

Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 4. С. 158–166
Thermal processes in engineering, 2023, vol. 15, no. 4, pp. 158–166

Научная статья
УДК 629.7.023.22
DOI: 10.34759/tpt-2023-15-4-158-166

Система теплозащитного покрытия пилотируемого спускаемого аппарата марсианской экспедиции, входящего в атмосферу Земли с большими сверхзвуковыми скоростями

В.Е. Миненко^{1✉}, Н.А. Столярова¹

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия
✉ victorminenko@mail.ru

Аннотация. В статье приведены основные зависимости, которые используются в инженерной практике для расчета конвективных и радиационных тепловых потоков в точке притупления спускаемого аппарата. Проведен анализ плотностей тепловых потоков, по результатам которого был определен класс материалов теплозащитного покрытия. Авторами предложена новая конструктивная схема теплозащитного покрытия – панельная. Переход к панельному типу теплозащитного покрытия позволит существенно упростить самые разнообразные тепловые испытания, а также облегчить сборку спускаемого аппарата и обслуживание его систем.

Ключевые слова: теплозащитное покрытие, спускаемый аппарат, тепловые испытания, тепловые потоки, сверхзвуковая скорость

Для цитирования. Миненко В.Е., Столярова Н.А. Система теплозащитного покрытия пилотируемого спускаемого аппарата марсианской экспедиции, входящего в атмосферу Земли с большими сверхзвуковыми скоростями // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 4. С. 158–166. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-4-158-166

Original article

Heat protective coating system of martian expedition manned descent module, entering the Earth atmosphere at large supersonic speeds

V.E. Minenko^{1✉}, N.A. Stoliarova¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia
✉ victorminenko@mail.ru

Abstract. The article presents basic dependencies applied in engineering practice to compute convective and radiative heat flows at the blunting point of the descent module. The analysis of heat flux densities was performed, which results allowed selecting materials of the heat-protective coating. The authors suggested the new structural scheme of the heat-protective coating, namely the paneled one. Transition to the paneled type

will allow significant simplification of the variety of the heat tests, as well as facilitation of the descent module assembly and servicing of its systems.

Keywords: heat protective coating, descent module, heat testis, heat flows, supersonic speed

For citation. Minenko V.E., Stoliarova N.A. Heat protective coating system of martian expedition manned descent module, entering the Earth atmosphere at large supersonic speeds. *Thermal processes in engineering*, 2023, vol. 15, no. 4, pp. 158–166. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2023-15-4-158-166

Введение

Ключевой проблемой пилотируемой космонавтики является разработка системы тепловой защиты спускаемого аппарата (СА) при возвращении на Землю. Развитию и совершенствованию теплозащиты космических аппаратов были посвящены работы известных ученых, таких как В.С. Авдудевский, Ю.В. Полежаев, В.С. Зарубин, С.В. Резник. Были проведены теоретические и экспериментальные исследования в ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», «ЦНИИМАШ», НПО «Композит», ФГУП ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского, в МГТУ им. Н.Э. Баумана, МГУ имени М.В. Ломоносова и др. Но современные аэродинамические трубы не способны разогнать воздушный поток до больших сверхзвуковых скоростей, а их диаметр не всегда позволяет провести необходимые испытания. Таким образом, исследование наиболее эффективной системы теплозащитного покрытия остается актуальным и на сегодняшний день.

Инженерная практика при проведении тепловых расчетов

Расчет баллистических характеристик показывает, что вход в атмосферу Земли при возвращении после Марсианской экспедиции осуществляется со скоростями, существенно превышающими вторую космическую скорость, порядка 13–18 км/с [1]. Наиболее приемлемое для проектирования основного варианта возвращения полагается скорость входа 15 км/с, так как для скоростей входа, превышающий 15 км/с, коридор входа становится настолько узким, что любые погрешности в информации по углам входа, высотам и скоростям, полученные бортовыми средствами, могут привести к серьезным затруднениям при удержании аппарата внутри коридора входа даже в том случае, когда с помощью предварительной коррекции было обеспечено запланированное попадание аппарата в заданный коридор [2].

Исследования показали [3, 4], что при входе с большими сверхзвуковыми скоростями входа необходимо перейти от традиционных схем спускаемых аппаратов типа «Союз» и «Аполлон» с большими радиусами притупления лобового щита и малым аэродинамическим качеством к СА с малым радиусом притупления носовой части и повышенным аэродинамическим качеством (большим l). Таким образом, СА класса «Несущий корпус» могут рассматриваться в качестве наиболее приемлемых конфигураций для решения поставленной задачи о возвращении пилотируемого аппарата марсианской экспедиции. В данной работе тепловой анализ был проведен для СА (рис. 1), разработанного с целью обеспечения наибольшего бокового маневра при сохранении максимальной плотности заполнения внутреннего объема спускаемого аппарата [5].

