



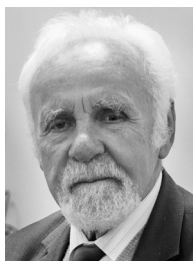
Светлана Данилова-Третьяк,
заместитель директора Института
тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова
НАН Беларуси, кандидат технических
наук, доцент



Василий Савчин,
заместитель директора ИТМО
им. А.В. Лыкова НАН Беларуси,
кандидат технических наук, доцент



Владимир Чупрасов,
кандидат технических наук



Михаил Третьяк,
кандидат технических наук

Испытания тепловой защиты на Земле — гарантия безопасности в космосе

Исследование материалов для обеспечения тепловой защиты летательных аппаратов — одно из направлений работ по космической тематике, проводимых в Институте тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси. Вход спускаемого космического аппарата в атмосферу происходит со скоростью более 7 км/с и занимает весьма короткое время, за которое набегающие высокоэнергетические потоки при правильном подборе тепловой защиты не успевают разрушить его прежде, чем спуск завершится. В 1967 г. ученые института совместно со специалистами НПО «Энергия» исследовали теплозащитные материалы (ТЗМ) в однофазных плазменных потоках при атмосферном давлении и тепловых потоках до $1 \cdot 10^7$ Вт/м². Установлено, что разработки НПО «Энергия» в рассматриваемом диапазоне теплосиловых нагрузок сохраняли свою работоспособность. Их выбор осуществлялся в рамках договоров с основными производителями ракетно-космических систем, конструкторскими организациями и головными НИИ СССР.

В постсоветское время география участия белорусских специалистов по ТЗМ расширилась до Европейского космического агентства и организаций восточного вектора. НИР института по данному направлению включают:

- разработку и создание инструментов для получения потоков газа с параметрами, моделирующими натурные условия траектории спуска (полета) конкретного аппарата или головной части;
- экспериментальную и расчетную диагностику (газодинамическую, оптическую) получаемых плазменных потоков газа и диагностику их взаимодействия с твердым телом;
- разработку методик исследований и испытаний ТЗМ различных классов, оценку результатов и выдачу рекомендаций по их выбору.

Основной метод получения достоверных данных о работоспособности ТЗМ – экспериментальное исследование его разрушения в высокотемпературном газовом потоке с заданными параметрами. Ценность почерпнутой при этом информации возрастает по мере приближения условий эксперимента к натурным. Чтобы добиться этого в части состава рабочей среды, тепловых и газодинамических параметров, в ИТМО создан ряд стендов на базе электродуговых нагревателей газа (плазмотронов) [1, 2].

Главный элемент стенда «Луч-2» (рис. 1) – комбинированный электродуговой нагреватель газа линейной схемы (плазмотрон ЭДПГ-1,2) с газодинамической и магнитной стабилизацией дугового разряда. Стенд позволяет проводить испытания материалов для тепловой защиты летательных аппаратов,

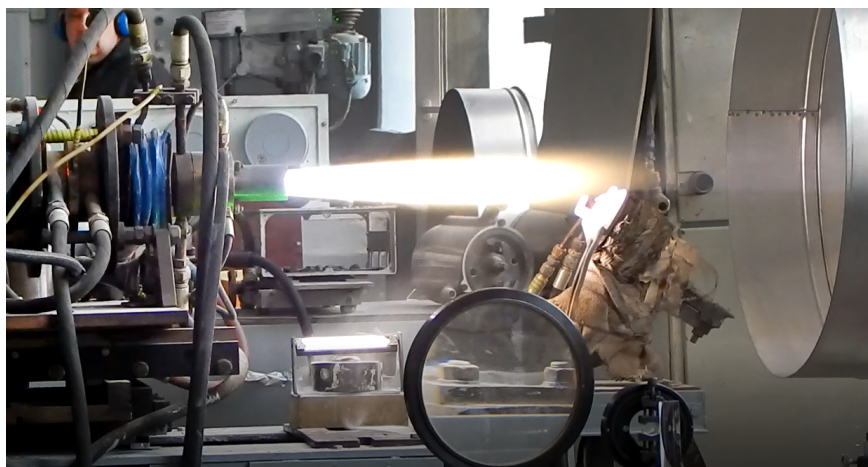


Рис. 1. Общий вид стенда «Луч-2»

движущихся с гиперзвуковой скоростью, при изменяющейся во времени тепловой нагрузке и в газопылевой среде.

