

УДК 66.045.3

А.В. Зувев¹, Ю.П. Заричняк², Д.Я. Баринов¹, Л.Л. Краснов¹**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ
 ГИБКОГО ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННОГО МАТЕРИАЛА**

Приводятся результаты измерения теплопроводности и теплоемкости гибкой теплоизоляции. Гибкая теплоизоляция представляет собой высокопористый волокнистый материал – конструкцию, которая включает войлок, закрытый со всех сторон тканью. Вся конструкция прошита нитью. Волокнистая сердцевина, ткань и прошивочная нить состоят из волокон оксида кремния. Теплопроводность измеряли стационарным методом на плоских образцах. Теплоемкость определяли на калориметре НТ-1000. Проводился расчет теплопереноса для характерных условий, действующих при выходе космического аппарата на орбиту.

Ключевые слова: гибкая волокнистая теплоизоляция, измерения, теплопроводность, теплоемкость, теплофизические свойства, теплозащитный материал, летательный аппарат.

A.V. Zuev¹, Yu.P. Zarichnyak², D.Ya. Barinov¹, L.L. Krasnov¹**MEASUREMENT OF THERMOPHYSICAL PROPERTIES
 OF FLEXIBLE THERMAL INSULATION**

The paper presents the results of measuring thermal conductivity and heat capacity of a flexible thermal insulation. Flexible thermal insulation is a highly porous fibrous material, a construction that includes felt, covered on all sides with fabric. The whole structure is stitched with a thread. The fibrous core, fabric and sewing thread are composed of silica fibers. Thermal conductivity was measured by the stationary method on flat samples. The heat capacity was determined using a NT-1000 calorimeter. The calculation of heat transfer was carried out for the conditions characteristic of those in effect when the spacecraft entered the orbit.

Keywords: flexible fiber insulation, measurements, thermal conductivity, heat capacity, thermophysical properties, heat protection material, fly vehicle.

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials» State Research Center of the Russian Federation]; e-mail: admin@viam.ru

²Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский университет ИТМО» [ITMO University]; e-mail: od@itmo.ru

Введение

В конце XX – начале XXI в. развитие аэрокосмических систем было направлено на создание высокоскоростных летательных аппаратов многофазового действия. Это привело к необходимости защиты корпуса аппарата и находящихся в нем экипажа и полезного груза от высокотемпературного газового потока и активному развитию теплоизоляционных и теплозащитных материалов [1, 2].

Первым объектом, преодолевшим тепловой барьер, была головная часть ракеты Р-5М, запуск которой состоялся в 1956 г. В дальнейшем, при развитии ракет большой дальности и первых автономных и пилотируемых космических аппаратов, была применена разрушаемая тепловая защита на основе шпатлевок и обмазок на полимерной основе с упрочняющим наполнителем [3]. Основной принцип действия таких материалов

состоит в физико-химическом взаимодействии материала с газовым потоком, при этом материал претерпевает превращения с образованием большого количества газообразных продуктов. При создании космических аппаратов второго поколения типа «Союз» и Apollo была также использована разрушаемая тепловая защита, но более сложной конструкции: с использованием сотовых конструкций, добавлением микросфер и стеклянных волокон [4]. Эти добавки должны были снизить скорость разрушения, вызванного эрозийным воздействием набегающего потока. Материалы хорошо себя зарекомендовали, многократно использовались для защиты космических аппаратов и применяются до настоящего времени уже на последних модификациях аппаратов типа «Союз» и концептуально новом аппарате Orion. Для последнего предполагалось применение тепловой защиты на основе углерод-керамических материалов, однако в настоящее время идет их экспериментальная отработка. Тем не менее все эти материалы также представляют собой тепловую защиту разового действия.

Многоразовая тепловая защита появилась в начале работ при создании орбитальных летательных аппаратов систем «Энергия–Буран» и Space Shuttle. При входе аппарата в плотные слои атмосферы в процессе спуска на Землю его поверхность может нагреваться до температур $>1500\text{ }^{\circ}\text{C}$. Для защиты наиболее теплонагруженных элементов конструкции (носов крыла и киля, носового обтекателя) применялись углерод-углеродные материалы с соответствующими покрытиями, предохраняющими от взаимодействия с кислородом. Однако основной вклад в защиту аппарата внесли волокнистые низкоплотные материалы на основе волокон кремния и муллита. Следует отметить, что были необходимы различные типы теплозащитных материалов: жесткие (в виде плиток) и гибкие, представляющие собой маты различной формы.