При входе СА в атмосферу Земли кинетическая энергия потока переходит в другие формы энергии, прежде всего в тепловую. Тепловая энергия, подведенная извне к обшивке СА, частично рассеивается за счет излучения от нагретой поверхности, частично поглощается или уносится, и частично аккумулируется за счет теплоемкости конструкции СА [6].

При больших сверхзвуковых скоростях температура заторможенного у поверхности СА воздуха может достигать нескольких тысяч градусов, что приводит к диссоциации воздуха с поглощением энергии, которая в дальнейшем может выделиться при рекомбинации атомов на поверхности [7]. Таким образом, поверхность СА подвергается воздействию совместных конвективных и лучистых тепловых потоков. При этом наиболее интенсивному нагреву подвергается его носовая часть.

В инженерной практике широкое распространение получили следующие зависимости для расчета тепловых потоков.

При достаточной плотности воздуха (в континуальной среде) различают ламинарный и

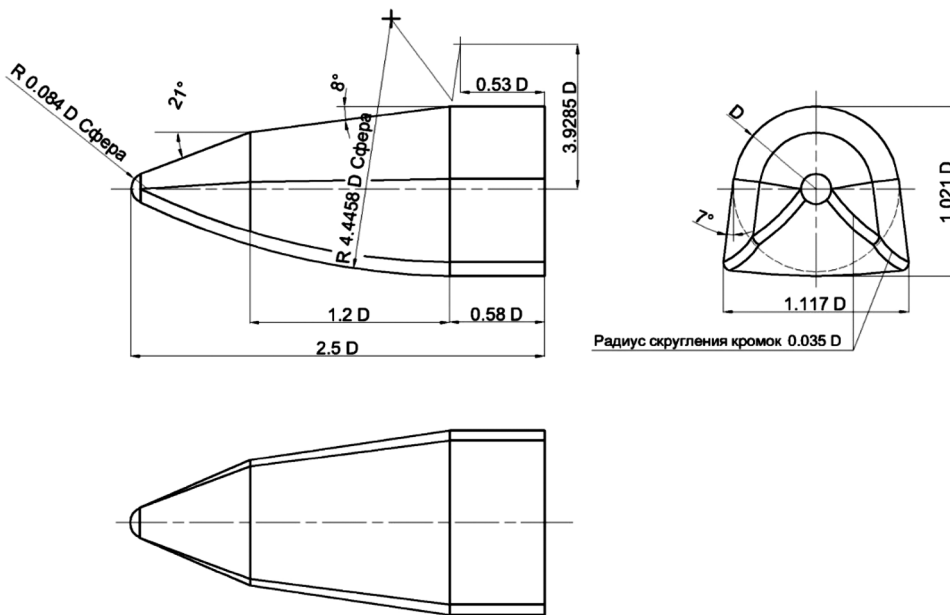


Рис. 1. Космический аппарат для спуска в атмосфере планеты

турбулентный режимы течения. В случае ламинарного течения частицы движутся по вполне определенным гладким траекториям. В турбулентном потоке это движение выглядит более хаотическим. Для определения того, какой из режимов реализуется в каждый момент времени спуска, существует критерий подобия – число Рейнольдса [8].

$$Re = \frac{V \cdot R}{\nu}, \tag{1}$$

где V , м/с – скорость набегающего потока; R , м – характерный размер (радиус сферического закругления носовой части); ν , м²/с – коэффициент кинематической вязкости атмосферы.

В условиях ламинарного режима обтекания ($Re < 10^6$) величина плотности конвективного теплового потока на сферическом закруглении может быть использована зависимость, предложенная Н.Х. Кемпом и Ф.Р. Ридделлом [9]:

$$q_l = \frac{31500}{\sqrt{R}} \cdot \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0,5} \cdot \left(\frac{V}{V_{1к}}\right)^{3,25}, \text{ ккал/м}^2\text{сек}, \tag{2}$$

где ρ и ρ_0 – плотность атмосферы соответственно в расчетный момент и на поверхности Земли; $V_{1к} = 7900$ м/с – первая космическая скорость для Земли.

В условиях турбулентного обтекания величина плотности конвективного теплового потока может быть определена по формуле М. Сибулкина [10]:

$$q_l = 2,75 \cdot 10^5 \cdot \frac{\rho^{0,8}}{R^{0,2}} \cdot \left(\frac{V}{V_{1к}}\right)^{3,19}, \text{ ккал/м}^2\text{сек}. \tag{3}$$

Плотность радиационного теплового потока оцениваем по формуле, предложенной В.В. Андреевским [11]:

$$q_r = A_p \cdot R \cdot \rho^L \cdot \left(\frac{V}{1000}\right)^k, \text{ ккал/м}^2\text{сек}. \tag{4}$$

Значения для A_p , L и k устанавливаются для трех диапазонов скоростей полета (см. табл. 1).