Базовые параметры стенда: электрическая мощность – 1000–1500 кВт, расход рабочего газа (воздуха) – до 120 г/с, давление газа в разрядной камере – до $30 \cdot 10^5$ Н/м², энтальпия торможения – до 40 МДж/кг, что соответствует энергии гиперзвуковой холодной струи при скорости $M \sim 25$. Вид сверхзвуковой недорасширенной высокотемпературной струи, истекающей из

сопла плазмотрона, показан на рис. 2. Из-за разницы давлений между истекающим газом и окружающей средой в струе образуются скачки уплотнения (слои среды, в которых термодинамические параметры газа, такие как плотность и давление, меняются скачкообразно), то есть нарушается непрерывность физических свойств среды. В результате формируется ячеистая структура, так называемые «бочки». При одном из режимов максимальная температура плазмы на оси струи на расстоянии 15 мм от среза сопла

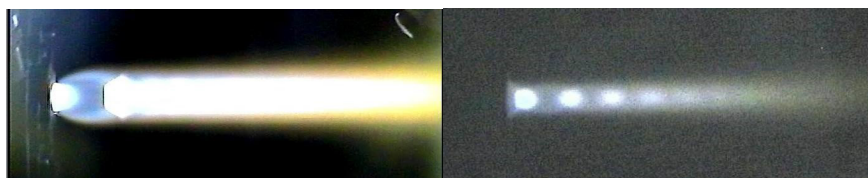


Рис. 2. Вид сверхзвуковой струи (плазмотрон ЭДПГ-1,2)

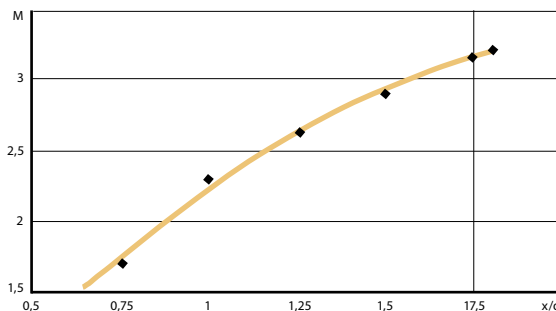


Рис. 3. Распределение числа Маха вдоль оси струи ($P_k = 10 \cdot 10^5$ Н/м²)

плазмотрона составляла ~ 7700 К, спадая на 500–1000 К по радиусу. Температура определяется по относительным интенсивностям спектральных линий меди и железа на расстоянии 5, 10 и 15 мм от среза сопла плазмотрона в спектральном диапазоне 400–900 нм. Температурные профили, полученные для разных моментов времени работы плазмотрона, могут отличаться почти на 1000 К и иметь различную скорость спада значения на периферии плазменной струи, что указывает на нестационарный характер ее истечения. Погрешность определения T не превышает $\pm 10\%$ [3].

Превышение скорости истечения плазмы из сопла над скоростью звука определяется числом Маха, которое рассчитывается из экспериментальных данных по давлению торможения на оси струи. Если оно больше 1, то поток называется сверхзвуковым. Распределение этой величины (зона первой «бочки») при давлении в электродуговой камере плазмотрона 10×10^5 Н/м² отражено на рис. 3. Следует учитывать, что в высокотемпературной зоне локальная скорость звука в воздухе – свыше 1 тыс. м/с. При давлении в камере $30 \cdot 10^5$ Н/м² число Маха перед диском Маха составляет 4,2.

Для определения тепловых потоков вдоль оси струи используются медные калориметры диаметром 6–8 мм, которые монтируются в образцы. Сигнал записывается цифровым регистратором с частотой 100 измерений в секунду по восьми каналам. Тепловой поток, действующий на образец, при давлении в разрядной камере $P_k = 10 \cdot 10^5$ Н/м² достигает $3,5 \cdot 10^7$ Вт/м², а при давлении $20 \cdot 10^5$ Н/м² – $4,4 \cdot 10^7$ Вт/м². Процесс абляции (унос вещества) ТЗМ фиксируется видеокамерой

и регистратором электрических сигналов от датчиков с записью на компьютере для дальнейшей обработки информации.