В настоящее время существует несколько концепций создания многоразовой тепловой защиты. Среди них плиточная теплозащита на основе волокон тугоплавких оксидов: кремния, алюминия, циркония. Существуют также варианты тепловой защиты на основе тугоплавких керамик: карбида кремния, диборидов гафния и циркония, однако плотность и теплопроводность таких материалов весьма высокие. При незначительном времени эксплуатации возможно применение тугоплавких сплавов в качестве внешнего слоя корпуса, а охлаждение обеспечивается радиационным сбросом тепла с нагретой поверхности.

Развитие технологий показало, что в качестве эффективной внешней тепловой защиты высокоскоростных летательных аппаратов находят применение теплоизоляционные конструкции с использованием высокопористых волокнистых материалов, изготавливаемые как со связующим, так и без него [5–10]. Высокопористые волокнистые материалы со связующим обладают механической прочностью и жесткостью, что позволяет при измерении их теплофизических свойств надежно фиксировать в них датчики температуры – термодатчики. Материалы без связующего представляют собой гибкую вату, например из волокон оксидов, которая находится внутри чехла из ткани, прошитого нитью. Волокна ваты, ткани и прошивочной нити, как правило, изготавливают из материалов одного состава. Полученная конструкция обладает определенной гибкостью и получила название гибкой теплоизоляции.

Особое распространение в качестве как жесткой, так и гибкой теплоизоляции, получили материалы на основе волокон из аморфного оксида кремния. Среди достоинств высокопористых волокнистых материалов следует отметить их низкую теплопроводность, широкий диапазон рабочих температур, стабильность свойств при многократных нагреваниях и охлаждениях. Дополнительным важным эксплуатационным качеством обладают теплоизоляционные материалы, изготовленные из волокон оксида кремния и алюмосиликата (муллита), которые могут успешно работать в окислительной газовой среде.

Одними из важнейших характеристик теплозащитных конструкций являются теплофизические свойства, в частности плотность, теплопроводность и теплоемкость. От этих характеристик зависит способность материала проводить тепло, а также масса теплозащитной конструкции. Многочисленные научно-технические работы посвящены расчетным и экспериментальным исследованиям теплопереноса в жестких волокнистых материалах со связующим [11–16]. При этом значительно меньше публикаций, посвященных гибким теплоизоляционным конструкциям. Одна из причин этого в особенностях этих материалов и конструкций, которые усложняют как экспериментальные, так и расчетные исследования их характеристик. В данной работе проводились исследования теплофизических свойств гибкой теплоизоляции, в которой все ее элементы (вата, ткань и прошивочная нить) состоят из волокон оксида кремния.

Материалы и методы

Рассматриваемый гибкий теплоизоляционный материал на основе волокон из оксида кремния значительно дешевле жестких теплозащитных материалов серии ТЗМК. В основном это вызвано отсутствием в нем связующего и связанных с этим технологических процессов, в том числе высокотемпературной предварительной термообработки. Кроме того, за счет гибкости материала существенно упрощается и удешевляется его крепление на поверхности летательного аппарата – нет необходимости обрабатывать каждый теплоизоляционный элемент под конкретное место на обшивке летательного аппарата.

Основная сложность измерения теплопроводности мягких образцов заключалась в определении координат термодатчиков в образце. В данном исследовании для решения этой задачи образец из материала теплоизоляции помещали в коробку из высокопористого жесткого материала марки ТЗМК-25 на основе волокон из оксида кремния, свойства которого известны. Пропуская термодатчику через боковые стенки коробки в точках с известными координатами, а затем через образец, удавалось надежно фиксировать термодатчик в его центральной зоне (рис. 1).