Таблица 1. Значения параметров A_p , L и k в зависимости от диапазона скорости полета

V	$V < 8,5$ км/сек	$8,5 < V < 11,6$ км/сек	$V > 11,6$ км/сек
A_p	$1,038 \cdot 10^{-4}$	$2,28 \cdot 10^{-18}$	$8,405 \cdot 10^{-5}$
L	1,68	1,41	1,3
k	7,4	20,0	8,0

Температура теплоизолированной стенки в критической точке была определена с помощью закона Стефана – Больцмана, применение которого на несколько десятков градусов завышает температуру теплоизолированной стенки, но существенно не искажает общую картину нагрева поверхности спускаемого аппарата:

$$T(t) = \left(\frac{q(t)}{\varepsilon \cdot \sigma}\right)^{0,25}, \text{ К}. \tag{5}$$

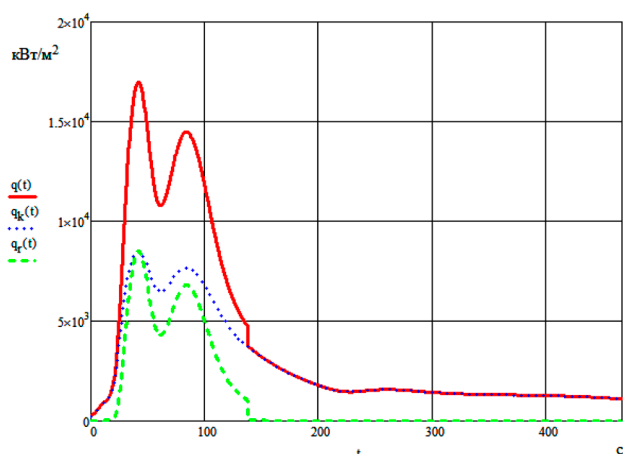


Рис. 2. Изменение плотности тепловых потоков по времени спуска: q – суммарный тепловой поток, q_k – конвективный тепловой поток, q_r – радиационный тепловой поток

Особенности системы теплозащитного покрытия СА больших сверхзвуковых скоростей спуска

Расчеты показали, что температура нагрева поверхности СА в критической точке (рис. 3) довольно велика, поэтому в конструкции СА рекомендовано применение особой теплозащита абляционного типа. В качестве основного материала покрытия сегментально-конической поверхности СА предлагается использовать материалы, близкие к капронофенольным (ПКТ-11КФЛ – композиция на основе прошивной кремнеземно-капроновой ткани марки ПВП-КТК и фенольно-формальдегидного связующего) [12]. Толщина покрытий выбирается в соответствии с эпюрой тепловых потоков (конвективных и радиационных). В качестве теплоизоляционного подслоя по всей поверхности аппарата используются комбинация традиционных материалов типа волокнистого изоляционного материала (ВИМ) и ме-

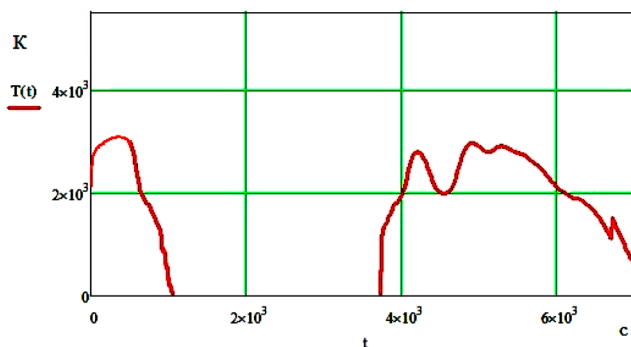


Рис. 3. Изменение температуры нагрева поверхности СА в критической точке по времени спуска

таллосот (титановые и стальные соты. В носовой точке, подверженной самому интенсивному нагреву, в качестве материалов для теплозащиты используется углерод-углеродные композиционные материалы [13].

