

РАЗРАБОТКА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ С КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ ИЗ УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

ВОРОБЬЕВ Алексей Геннадиевич, старший преподаватель Московского авиационного института (государственного технического университета), научный сотрудник.
E-mail: formula1_av@mail.ru

VOROBIEV Aleksey G., he is a Senior Assistant of Professor at the MAI.
E-mail: formula1_av@mail.ru

БОРОВИК Игорь Николаевич, старший преподаватель Московского авиационного института (государственного технического университета).
E-mail: borra2000@mail.ru

BOROVIK Igor N., he is a Senior Assistant of Professor at the MAI.
E-mail: borra2000@mail.ru

КАЗЕННОВ Иван Сергеевич, студент Московского авиационного института (государственного технического университета).
E-mail: heavigot@mail.ru

KAZENNOV Ivan S., he is a Student of MAI.
E-mail: heavigot@mail.ru

ЛАХИН Антон Владиславович, начальник группы изучения композиционных материалов ОАО «Композит», к.т.н.
E-mail: info@kompozit-mv.ru

LANIN Anton V., chief of group of composite material research, «Kompozit» corporation, candidate of science.
E-mail: info@kompozit-mv.ru

БОГАЧЕВ Евгений Акимович, начальник отдела керамоматричных композиционных материалов ОАО «Композит», к.т.н.
E-mail: info@kompozit-mv.ru

БОГАСЧЕВ Eugenie A., chief of department of ceramic composite materials, «Kompozit» corporation, candidate of science.
E-mail: info@kompozit-mv.ru

ТИМОФЕЕВ Анатолий Николаевич, первый заместитель генерального директора ОАО «Композит», к.т.н.
E-mail: info@kompozit-mv.ru

ТИМОФЕЕВ Anatoly N., First Deputy GM, «Kompozit» corporation, candidate of science.
E-mail: info@kompozit-mv.ru

Статья посвящена проблеме разработки жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) с камерой сгорания (КС) из углерод-керамического композиционного материала (УККМ). В работе дан обзор современного состояния проблемы. Приведен анализ энергетической эффективности применения композиционного материала в конструкции ЖРДМТ, разработки МАИ.

The technical paper about problem of development liquid rocket engine of small thrust with ceramic-composite combustion chamber. The review is presented of actual state of problem. The analysis of energy efficiency is presented for rocket engine of small thrust with ceramic-composite combustion chamber developing in MAI.

Ключевые слова: ЖРД малой тяги, камера сгорания, керамический композиционный материал.

Key words: LRE of small thrust, combustion chamber, carbon-ceramic composite material.

Введение

Успехи в области создания высокотемпературных композиционных материалов и покрытий на основе стекла и керамики послужили основой для их применения в авиационной, космической и других отраслях техники. Углерод-керамические композиционные материалы обладают уникальными теплозащитными, эрозионно-стойкими и прочностными характеристиками при низкой плотности.

В настоящее время композиционные материалы применяются в качестве защитных покрытий элементов авиационных газотурбинных двигателей, турбонасосного агрегата жидкостных ракетных двигателей, изделий гиперзвуковой техники, плиточной защиты космических летательных аппаратов, вкладышей в сопловой блок двигателей твердого топлива и в других областях техники, где наиболее остро стоит вопрос защиты конструкции при высокой температуре в окислительной среде.

В МАИ ведутся исследования в области разработки ЖРД малых тяг. Возможность применения УККМ в качестве материала камеры сгорания рассматривается как одно из наиболее перспективных направлений совершенствования двигателей малых тяг.

Обзор проблемы и постановка задачи

Стремление применить композиционные материалы (КМ) для создания камеры сгорания ЖРДМТ связано с непереносимым ростом удельного импульса двигателя, характеризующего его эффективность. Первые попытки внедрить углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ) в качестве материала для камеры сгорания ЖРДМТ предпринимались еще в начале—середине прошлого десятилетия [6]. Однако получившиеся конструкции, как правило, не отвечали одному или нескольким требованиям, предъявляемым к камерам ЖРДМТ. Решение проблемы применения КМ базировалось на решении следующих задач:

- наличие технологии формирования тонкостенной оболочки профиля, характерного для ЖРДМТ из КМ;
- защита материала от высокой температуры в возможных условиях окислительной среды;
- разработка конструкции надежного соединения композитной камеры сгорания (ККС) с металлической смесительной головкой;
- обеспечение газонепроницаемости стенки;
- возможность механической обработки заготовок из КМ;
- обеспечение прочности материала при резком изменении давления и наличии температурных

напряжений, характерных для импульсных режимов работы ЖРДМТ.

В результате развития и совершенствования технологии производства КМ, связанных с выбором оптимальных параметров технологического процесса, техническим уровнем используемого оборудования и оснастки, наличием надежных методов неразрушающего контроля композиционных конструкций и полуфабрикатов для их производства, удалось разработать научные основы и на их базе создать обширный перечень композиционных материалов и технологий их получения [1]. В настоящее время имеются все предпосылки для успешного практического применения УККМ в качестве материала для ЖРДМТ.