Рис. 1. Общий вид вакуумной камеры экспериментальной установки по измерению теплопроводности теплоизоляционных материалов стационарным методом «пластины»

На горячей поверхности образца получали температурное поле, обладающее хорошей симметрией. Характерный вид образца после температурного воздействия изображен на рис. 2. Это позволило располагать термодатчики, учитывающие оттоки тепла от центра образца, в плоскости поверхности только в одном направлении. При размерах

образца 100×100×10 мм температурное поле в центре образца можно считать одномерным. Кроме выбранного соотношения размеров образца, в соответствии с которым толщина в 10 раз меньше любого поперечного размера, этому способствовали:

- равномерное температурное поле по нагревателю из танталовой фольги толщиной 250 мкм и шириной 150 мм, а также симметричная схема расположения образцов с обеих сторон нагревателя;

- теплоизоляция боковых сторон образца, помещенного в коробку из теплоизоляционного материала ТЗМК-25.

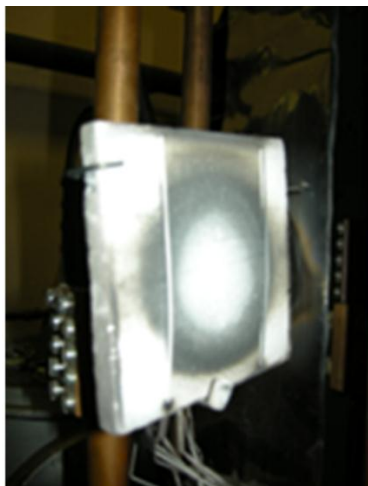


Рис. 2. Иллюстрация симметричности температурного поля относительно центра на горячей поверхности образца

Для определения мощности, выделяемой нагревателем в его центральной зоне, к фольге приваривались потенциальные отводы. Дополнительно тепловой поток, прошедший через образец, определяли по перепаду температур в центральной части дна коробки из материала ТЗМК-25 с известными характеристиками.

Для описания температурного поля в образце использовали одномерное стационарное уравнение теплопроводности. Как известно, решение такого уравнения позволяет получить выражение для расчета величины теплопроводности – в данном случае гибкой теплоизоляционной конструкции. Уравнение для расчета теплопроводности имеет вид

$$\lambda(T) = \frac{Q}{S} \cdot \frac{\Delta Z}{\Delta T}, \quad (1)$$

где Q/S – плотность теплового потока, т. е. мощность, выделяемая нагревателем в центральной зоне образца, отнесенная к площади, на которой он выделяется; $\Delta T/\Delta Z$ – перепад температур в образце, вызываемый этим тепловым потоком.

При этом принимаем, что ось Z проходит через центр образца перпендикулярно нагревателю.

Результаты и обсуждение

На рис. 3 приведены зависимости характеристик теплопроводности гибкого (с кажущейся плотностью 120 кг/м³) и жесткого (марки ТЗМК-10 с кажущейся плотностью 144 кг/м³) теплоизоляционных материалов. Сравнение гибкого материала с материалом ТЗМК-10 объясняется схожими значениями их кажущейся плотности.

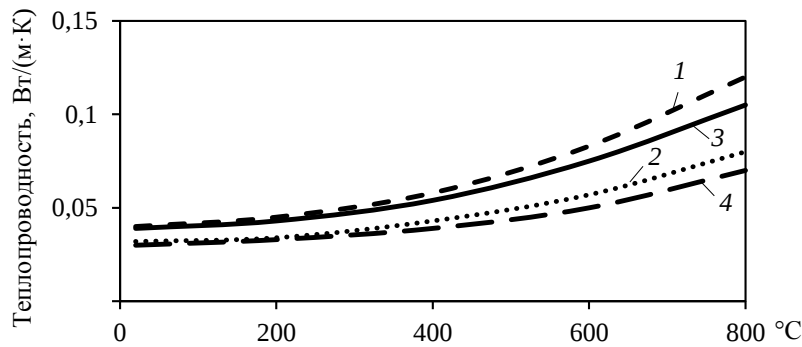


Рис. 3. Температурная зависимость теплопроводности материалов ТЗМК-10 (1, 2) и гибкой теплоизоляции (3, 4) в среде аргона при давлении 10^5 Па (1, 3) и в вакууме 10^{-2} Па (2, 4)