Целесообразно рассмотреть возможность выполнения конструкции системы теплозащитного покрытия в виде панельного. Это позволит провести полный цикл испытаний отдельных панелей на стендах с самыми разнообразными программами тепловой обработки. Создание панельной конструкции внешнего теплозащитного покрытия позволит существенно улучшить технологию сборки спускаемого аппарата, предусмотреть необходимый объем в подпанельном пространстве для размещения трубопроводов системы исполнительных органов спуска, элементов оборудования систем обеспечения жизнедеятельности и систем терморегулирования, пиротехнических систем, удалив их из жилой гермокабины экипажа. При этом съёмность панелей обеспечивает хороший доступ к этим системам для замены и ремонта их в случае необходимости. Поскольку значительная часть поверхности СА находится в зоне умеренного теплового воздействия, то использование панельного теплозащитного покрытия позволит рассмотреть применение различных материалов для каждой зоны нагрева для оптимизации массовых характеристик системы теплозащиты.

При организации панельного выполнения внешнего теплозащитного покрытия стоит принимать во внимание следующие условия:

1. Спускаемый аппарат класса «Несущий корпус» существенно отличается от упрощенных схем спускаемых аппаратов классов «Союз» и «Аполлон».

2. На аппарате имеются многочисленные вырезы и наличие теплозащищенных крышек конструктивных элементов и аппаратуры, требующих выхода во внешнее пространство (крышка посадочного люка, крышки систем комплекса средств посадки, парашютного контейнера, гермоплаты, накладки перецепочных звеньев парашютных систем и т.д.).

3. На сегодняшний день существенно осложнена разработка универсального оборудования для проведения термоструктурного изготовления большеразмерного макета теплозащитного пакета спускаемого аппарата больших габаритов.

4. Эпюры тепловых потоков на поверхности аппарата имеют сложный вид и сильно зависят от варианта траектории спуска, что влияет на распределение толщин покрытия внешнего слоя теплозащитного покрытия.

5. На аппарате целесообразно принять компоновочные решения о выносе из герметичного отсека спускаемого аппарата больших магистральных систем, которые могут представлять опасность для экипажа в случае аварийной разгерметизации. Рационально размещать в объеме полости между внешним теплозащитным покрытием и силовым герметичным отсеком трубопроводы системы исполнительных органов спуска (одно- и двухкомпонентное топливо), магистрали системы терморегулирования, трубопроводы подачи кислорода, магистрали сброса отходов системы обеспечения жизнедеятельности и т. д. Кроме того, в указанных негерметичных полостях рационально устанавливать микродвигатели системы исполнительных органов спуска, научную и диагностическую аппаратуру, оптические приборы, баки с жидкими компонентами и баллоны высокого давления. Все эти элементы, вынесенные за пределы гермоотсека кабины экипажа, получают возможность для внешнего обслуживания на всех стадиях подготовки спускаемого аппарата без доступа в кабину экипажа.

6. Панельный способ дает возможность для существенной экономии массовых характеристик за счет использования в зонах умеренного нагрева пакетов теплозащиты класса экранных систем, с отказом от внешних композитных оболочек типа асбестовые ткани, специальный стеклотекстолит фольгированный, капронофенольные и т. д.

7. Для использования спускаемого аппарата в межпланетных экспедициях с необходимостью перехода к повышенным скоростям входа в атмосферу Земли (Лунная и Марсианская траектории) панельная конструкция дает возможность быстрого переоборудования спускаемого аппарата с заменой теплозащитных панелей на конструкции с увеличенными тепловыми характеристиками.

Авторы предлагают разбить поверхности спускаемого аппарата на ряд панелей и конструктивных элементов с последующей установкой их на фланцы гермокабины экипажа и на силовые элементы конструкции (продольные и поперечные нервюры, стрингерные панели,

конструктивные опорные точечные элементы). При этом размер панели может рационально варьироваться от $0,5 \times 0,8$ м до $0,8 \times 1,5$ м.

Силовой подслоем панели представляется в виде трехслойной конструкции с использованием сотовых панелей.

Точечное крепление выполненной индивидуальной панели к корпусу осуществляется извне с последующим закрытием болтового соединения теплозащитной пробкой из материала класса специальный стеклотекстолит фольгированный или класса асбестовые ткани.

На наружной стороне теплозащитной панели выполняется установка 10–16 элементов внешних теплозащитных плиток.

В зонах с пониженной тепловой нагрузкой плитки выполняются по схеме:

- сталь (титан) + стекловолокнистые материалы,
- сталь (титан) + многослойная экранная вставка + металлоты.

