ГО симметрична, расчет проведен для половины его модели. На рис. 6 представлено изменение температуры внутренней стенки ГО со стороны расположения КА по мере движения воздуха внутри. Температурное смещение по поверхности стенки вызвано ее нагревом со стороны Солнца.

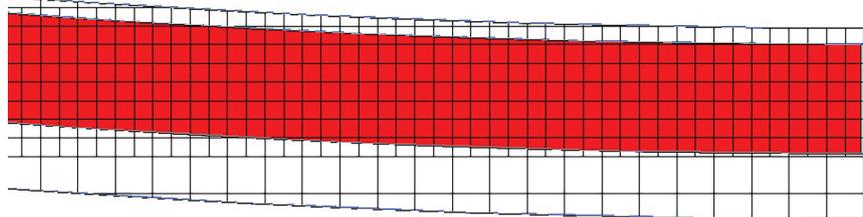


Рис. 5. Расчетная сетка

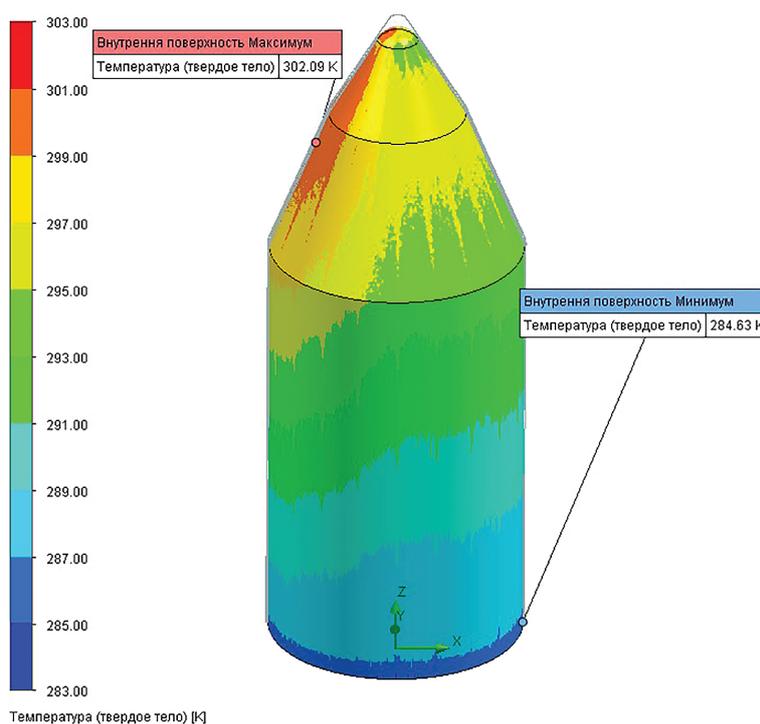


Рис. 6. Эпюра температуры стенки со стороны КА

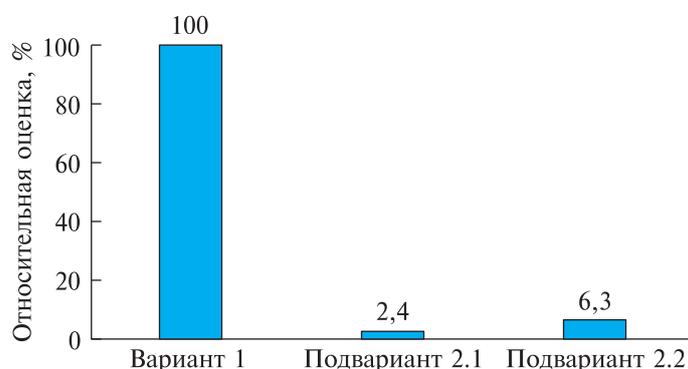
Расчетные данные для всех вариантов получены для КГЧ с размерами ГО, характерными для тяжелой РКС [12, 13]. Используются следующие общие исходные параметры и условия летнего режима применения ВСОТР:

Температура окружающей среды, °С .....	+50
Скорость ветра, м/с, не более .....	1
Плотность солнечного потока, Вт/м <sup>2</sup> .....	750
Температура воздуха на входе в ГО, °С .....	+10
Объемный расход воздуха под ГО, м <sup>3</sup> /ч .....	9000
Теплопроводность углепластика, Вт/(м·К) .....	0,75
Теплопроводность сотового пакета из него, Вт/(м·К) .....	2,4
Степень черноты углепластика .....	0,9
Коэффициент поглощения солнечного излучения внешним покрытием ГО .....	0,3