Видно, что теплопроводность гибкой теплоизоляции с ростом температуры изменяется практически так же, как и у жесткого материала. Это вызвано тем, что, хотя плотность материала теплоизоляции меньше и радиационная составляющая должна давать более весомый вклад, но при этом волокна в гибкой теплоизоляции в большей степени ориентированы в плоскости, перпендикулярной тепловому потоку, и это является дополнительным препятствием для распространения теплового излучения. Ориентация волокон в вате преимущественно в направлении, перпендикулярном тепловому потоку, обеспечивается, во-первых, его специальной укладкой на ткани и, во-вторых, ее поджатием при прошивании нитью при изготовлении теплоизоляционной конструкции. Еще одним фактором, приводящим к снижению эффективной теплопроводности материала теплоизоляции, является использование двух слоев ткани: один слой сверху, а другой — внизу. Слои ткани контактируют с защищаемой поверхностью, а поскольку ткань обладает значительно большей плотностью, чем вата, и ее волокна располагаются перпендикулярно радиационному тепловому потоку, эффективная теплопроводность снижается.

Теплоемкость гибкой теплоизоляции определяли на адиабатическом калориметре НТ-1000 фирмы Setaram (Франция). Измерения проводили в режиме монотонного нагрева со скоростью 6 К/ч на воздухе при нормальном атмосферном давлении на больших образцах объемом 8,5 см³. Нагревание с небольшой скоростью материалов с низкой теплопроводностью позволяет избегать значительных ошибок при выборе референтной базовой температуры.

Измерения проводили не только на образцах всей гибкой теплоизоляции, но и на отдельных ее компонентах: войлоке и ткани. Выполнено несколько измерений на одних и тех же образцах при нагревании с одинаковой скоростью. Результаты измерений приведены на рис. 4 и 5.

Тепловые эффекты, отмеченные при нагревании образцов, вызваны удалением адсорбированной воды и сгоранием замасливателей при нагревании до ~400 °C. Так называемые замасливатели используют в некоторых технологических процессах — например, при склеивании отдельных тонких волокон в нить, кручении нити и изготовлении ткани. Они применяются для защиты поверхности волокон от повреждений, которые впоследствии для волокон из аморфного оксида кремния могут стать центрами кристаллизации и приводить к разрушению этих волокон. Самый значительный тепловой эффект в области температур 520–530 °C происходит с выделением тепла при сгорании кремнийорганического связующего КО-928 в ткани. Это связующее позволяет получить ткань необходимого качества. При нагревании до максимальной рабочей температуры все эти компоненты удаляются, и впоследствии в гибкой теплоизоляции связующее отсутствует.

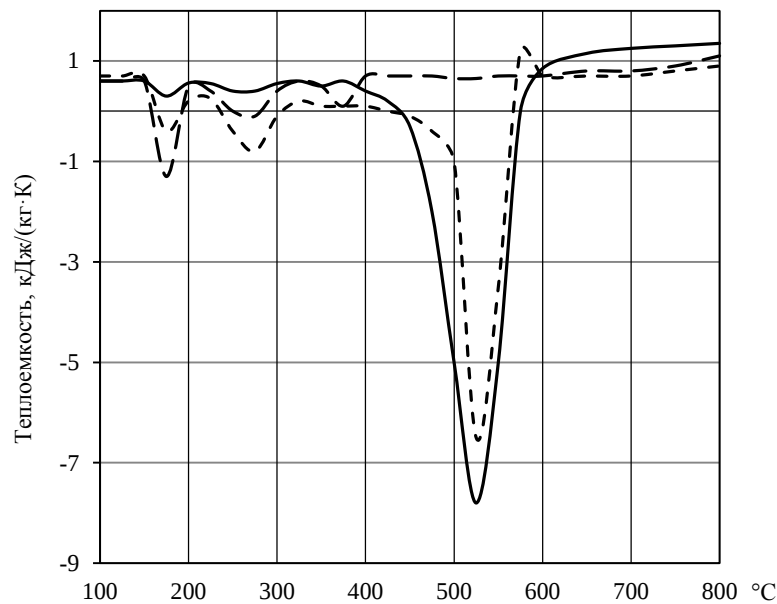


Рис. 4. Температурная зависимость теплоемкости гибкой теплоизоляции (—) и ее компонентов – стеклоткани (- -) и войлока (- · -) – при первом нагревании со скоростью 6 К/ч на воздухе