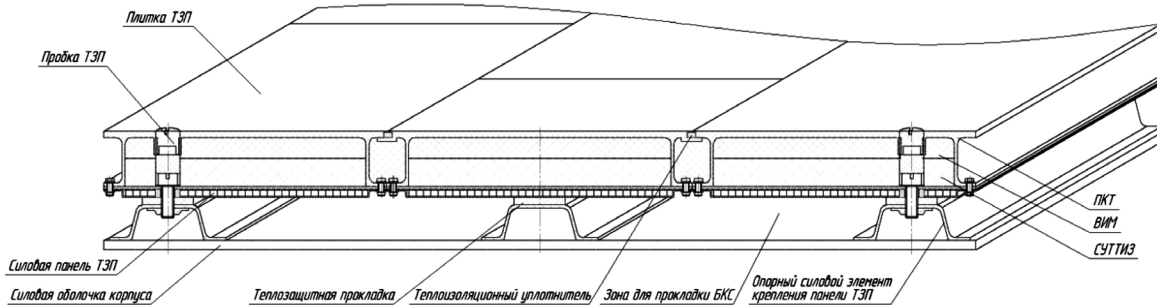
Зазоры между плитками и между панелями выполняются с учетом рекомендаций по непроникновению внешнего потока от нагретого пограничного слоя внутрь незагерметизированного объема. Допускается в ряде случаев (по конструктивным соображениям) применение герметизирующих высокотемпературных замазок или специальное перекрытие состыкованных панелей.

В отличие от клеевого соединения многочисленных многоцветных плиток корабля *Space Shuttle* разработанная конструкция панелей с механическим креплением несущих панелей и теплозащитных плиток обеспечивает повышенную безотказность системы теплозащиты (рис. 4).

Как известно, при формировании теоретического чертежа спускаемого аппарата используется ограниченное количество расчетных точек для расчета теплового режима по его поверхности (до 11–15). При этом предполагается отсутствие перетекания тепла по внешней поверхности, а только прогрев пакета по слоям теплозащитного покрытия.

Для разработки конструкции покрытия и организации производственно-материаловедческого проектирования стендовой оснастки используется плавное осреднение покрытия теплозащитных пакетов, что приводит к отклонению от идеализированных тепловых эпюр тепловых потоков q_w и температур нагрева T_w .

Типичный узел крепления ТЭП



Место стыка ТЭП для цилиндрической и конической частей

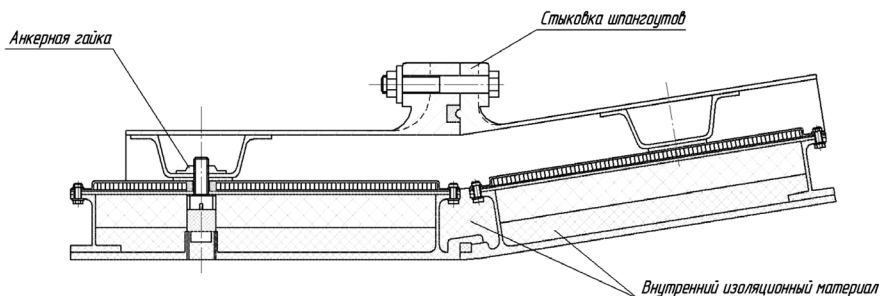


Рис. 4. Узлы крепления теплозащитных панелей

При этом приходится с учетом заданных ограничений по тепловому режиму материалов в слоях использовать осредненные максимальные толщины, не допуская прогрева в выбранных точках.

При создании конструктивной схемы СА необходимо соблюсти требования постоянной толщины суммарного теплозащитного слоя в целях правильного конструктивного воплощения пиротехнических элементов отстрела крышек и размещения датчиков аппаратуры определенных габаритов. Поэтому для оптимизации конструкции остальных систем приходится использовать избыточные толщины легковесного теплоизоляционного слоя типа волокнистого изоляционного материала в донной и затененной области СА, где можно было бы обойтись и меньшими толщинами всего слоя. При разработке схемы панельного варианта теплозащитного покрытия можно рассматривать толщины теплозащитных материалов пакета одинаковыми для всей панели. Экономия по массе может достигаться за счет замены части подслоя на еще более легковесные композиции типа металлот.

Теплозащитное днище также рационально выполняется панельного типа, однако размеры панели могут быть существенно увеличены (рис. 5).