Сравнительный аэродинамический расчет схем ВСОТР проводился с использованием метода аддитивного учета потерь давления газового теплоносителя в основных элементах системы — в воздуховодах, фильтрах, ХНУ, запорно-перепускающей арматуре, в негерметичных стыках соединений [14]. Результаты расчетов показали, что требуемый напор газа, создаваемый с помощью энергопотребляющего оборудования в разомкнутой схеме ВСОТР с учетом длинных воздуховодов (вариант 1), в 3,9 раз больше, чем в замкнутых схемах (подварианты 2.1 и 2.2).

В схеме для варианта 2.2 потребуется в 3,5 раза больше энергопотребления на охлаждение воздуха, чем в схеме для подварианта 2.1, за счет тепловых потерь в ГО. Это объясняется существенным различием перепада температур газа между входом под ГО или между слоями ГО и выходом: 13 °С — подвариант 2,2; 3,7 °С — подвариант 2,1.

Результаты расчетов позволили выполнить относительную оценку максимального энергопотребления ВСОТР для обеспечения тепловых режимов КА при подготовке РКН к пуску. Например, для вариантов ВСОТР с замкнутой схемой относительное энергопотребление в летнем режиме может быть снижено в 41 раз (подвариант 2.1) и в 15 раз (подвариант 2.2) по номинальной мощности по сравнению с существующей разомкнутой схемой (рис. 7).



**Рис. 7.** Результаты оценки максимального относительного энергопотребления воздушных систем обеспечения теплового режима для формирования температурно-влажностного режима космического аппарата при подготовке к пуску на стартовом комплексе (летний режим)

Несмотря на меньшее энергопотребление элементами ВСОТР в варианте 2.1, предпочтительнее вариант 2.2, так как в относительную оценку энергопотребления (см. рис. 7) элементами ВСОТР включена только та часть энергопотребления, которая расходуется при подготовке к пуску. Суммарное энергопотребление с учетом создания запасов баллонного газа в межпусковой период в подвариан-

те 2.1 будет соизмеримо с энергопотреблением варианта 1. В то же время в варианте 2.2 для поддержания тепловых режимов КА может быть использован воздух окружающей среды без специальных требований по влажности и чистоте.

Результаты аэродинамических расчетов газовых трактов ВСОТР с разомкнутой и замкнутыми схемами, а также результаты математического моделирования теплообменных процессов, связывающих требуемый тепловой режим КА и параметры окружающей среды через конструктивные элементы ГО, показывают возможность существенного снижения энергопотребления наземным оборудованием при подготовке к пуску РКН на СК. В дальнейшем потребуется проведение анализа элементной базы ВСОТР для реализации подварианта 2.2.

**Заключение.** Выполнен анализ относительного энергопотребления для различных вариантов наземных ВСОТР космических аппаратов. Варианты систем для поддержания тепловых режимов КА при подготовке к пуску РКН на СК различаются схемами его циркуляции, требуемыми параметрами теплоносителя (воздуха), размещением на СК.

Наименьшего энергопотребления системой можно достичь, исключив контакт теплоносителя с КА за счет его циркуляции между внешней стенкой ГО из углепластика с сотовым наполнителем и внутренней стенкой ГО со стрингерами. Это инновационное предложение позволит существенно снизить требования к теплоносителю по чистоте, влагосодержанию и скорости, расширить его допустимый температурный диапазон при допустимых параметрах по прочности и жесткости. Циркуляцию теплоносителя целесообразно осуществлять по схеме с замкнутым контуром, а инфильтрацию компенсировать забором воздуха из окружающей среды. Наряду с этим достигается значительное снижение относительного энергопотребления за счет размещения системы на уровне обслуживания КГЧ.

Результаты анализа основаны на математическом моделировании протекающих теплообменных процессов между теплоносителем и окружающей средой через конструктивные элементы ГО и воздуховодов, а также на аэродинамическом расчете газовых контуров.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Филин В.М., Клиппа В.П., Веселов В.Н., Негодяев В.И., Рожков М.В. *Способ обеспечения теплового режима головного блока в составе ракеты космического назначения и устройство для осуществления способа*. Пат. 2302982 Российская Федерация, 2007, бюл. № 20, 7 с.
- [2] Бармин И.В., ред. *Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники (инженерное пособие)*. В 3 кн. Москва, Полиграфикс РПК, 2005, кн. 1, 112 с., 2006, кн. 2, 375 с., 2012, кн. 3, 251 с.