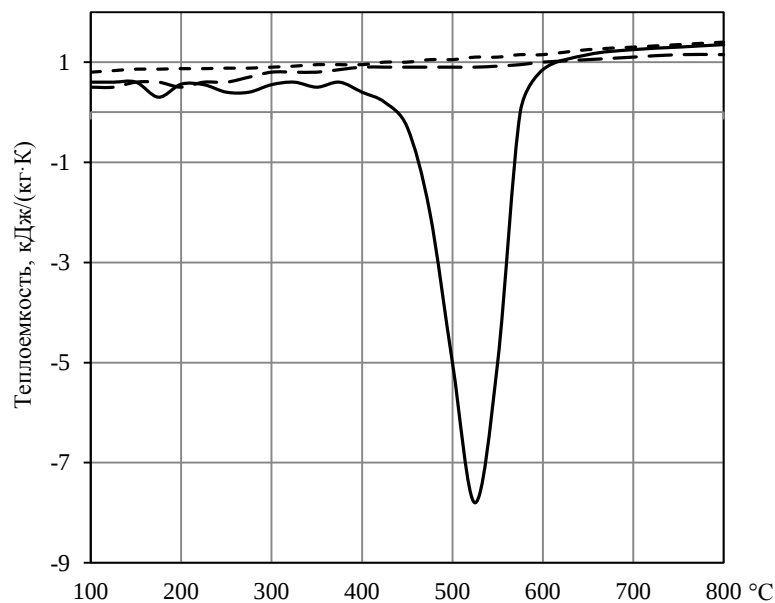


Рис. 5. Температурная зависимость теплоемкости гибкой теплоизоляции при первом (—) и повторном нагреваниях (- · -) со скоростью 6 К/ч на воздухе (- - - справочные данные по SiO₂ [12])

Для оценки влияния отмеченных тепловых эффектов на температуру защищаемой поверхности, под руководством П.В. Просунцова решена задача по расчету комбинированного радиационно-кондуктивного теплообмена для температурно-временных условий нагревания, соответствующих условиям выхода на орбиту и спуска многоразового воздушно-космического летательного аппарата «Буря». Численно решалось одномерное нестационарное уравнение теплопроводности с внутренними источниками тепла, мощность которых задавалась по измеренным значениям тепловых эффектов, определенных при исследовании теплоемкости. В результате было установлено, что

даже такой значительный тепловой эффект, связанный с выгоранием связующего, может вызвать повышение температуры на защищаемой поверхности только на 3–5 °С, что не является критическим для конструкции. Такое незначительное повышение температуры происходит из-за того, что материал теплоизоляции не прогревается одновременно на всю толщину при выходе аппарата «Буран» на орбиту, когда температурно-временные условия нагревания внешней поверхности более щадящие, чем при посадке. Температурный фронт, распространяясь в слое тепловой защиты с конечной скоростью, вызывает перегрев лишь в тонком слое, который постепенно распространяется по толщине внешней тепловой защиты от горячей поверхности к защищаемой конструкции.

Следует также учесть, что первому нагреванию внешняя тепловая защита из материала теплоизоляции подвергается при выходе летательного аппарата на орбиту, когда тепловой режим не является таким жестким, как при входе в плотные слои атмосферы при посадке. При повторном нагревании, как видно из результатов, представленных на рис. 5, тепловой эффект отсутствует. Тепловые эффекты, снижающие эффективность тепловой защиты, отсутствуют. Можно сделать вывод о том, что при взлете космического аппарата «Буран» происходит естественная одновременная термообработка гибкой теплоизоляционной конструкции.

Заключения

Измерена теплопроводность гибкого теплоизоляционного материала до температуры 800 °С, т. е. во всем интервале его рабочих температур, с максимальной относительной погрешностью $\pm 7\%$. Эта погрешность в ~ 2 раза меньше, чем при измерении теплопроводности на цилиндрических образцах из-за более низкой максимальной температуры эксперимента и возможности двойного измерения теплового потока в образце. Поскольку тепловой поток измеряли 2 раза: во-первых, входящий – по мощности нагревателя, и, во-вторых, выходящий – по перепаду температур в дне коробки из материала ТЗМК-25 с известной теплопроводностью.

При повышении температуры рост теплопроводности гибкой теплоизоляции плотностью 120 кг/м³ происходит менее интенсивно по сравнению с материалом ТЗМК-10 плотностью 144 кг/м³. Это происходит из-за того, что в материале теплоизоляции волокна в результате специальной укладки и последующего поджатия при прошивке всей конструкции ориентированы в основном перпендикулярно направлению теплового потока, что увеличивает коэффициент ослабления излучения.