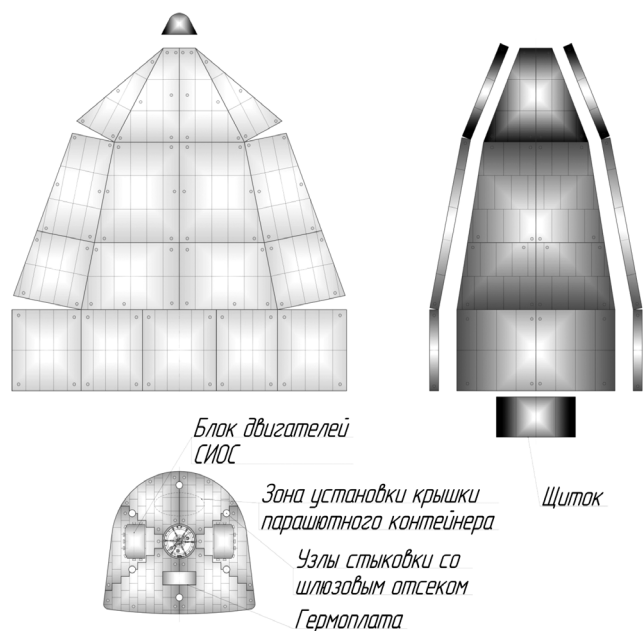


Рис. 5. Развертка СА «Несущий корпус» (конструктивные элементы, люки и гермовводы на панелях условно не показаны)

Также представляется интересным провести отработку панельного теплозащитного покрытия на спускаемом аппарате «Союз». Его тепловая защита включает более 200 различных элементов из композитных материалов, которые изготавливаются по специальным технологиям прессования, вакуумно-автоклавного формования, пропитки, механической обработки и др. [14, 15]. Самые крупные из них: лобовой теплозащитный экран (D 2,2 м) и теплозащитная оболочка корпуса (D 2,2 м, высота 1,8 м). При этом стоит отметить, что теплозащитная оболочка корпуса спускаемого аппарата «Союз» проходит термообработку в автоклаве при фиксированном тепловом режиме для всей боковой поверхности, что не всегда рационально для технологии изготовления (рис. 6). При этом после сборки теплозащитного покрытия доступ к таким системам, как система исполнительных органов спуска, системы обеспечения жизнедеятельности и терморегулирования, представляется весьма затруднительным.

Использование панельного теплозащитного покрытия позволит использование различных материалов в соответствии с температурами нагрева в различных зонах нагрева спускаемого аппарата (рис. 7) [16].

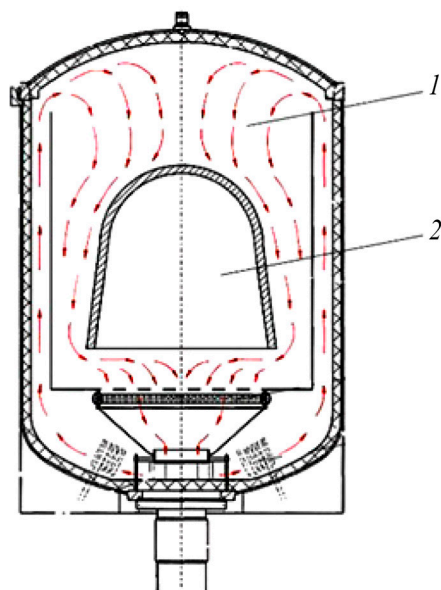


Рис. 6. Обжиг теплозащитного покрытия спускаемого аппарата «Союз» в автоклаве 1 – автоклав, 2 – элемент теплозащитного покрытия

Заклучение

Предлагаемый способ организации теплозащитного покрытия существенно облегчит процесс производства системы теплозащиты, а также ее установку на спускаемый аппарат. Съем-