При создании многообразных транспортных космических систем особое значение имеют массовые характеристики тепловой защиты, так как площадь поверхностей, подверженных аэродинамическому нагреву, может достигать нескольких тысяч квадратных метров [4]. В этом смысле подходящими являются высокопористые волокнистые материалы, способные рассеивать тепловое излучение на оптических неоднородностях (порах, волокнах). Условия входа космического аппарата в атмосферу планеты (скорость нагрева, уровень температуры, давление газовой среды) оказывают влияние на эффективность тепловой защиты. Для воспроизведения данных условий и определения эффективного коэффициента теплопроводности таких материалов при высоких температурах (до 1800 К) сконструирован стенд (рис. 4) на базе установки радиационного нагрева «Уран-1»,

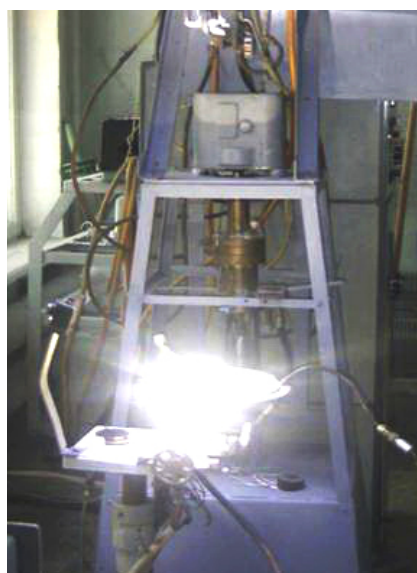


Рис. 4. Стенд радиационного нагрева

позволяющий получать сфокусированный пучок лучистой энергии плотностью до $0,6 \cdot 10^7$ Вт/м² в фокусном пятне диаметром 12 мм и нагревать исследуемый образец до 1500–2500 °С. В качестве источника излучения используется дуговая ксеноновая лампа высокого давления типа ДКсР 10000 (спектр излучения близок к солнечному). Потребляемая мощность источника ≈ 20 кВА. Методика определения эффективного коэффициента теплопроводности основана на решении двумерной обратной коэффициентной задачи теплопроводности с помощью термограмм, полученных в процессе эксперимента. На данном стенде проведены соответствующие исследования волокнистых материалов различной плотности на основе Al_2O_3 и SiO_2 , а также ячеистых из молибдена с высокой пористостью (работы выполнены совместно с Московским государственным техническим университетом имени Н.Э. Баумана (Россия) и Европейским космическим агентством в рамках международного проекта «ИНТАС») [5]. Представлена модель, описывающая эффективную теплопроводность волокнистых материалов с учетом радиационной составляющей, теплопроводности в газовой фазе, а также теплопереноса по волокнистому скелету [6], подтверждающая и значительно дополняющая данные, получаемые на экспериментальном стенде.

Для сравнительных испытаний ТЗМ или сопловых вкладышей при температурах 3000–4000 К, скоростях истечения рабочего тела $M \geq 1$ и высоких значениях давления торможения газового потока имеется экспериментальный стенд на базе коаксиального электродугового нагревателя газа. Его электрическая мощность составляет 500–750 кВт,

расход рабочего газа (воздуха) – до 0,12 кг/с, энтальпия газового потока 3,5–5,5 МДж/кг, давление в разрядной камере – до 60 атм при испытании образцов в виде втулок и до 25 атм – в виде цилиндров диаметром до 20 мм.

При создании энергетических устройств для космической техники в ряде случаев необходимо решать задачу внутренней тепловой защиты конструктивных элементов. Для экспериментальной отработки создан стенд на базе линейного плазмотрона с торцевым электродом, обеспечивающий тепловую нагрузку на исследуемый материал (внутренняя поверхность образцов в виде полых цилиндров) токонесущей плазмой дугового разряда. На этом стенде выполнен ряд исследований, связанных с неразрушающейся тепловой защитой (пористые стенки с транспирационным охлаждением), проведены испытания ряда аблирующих материалов применительно к тепловой защите конструктивных элементов экспериментальной установки «Ампула» [7].

С середины 1970-х гг. в связи с начатыми работами по советской космической программе «Энергия» – «Буран» встал вопрос о работоспособности (термостойкости) теплозащитных покрытий как на трубопроводах ракеты «Энергия», так и на многофазной транспортной космической системе (МТКС) «Буран» при воздействии на них двухфазных потоков (частицы Al_2O_3 +воздух, SiO_2 +воздух). Решение по использованию конкретных материалов было принято с учетом результатов, полученных в ИТМО. Работы по исследованию их термостойкости продолжались и после полета МТКС с целью устранения некоторых недостатков, выявленных после посадки «Бурана»,