Измерена теплоемкость гибкого теплоизоляционного материала. Отмечены процессы сгорания замасливателей в диапазоне температур от 170 до 180 °С, которые используются для получения требуемого качества ткани и защиты поверхности волокон от механических повреждений, а также процессы удаления влаги при температуре до 300 °С и сгорания кремнийорганического связующего в диапазоне температур от 520 до 530 °С. Максимальная относительная погрешность измерений теплоемкости оценивается в $\pm 3\%$.

В результате численного решения задачи комбинированного теплообмена получено, что при температурно-временном режиме, реализованном при выходе многоразового космического аппарата типа «Буран» на орбиту, отмеченные тепловые эффекты в теплоизоляции приводят к росту температуры на защищаемой поверхности не более чем на 3–5 °С, что не является критическим. При втором нагревании в наиболее жестком температурно-временном режиме, соответствующем посадке летательного аппарата, тепловые эффекты отсутствуют, и конструкция работает как высокоэффективная теплоизоляция.

Библиографический список

1. Житнюк С.В. Бескислородные керамические материалы для аэрокосмической техники (обзор) // Труды ВИАМ. 2018. №8 (68). Ст. 08. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 02.12.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-8-81-88.
2. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
3. Решение «проблемы №1». URL: http://www.astronaut.ru/bookcase/article/article76.htm?reload_coolmenus (дата обращения: 02.12.2020).
4. Баринов Д.Я., Оспенникова О.Г., Мараховский П.С., Зуев А.В. Изучение динамики прогрева деструктирующего материала методом математического моделирования температурных полей // Труды ВИАМ. 2019. №8 (80). Ст. 12. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 01.12.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-8-109-118.
5. Crouch R.K., Walberg G.D. An investigation on ablation behavior of AVCOAT 5026/39M over a wide range of thermal environments // NASA Technical Memorandum. 1969. No. X-1778. 36 p.
6. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
7. Доспехи для «Бурана». Материалы и технологии ВИАМ для МКС «Энергия–Буран» / под общ. ред. Е.Н. Каблова. М.: Наука и жизнь, 2013. 128 с.
8. Каблов Е.Н. Становление отечественного космического материаловедения // Вестник РФФИ. 2017. №3. С. 97–105.
9. Ивахненко Ю.А., Баруздин Б.В., Варрик Н.М., Максимов В.Г. Высокотемпературные волокнистые уплотнительные материалы // Авиационные материалы и технологии. 2017. №S. С. 272–289. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-272-289.
10. Степанова Е.В., Зимичев А.М. Теплоизоляционный материал для шнуров из волокон тугоплавких оксидов // Труды ВИАМ. 2020. №2 (86). Ст. 08. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 01.12.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-2-72-80.
11. Зуев А.В., Просунцов П.В. Модель структуры волокнистых теплоизоляционных материалов для анализа процессов комбинированного теплопереноса // Инженерно-физический журнал. 2014. Т. 87. №6. С. 1319–1330.
12. Зуев А.В., Просунцов П.В., Майорова И.А. Расчетно-экспериментальное исследование процессов теплопереноса в высокопористых волокнистых материалах // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6. №9. С. 410–420.
13. Зуев А.В., Заричняк Ю.П., Размахов М.Г. Предпосылки к выбору модели структуры высокопористых волокнистых материалов для учета влияния технологических факторов и расчета теплопереноса // Труды ВИАМ. 2019. №12 (84). Ст. 12. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 02.12.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-12-109-118.
14. Алифанов О.М., Будник С.А., Михайлов В.В., Ненарокомов А.В. Экспериментально-вычислительный комплекс для исследования теплофизических свойств теплотехнических материалов // Тепловые процессы в технике. 2010. Т. 1. №2. С. 49–60.
15. Черепанов В.В. Математическое моделирование спектральных и теплофизических свойств пеностеклоуглерода // Тепловые процессы в технике. 2011. Т. 3. №9. С. 386–399.
16. Кржижановский Р.Е., Штерн З.Ю. Теплофизические свойства неметаллических материалов. Окислы. Л.: Энергия, 1973. 335 с.