- [3] Вольский А.П., Карин В.М., Николаев В.Н., Пригожин Н.И., Халдеев А.В., Шуйский И.А. *Космодром. Ракетно-космический комплекс*. Москва, Воениздат, 1977, 309 с.
- [4] Абсалямов Д.Р., Буяков С.Н., Брагиш А.В. Пути энергосбережения в воздушной системе обеспечения теплового режима ракеты космического назначения «Протон». *Труды военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*, 2010, № 628, с. 5–9.
- [5] Кельцев Н.В. *Основы адсорбционной техники*. Москва, Химия, 1984, 592 с.
- [6] Бармин И.В., Михальченко С.М., Сборец В.П., Панков Р.Л., Зверев А.Е., Пашков В.Е., Павливер А.М. *Способ термостатирования головной части воздухом высокого давления и система для его осуществления*. Пат. 2335438 Российская Федерация, 2008, бюл. № 28, 7 с.
- [7] Чугунков В.В. *Теплопередача при сложном теплообмене на поверхностях конструкций*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001, 28 с.
- [8] Головные обтекатели. АО «НПО Лавочкина». URL: <https://www.laspacespace.ru/company/products/launch-vehicles/fairings/> (дата обращения 21.11.2019).
- [9] *Материал теплозвукоизоляционный БТМ-1*. URL: <http://www.baztex.ru/products/material-teplozvukoizolyatsionnyu-ntw-1/> (дата обращения 20.10.2019).
- [10] Тихий В. Г., Кондратьев А. В., Смоленко А. Г., Кириченко В.А. Определение эффективного коэффициента теплопроводности сотового заполнителя методом электротепловой аналогии. *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*, 2012, № 2, с. 66–76.
- [11] Wong H.Y. *Handbook of Essential Formulae and Data on Heat transfer for engineers*. London and New York, Longman, 1977, 212 p.
- [12] Беляев А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Средства выведения космических летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 56 с.
- [13] Космическая деятельность. АО «ВНИИХОЛОДМАШ». URL: <http://vhm.ru/industry/opk/roscosmos/> (дата обращения 07.10.2019).
- [14] Идельчик И.Е., Штейнберг М.О., ред. *Справочник по гидравлическим сопротивлениям*. Москва, Машиностроение, 1992, 672 с.

Статья поступила в редакцию 27.11.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Матвеева О.П., Романык А.Ю., Удовик И.С. Анализ вариантов сокращения энергопотребления в процессах поддержания тепловых режимов космических аппаратов на стартовых комплексах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1942>

**Матвеева Ольга Петровна** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 70 научных работ в области тепломассообмена, гидродинамики в агрегатах и системах стартовых комплексов и их эксплуатации. e-mail: [kafsm8@bmstu.ru](mailto:kafsm8@bmstu.ru)

**Романык Александр Юрьевич** — студент VI курса кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 2 научных работ в области тепломассообмена, гидродинамики в агрегатах и системах стартовых комплексов и их эксплуатации. e-mail: [kafsm8@bmstu.ru](mailto:kafsm8@bmstu.ru)

**Удовик Илья Сергеевич** — студент VI курса кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 2 научных работ в области динамических процессов в транспортно-установочных тележках стартовых комплексов, конструкции их составных элементов. e-mail: [kafsm8@bmstu.ru](mailto:kafsm8@bmstu.ru)

## **Analysing options of reducing power consumption of thermal condition maintenance processes in spacecraft at launch pads**

© O.P. Matveeva, A.Yu. Romanyak, I.S. Udovik

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*Supplying a spacecraft with heat carrier featuring the parameters required in order to maintain thermal conditions during system preparation for launch involves considerable power consumption and requires bulky ground equipment in fortified structures. The paper establishes the possibility to decrease power consumption by ground equipment considerably. This result is due to circulating heat carrier between the layers of the fairing. This eliminates contact between the heat carrier and the spacecraft and substantially simplifies requirements posed to the heat carrier. It becomes possible to place ground equipment at the service level of the spacecraft upper stage and to reduce significantly the air duct lengths containing the heat carrier and the heat loss within them.*