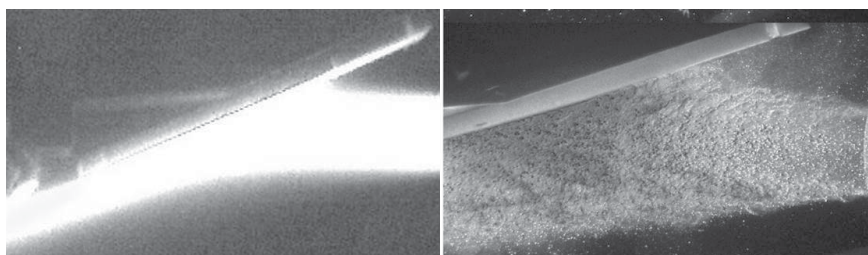


Рис. 5. Гетерогенный плазменный поток, набегающий на преграду, расположенную под углом

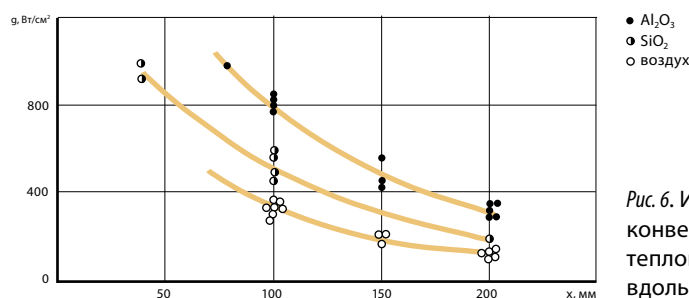


Рис. 6. Изменение конвективного теплового потока вдоль оси струи

в частности изучалась термостойкость специальных шпатлевок – как вновь созданных, так и после климатических испытаний от 5 до 25 лет.

Некоторое представление о проводимом в ИТМО подборе теплозащитных композиций для МТКС «Буран» дают методика и результаты испытаний двух композиций теплозащитных покрытий, относящихся к классу «легковесов». Материалы взяты из единственной статьи, разрешенной в те годы к опубликованию в открытой печати [8]. В указанной работе исследовалась работоспособность перспективных теплозащитных покрытий (ТЗП) ТТП-ФС на основе хлорсульфированного полиэтилена, формальдегидных микросфер, древесной муки, полипропиленового порошка и отвердителей и ТТП-БС(л) на базе бутадиен-стирольного карбоксилатного латекса, фенолформальдегидных микросфер, метилцеллюлозы и отвердителей.

Получить более полную информацию о работоспособности

того или иного ТЗП в заданных условиях представляется возможным, если наряду с высокотемпературными аэродинамическими испытаниями изучить кинетику термического разложения композиций. Экспериментальное исследование кинетики процесса проводилось на дериватографе при заданной скорости нагрева 20 °С/мин в самогенерируемой атмосфере (воздух и продукты разложения). Установлено, что термостойкость композиции ТТП-ФС невелика (180 °С), что обусловлено наличием в ней хлорсульфированного полиэтилена (известно, что увеличение содержания хлора в полиэтилене низкого давления снижает его термостойкость). Термостойкость композиции ТТП-БС(л) характеризуется температурой 360 °С, при которой первый материал теряет уже 30% своей массы. Вместе с тем остаточная масса обеих композиций составила 3–4%.

Экспериментальное изучение работоспособности теплозащитных композиций ТТП-ФС и

ТТП-БС(л) проведено на 40 моделях при тепловых нагрузках $1 \cdot 10^7$ Вт/м², $0,5 \cdot 10^7$ и $0,3 \cdot 10^7$. Рабочая среда – воздух с 50%-м (по массе) содержанием полидисперсных частиц Al_2O_3 . Высокоэнергетические испытания легковесной тепловой защиты (облицовочных плиток) для «Бурана» и других ТЗМ проведены на специально созданном стенде на базе линейного плазмотрона ЭДПГ с газодинамической стабилизацией дугового разряда мощностью до 500 кВт. Стенд оборудован системой подачи дисперсной фазы (Al_2O_3 , SiO_2 и других частиц) в плазменный поток (рис. 5), что позволяет проводить исследования ТЗМ в гетерогенных потоках при тепловой нагрузке до $1 \cdot 10^7$ Вт/м² (рис. 6) и энтальпии торможения до 25 МДж/кг. При испытаниях ТЗМ в высокотемпературных двухфазных потоках с частицами Al_2O_3 и SiO_2 достигнута скорость частиц ~ 2400 м/с.