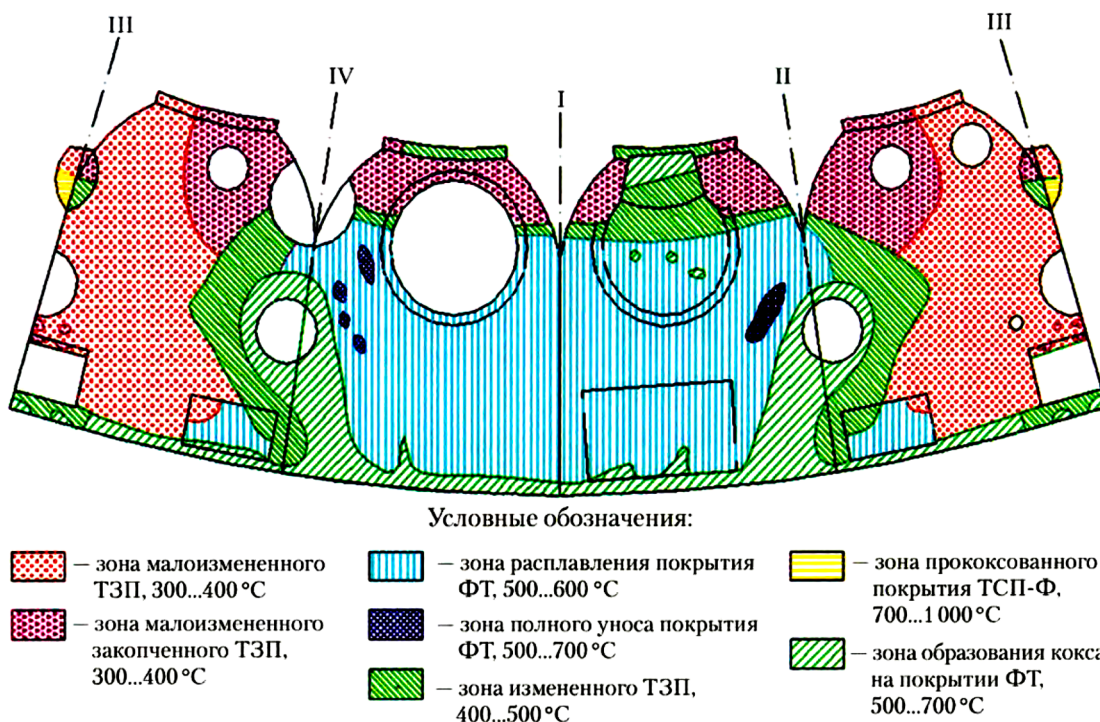


Рис. 7. Схема распределения температур и состояния теплозащитного покрытия на боковой поверхности спускаемого аппарата «Союз»

ность панелей теплозащитного покрытия позволит упростить обслуживание систем, размещенных в полости между тепловым защитным покрытием и гермокабиной экипажа, а также оперативно заменить панели для переоборудования спускаемого аппарата при возвращении спускаемого аппарата на Землю с повышенными скоростями входа.

Список источников

1. Эрик К. Космический полёт. В 2 т. Т. 2. Москва: Наука, 1970. 744 с.
2. Карлсон Р.В., Свенсон Б.Л. Маневрирование в коридорах входа в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями // Космические аппараты и ракеты. 1966. Т. 3. № 3. С. 353–358.
3. Бут Д.К., Миненко В.Е., Столярова Н.А. Универсальный транспортный космический корабль для орбитальных и межпланетных экспедиций // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства: сборник тезисов. В 2 т. Москва: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2020. Т. 1. С. 83–85.
4. Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г., Елисеев А.Н. Проектный, аэродинамический термобаллистический анализ СА класса «несущий корпус» // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 10. С. 88–125.
5. Космический аппарат для спуска в атмосфере планеты и способ спуска космического аппарата в атмосфере планеты: пат. Рос. Федерация / Болотин В.А., Миненко В.Е., Решетин А.Г. Скотников А.П., Щукин А.Н. – № 2083448; заявл. 05.08.1994; опубл. 10.07.1997.
6. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю, Москва: Машиностроение, 1970. 235 с.
7. Лунёв В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. Москва: Машиностроение, 1975. 328 с.
8. Калугин В.Т. Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательными аппаратами. Москва: Машиностроение, 1983. 183 с.
9. Кемп Н.Х., Риддел Ф.Р. Теплоотдача к спутнику при его входе в атмосферу: научные проблемы искусственных спутников. Москва: Иностранная литература, 1959. С. 297–319.
10. Sibulkin M. Heat transfer near the forward stagnation point of body of revolution. *Journal of Aeronautical Sciences*, 1952, vol. 12, no. 8, pp. 570–571.
11. Фэй Дж. А., Риддел Ф.К. Теоретический анализ теплообмена в лобовой точке, омываемой диссоциированным воздухом. Проблемы движения головной части ракет дальнего действия: сборник статей. Москва: Иностранная литература, 1959. С. 217–256.
12. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. Москва: Энергия, 1976. 392 с.
13. Никитин П.В. Тепловая защита. Москва: Издательство МАИ, 2006. 512 с.
14. Глушко В.П. Космонавтика: энциклопедия. Москва: Советская энциклопедия, 1985. 528 с.
15. Романенков В.А., Колесниченко А.Ф., Мартынов М.В. и др. Повышение физико-механических показателей теплозащитных покрытий при автоклавном формировании в нейтральной среде // Космическая техника и технологии. 2017. № 3 (18). С. 34–41.
16. Водолажский А.В., Калистратова О.В. Построение развёртки внешнего вида спускаемого аппарата космического корабля «Союз» на основе цифровых фотографий для послеполётного анализа состояния теплозащитного покрытия // Космическая техника и технологии. 2016. № 3. С. 56–60.