**Keywords:** pre-launch preparation, ground equipment, thermal conditions, spacecraft, closed loop, power consumption

### REFERENCES

- [1] Filin V.M., Klippa V.P., Veselov V.N., Negodyaev V.I., Rozhkov M.V. *Sposob obespecheniya teplovogo rezhima golovnogo bloka v sostave rakety kosmicheskogo naznacheniya i ustroystvo dlya osushchestvleniya sposoba* [Method of ensuring certain thermal conditions in a space rocket upper stage and a device to implement the method]. Patent RU2302982, 2007, bulletin no. 20, 7 p.
- [2] Barmin I.V., ed. *Tekhnologicheskie obyekty nazemnoy infrastruktury raketno-kosmicheskoy tekhniki. Inzhenernoe posobie* [Technological objects of aerospace ground infrastructure. Engineering manual]. In 3 books. Moscow, Poligrafiks RPK Publ., 2005 book 1, 2006 book 2, 2012 book 3.
- [3] Volskiy A.P., Karin V.M., Nikolaev V.N., Prigozhin N.I., Khaldeev A.V., Shuyskiy I.A. *Kosmodrom. Raketno-kosmicheskii kompleks* [Spaceport. Aerospace complex]. Moscow, State Publishing House of Military Literature, 1977, 309 p.
- [4] Absalyamov D.R., Buyakov S.N., Bragish A.V. *Trudy voenno-kosmicheskoy akademii imeni A.F. Mozhayskogo — Proceedings of the Mozhaysky Military Space Academy*, 2010, no. 628, pp. 5–9.
- [5] Keltsev N.V. *Osnovy adsorbtsionnoy tekhniki* [Foundations of adsorption engineering]. Moscow, Khimiya Publ., 1984, 592 p.
- [6] Barmin I.V., Mikhailchenko S.M., Sborets V.P., Pankov R.L., Zverev A.E., Pashkov V.E., Pavlivker A.M. *Sposob termostatirovaniya golovnoy chasti vozdukhom vysokogo davleniya i sistema dlya ego osushchestvleniya* [Method for rocket head thermostating by high-pressure air and a system to implement the method]. Patent RU2335438, 2008, bulletin no. 28, 7 p.
- [7] Chugunkov V.V. *Teploperedacha pri slozhnom teploobmene na poverkhnostyakh konstruksiy* [Heat transfer in complex heat transfer cases on structural surfaces]. Moscow, BMSTU Publ., 2001, 28 p.
- [8] Fairings. *Lavochkin Association*. Available at: <https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fairings/> (accessed November 21, 2019).

- [9] *Material teplozvukoizolyatsionnyy BTM-1* [Soundproofing and thermal insulation BTM-1 material]. Available at: <http://www.baztex.ru/products/material-teplozvukoizolyatsionnyy-ntw-1/> (accessed October 20, 2019).
- [10] Tikhii V.G., Kondratev A.V., Smolenko A.G., Kirichenko V.A. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksiy letatelnykh apparatov — Issues of design and manufacture of flying vehicles*, 2012, no. 2, pp. 66–76.
- [11] Wong H.Y. *Handbook of Essential Formulae and Data on Heat transfer for Engineers*. London and New York, Longman, 1977, 212 p.
- [12] Belyaev A.V., Zelentsov V.V., Shcheglov G.A. *Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh letatelnykh apparatov* [Means of spacecraft orbit insertion]. Moscow, BMSTU Publ., 2007, 56 p.
- [13] Kosmicheskaya deyatelnost [Vniikholodmash-Holding JSC. Aerospace activity]. *AO VNIKhOLODMASH*. Available at: <http://vhm.ru/industry/opk/roscosmos/> (accessed October 7, 2019).
- [14] Idelchik I.E., Shteynberg M.O., ed. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* [Handbook on friction loss values]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 672 p.

**Matveeva O.P.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket Launch Complexes, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 70 scientific publications in the field of heat and mass transfer, fluid dynamics in launch complex assemblies and systems, and their operation. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

**Romanyak A.Yu.**, sixth year student, Department of Rocket Launch Complexes, Bauman Moscow State Technical University. Author of 2 scientific publications in the field of heat and mass transfer, fluid dynamics in launch complex assemblies and systems, and their operation. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

**Udovik I.S.**, sixth year student, Department of Rocket Launch Complexes, Bauman Moscow State Technical University. Author of 2 scientific publications in the field of dynamic processes in transporter erectors of launch complexes and their component design. e-mail: kafsm8@bmstu.ru