Для равномерного распределения дисперсной фазы в выходном сечении струи разработан распылительный насадок к плазмотрону, состоящий из водоохлаждаемого корпуса и системы подачи порошкообразного материала. На внутренней поверхности выполнена многозаходная правая и левая винтовая нарезка с образованием пирамидальных ромбовидных выступов, а между входной и выходной частями – кольцевая полость, соединенная с системой подачи порошка тремя каналами, размещенными в корпусе под углом 30–50° к оси насадка. В процессе работы электродугового подогревателя плазмообразующий газ поступает во входную полость и турбулируется, а порошкообразный материал диспергируется и равномерно распыляется по сече-

нию канала насадка в выходную часть транспортирующим газом. За счет дальнейшего перемешивания с турбулентным потоком в выходной части порошок нагревается и обеспечивается равномерное распределение его температуры и скорости в сечении высокотемпературной струи.

Испытания проводились с предварительным нагревом моделей до 300 °С и выдержкой при этой температуре в течение 1–1,5 мин, что соответствует натурным условиям эксплуатации ТЗМ. В таких условиях композиционные материалы начинают разлагаться с уносом газообразных продуктов за счет содержания эпоксидных и формальдегидных смол. Далее

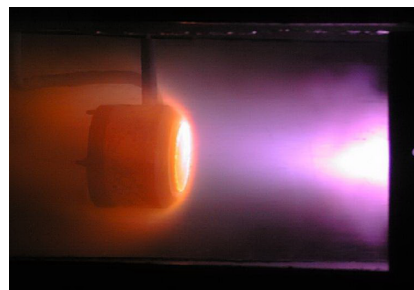
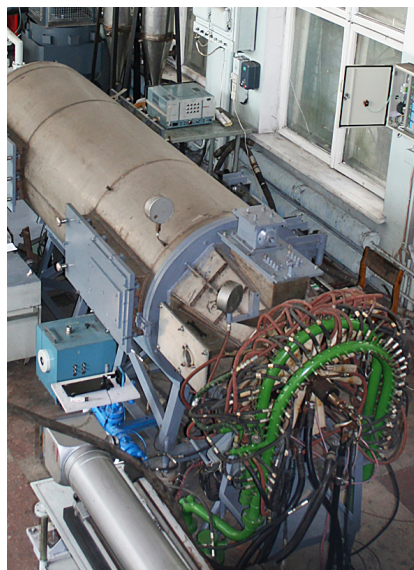


Рис. 7. Торцевой холловский ускоритель

рабочая поверхность подвергалась воздействию высокотемпературного двухфазного потока. Анализ данных по кинетике разложения и разрушению в двухфазных (газ – частицы) плазменных потоках композиций ТТП-ФС и ТТП-БС(л) показал, что скорость уноса массы материалов возрастает, если высокотемпературные испытания проводить с предварительным нагревом. При этом скорость уноса массы для ТТП-БС(л) увеличивается примерно на 45–50%, а для композиции ТТП-ФС – примерно на 35–40%, причем с возрастанием тепловой нагрузки от $0,3 \cdot 10^7$ до $1 \cdot 10^7$ Вт/м² эти показатели растут примерно на 80% и 90% соответственно. Визуальный осмотр изделий ТЗП показал, что при тепловых нагрузках до $0,5 \cdot 10^7$ Вт/м² наблюдается равномерный унос материала с поверхности, а при более высоких – неравномерный с разрушением моделей по толщине («прогар»). Анализ полученных данных позволил предположить, что для исследованных композиций при тепловых нагрузках ниже $0,3 \cdot 10^7$ Вт/м² и при пониженных давлениях будет наблюдаться расслоение, возможен послойный срыв материала за счет некомпенсированного внутриобъемного давления газообразных продуктов. Такой процесс разрушения теплового щита американского лунного аппарата «Орион» наблюдался в испытательном полете.

Участие в исследовании тепловой защиты легендарного «Бурана» принимали сотрудники ИТМО: заведующий лабораторией теплозащиты, кандидат технических наук Ф.Б. Юревич; заместитель заведующего лабораторией А.П. Искренков; старший научный сотрудник В.В. Чупрасов; заместитель

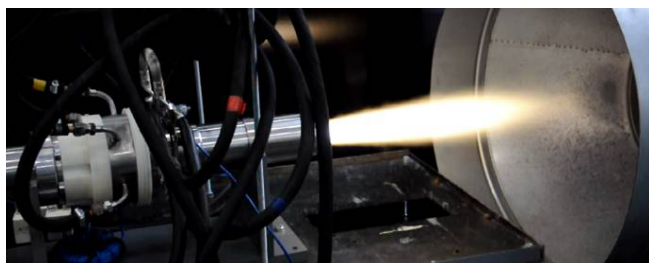


Рис. 8. Плазматрон с газовыхревой стабилизацией дуги мощностью 600 кВт

заведующего отделом, кандидат технических наук М.С. Третьяк; ведущий инженер В.В. Мазак.