References

1. Erike K. Kosmicheskii polet [Space flight]. In 2 volumes. Vol. 2. Moscow, Nauka, 1970, 744 p. (In Russ.)
2. Karlson R.W., Svenson B.L. Manevrirovaniye v koridorakh vkhoda v atmosferu Zemli s giperbolicheskimi skorostyami [Maneuvering Flight within Earth-Entry Corridors at Hyperbolic Speeds]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1966, vol. 3, no. 3, pp. 353–358. (In Russ.)
3. But D.K., Minenko V.E., Stolyarova N.A. Universal'nyj transportnyj kosmicheskij korabl' dlya orbital'nykh i mezhplanetnykh ekspeditsii [The universal transport spacecraft for orbital and interplanetary expeditions]. *XLIV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyashchennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh – pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva. Sbornik tezisov*, vol. II. Moscow, 2020. pp. 83–85. (In Russ.)
4. Minenko V.E., Agafonov D.N., Yakushev A.G., Eliseev A.N. Proektniy, aerodinamicheskii termoballisticheskii analiz SA klassa «nesushchii korpus» [Design, aerodynamic and thermobalistic analysis of the lander of “Carrier body” class]. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU imeni N.E. Bauman*. Moscow, Bauman Moscow State Technical University, 2015, no. 10, pp. 88–125. (In Russ.)
5. Bolotin V.A., Minenko V.E., Reshetin A.G., Skotnikov A.P., Shchukin A.N. Kosmicheskii apparat dlya spuska v atmosfere planety i sposoby spuska kosmicheskogo apparata v atmosfere planety [The spacecraft for descent in the atmosphere of the planet and methods of descent of the spacecraft in the atmosphere of the planet]. Patent Rossiiskaya Federatsiya no. 2083448 (1997). (In Russ.)
6. Andreevskii V.V. Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlyu [Dynamics of spacecraft descent to Earth]. Moscow, Mashinostroenie, 1970, pp. 235. (In Russ.)
7. Lunev V.V. Giperzvukovaya aerodinamika [Hypersonic aerodynamics]. Moscow, Mashinostroenie, 1975, 328 p. (In Russ.)
8. Kalugin V.T. Modelirovaniye processov obtekaniya i upravleniya aerodinamicheskimi kharakteristikami letatel'nyimi apparatami [Modeling of the processes of flow and control of aerodynamic characteristics of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie, 1983, 183 p. (In Russ.)
9. Kemp N.Kh., Riddel F.R. Teplootdacha k sputniku pri ego vhode v atmosferu: nauchnye problemy iskusstvennykh sputnikov [Heat transfer to a satellite upon its entry into the atmosphere]. Moscow, Inostrannaya literatura, 1959, pp. 297–319. (In Russ.)
10. Sibulkin M. Heat transfer near the forward stagnation point of body of revolution. *Journal of Aeronautical Sciences*, 1952, vol. 1, no. 8, pp. 570–571.

11. **Fej Dzh. A., Riddel F.K.** Teoreticheskii analiz teploobmena v lobovoi tochke, omyvaemoi dissocirovannym vozduhom. Problemy dvizheniya golovnoi chasti raket dal'nego deistviya: sbornik statei [Theoretical analysis of heat transfer at the frontal point washed by dissociated air. Problems of movement of the head of long-range missiles]. Moscow, Inostrannaya literatura, 1959, pp. 217–256. (In Russ.)
12. **Polezhaev Yu.V., Yurevich F.B.** Teplovaya zashchita [Thermal protection]. Moscow, Energiya, 1976, 392 p. (In Russ.)
13. **Nikitin P.V.** Teplovaya zashchita [Thermal protection]. Moscow, Izdatel'stvo MAI, 2006, 512 p. (In Russ.)
14. **Glushko V.P.** Kosmonavtika: entsiklopediya [Cosmonautics: an encyclopedia]. Moscow, Sovetskaya entsiklopediya, 1985, 528 p. (In Russ.)
15. **Romanenkov V.A., Kolesnichenko A.F., Martynov M.V.** et al. Povyshenie fiziko-mekhanicheskikh pokazatelei teplozashchitnykh pokrytii pri avtoklavnom formirovanii v neutral'noi srede [Improving physical and mechanical properties of thermal insulation using autoclave molding in inert medium]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2017, no. 3 (18), pp. 34–41. (In Russ.)
16. **Vodolazhskii A.V., Kalistratova O.V.** Postroenie razvyortki vneshnego vida spuskaemogo apparata kosmicheskogo korablya "Soyuz" na osnove tsifrovyykh fotografii dlya poslepoletnogo analiza sostoyaniya teplozashchitnogo pokrytiya [Constructing an unfolding of the external surface of a soyuz descent vehicle from digital pictures for post-flight analysis of the thermal protective coating]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2016, no. 3 (14), pp. 56–60. (In Russ.)

Статья поступила в редакцию 09.03.2023; одобрена после рецензирования 03.04.2023; принята к публикации 10.04.2023.

The article was submitted on 09.03.2023; approved after reviewing on 03.04.2023; accepted for publication on 10.04.2023.