Многочисленные испытания, проведенные в институте, позволяли разработчикам ТЗМ и ТЗП делать правильный выбор для обеспечения безопасности космических спускаемых миссий и приносили экономический эффект.

Экспериментальные исследования в потоках плазмы осуществлялись как при атмосферном давлении на стенде «Луч-2», так и в вакууме на торцевом холловском ускорителе (рис. 7).

Для ОАО «РКК «Энергия» и ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» проведены высокотемпературные испытания тепловой защиты пилотируемого аппарата нового поколения, предназначенного для высадки десанта на Луну в условиях лучисто-конвективного нагрева, имитирующих вход в атмосферу Земли со 2-й космической скоростью, а также тепловой защиты десантного модуля изделия «Экзо-Марс» в потоках плазмы торцевого холловского ускорителя и линейного плазмотрона. Изучены особенности разрушения и свойства ТЗМ для спускаемого аппарата «Фобос-Грунт» на заданных режимах работы ЭДПГ (стенд «Луч-2») при повышенном давлении в разрядной камере. В свое время проведены испытания материалов для аппаратов, спускаемых на Марс и Венеру.

Отечественные стенды до-полняют возможности российских установок ЦНИмаш, ЦАГИ им. Жуковского, ИПМ им. А.Ю. Ишлинского РАН и находятся на уровне разработок соответствующих центров Западной Европы (DLR, IRS – Германия; ASTRIUM-ST – Франция).

Что касается плазмотронов для получения высокотемпературных скоростных потоков различных газов, то такие установки были созданы не только для внутреннего использования, а поставлялись в ведущие организации оборонно-космического комплекса СССР и в зарубежные страны (рис. 8). Комплекс экспериментальных стендов, позволяющих моделировать натурные

условия работы ТЗМ, действует в ИТМО и в настоящее время, один из совсем немногих на постсоветском пространстве.

На данном оборудовании в широком диапазоне условий исследованы изменения тепловых и аэродинамических параметров различных классов аблирующих материалов – графитов, углерод-углеродных композиций, керамики, угле-, стекло-, органических полимеров и др. Результаты используются при прогнозировании и создании тепловой защиты гиперзвуковой техники. Многие миссии уже реализованы, но впереди – широкие горизонты для исследований космического пространства. ■

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Третьяк М.С. К вопросу исследования теплозащитных покрытий для ракетно-космических изделий / М.С. Третьяк, В.В. Торопов, В.В. Чупрасов // Материалы Первого Белорусского космического конгресса. – Минск, 2003. С. 34–37.
2. Драгун В.Л. Исследование работоспособности и теплозащитных свойств покрытий для ракетно-космических изделий // Информатика. 2007. №3. С. 51–55.
3. Смягликов И.П. Спектроскопическая диагностика сверхзвуковой плазменной струи в потоке воздуха / И.П. Смягликов [и др.] // Труды VII симпозиума Беларуси и Сербии по физике и диагностике лабораторной и астрофизической плазмы. Минск, 22–26 сентября 2008 г. – Минск, 2008. С. 220–223.
4. Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых космических аппаратов / М.Я. Гофин. – М., 2003.
5. Исследование эффективной теплопроводности перспективных материалов тепловой защиты / С.В. Резник [и др.] // Труды 3-й Междунар. конф. «Материалы и покрытия в экстремальных условиях: исследования, применение, экологически чистые технологии производства и утилизации изделий». – Кацивели-Понизовка, 2004. С. 7–8.
6. Гринчук П.С. Процессы переноса энергии и вещества в гетерогенных средах со стохастической структурой: автореф. дис. на соиск. уч. ст. доктора физ.-мат. наук: 01.04.14 / П.С. Гринчук; Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси. – Минск, 2014.
7. Мазак В.В. Исследование аблирующих теплозащитных материалов применительно к экспериментальной энергоустановке «Ампула» // Труды КБЭМ. 1989. №17.
8. Третьяк М.С., Чупрасов В.В., Фрайман Ю.Е. Исследование работоспособности легковесных теплозащитных покрытий // Сб. науч. тр. «Тепло- и массоперенос-97». – Минск, 1997. С. 149–153.