Продолжительное время основными материалами, применяемыми в КС ЖРДМТ в нашей стране и за рубежом, были ниобиевые сплавы с защитными силицидными покрытиями. Они способны выдерживать температуры не более 1200 °С, хотя температуры продуктов сгорания топлива могут достигать 3500 °С. Для снижения температуры стенки КС перемешивание горючего и окислителя организовывается с неоптимальным соотношением компонентов. Это снижает эффективность использования топлива, что в целом отражается на совершенстве ЛА. Отечественные серийные двигатели малой тяги (КБХМ, НИИ машиностроения) и в настоящее время в качестве основного материала применяют сплавы на основе ниобия. На сегодняшний день удельный импульс для отечественных ДМТ на компонентах азотный тетраоксид (АТ) + несимметричный диметилгидразин (НДМГ) / монометилгидразин (ММГ) не превышает 310 с (рис. 1 и 2).

Зарубежные ЖРДМТ в качестве материала КС и сопла используют сплавы на основе ниобия (двигатель TR-308, TR-312-100MN (Northrop Grumman), LEROS 1R, LEROS 1C American Pacific Corporation (AMPAC) США), платины (двигатели S400—12, S400—15 EADS Astrium, Европа), иридия (двигатели R-4D, R-4D-15 (HiPAT) (рис. 3), фирмы Aerojet, США) с защитными покрытиями (рис. 4). Для снижения температурных воздействий на стенку используют пленочную завесу. Рабочая температура стенки камеры с применением драгоценных платиноидов может достигать 2200 °С. Удельный импульс современных зарубежных двигателей на компонентах АТ + НДМГ/ММГ достигает 327 с.

С появлением композиционных материалов, которые не уступают вышеперечисленным сплавам по своим характеристикам, а по цене значительно дешевле их, зарубежные производители переключились на композиционные материалы.



Рис. 1. Двигатель KBXМ DST-100А



Рис. 2. Двигатель НИИ машиностроения 11Д428А



Рис. 3. Двигатель NiPAT с иридий-рениевой КС

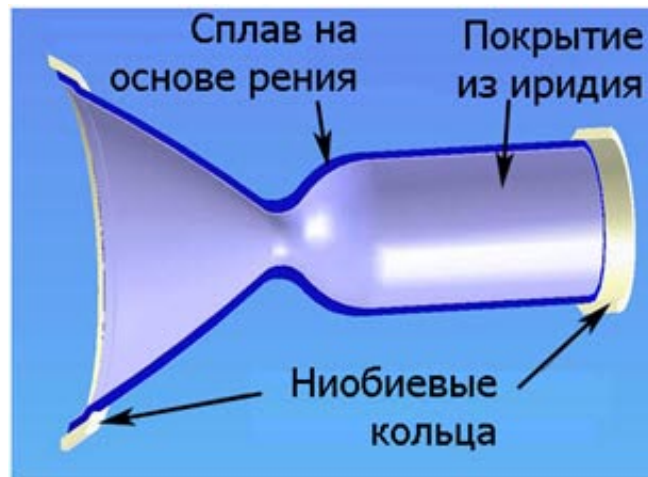


Рис. 4. Конструкция КС с применение материалов на основе иридия-рения

чались на разработку камер сгорания ЖРДМТ с применением КМ. Применение неметаллического композита является перспективным, поскольку, будучи сопоставимым по цене с традиционным ниобиевым сплавом, он обладает более низкой плот-

ностью, что важно с точки зрения снижения массы двигателя, существенно более низкой стоимостью по сравнению с металлами платиновой группы.

В России вопросами разработки КМ занимаются ОАО «Композит» [9], ВИАМ [7, 8], ОАО «Искра» и ряд других организаций. В нашей стране использование КМ в ракетных двигателях сводится к применению УУКМ для насадка радиацион-

ного охлаждения двигателя 11Д58М, однако понимание перспектив применения КМ в элементах ракетной техники существует [4].

За рубежом большое количество организаций занимается композиционными материалами (ULTRAMet, SNECMA, DuPont). В ряде стран существуют отдельные программы развития аэрокосмической отрасли с широким применением прогрессивных КМ. Некоторые зарубежные разработчики ЖРДМТ уже внедряют камеры сгорания из КМ в состав своих двигательных установок.

Одним из примеров успешного внедрения современных композиционных технологий является разработка корпорацией EADS апогейного двигателя малой тяги, названного European Apogee Motor. Двигатель European Apogee Motor, тягой 500 Н, в котором камера сгорания и сопло сделаны за одно (рис. 5 и 6), обладает малым весом и высоким



Рис. 5. Камера сгорания и сопло двигателя European Apogee Motor сделаны единой конструкцией



Рис. 6. Двигатель European Apogee Motor

удельным импульсом, который составляет более 325 с [10]. European Apogee Motor будет являться основным двигателем для платформы AlphaBus.

Наряду с прогрессивной КС из КМ, которая выдерживает высокие температуры, вибрации и ударные нагрузки, добиться такого уровня удельного импульса позволила оптимизированная микрораспыляющая смесительная головка.

Различные методы неразрушающего контроля были исследованы и применены, включая ультразвуковой, термографический и томографический. European Apogee Motor может быть использован для различных задач в составе коммерческих и военных спутников, межорбитальных транспортных аппаратов, аппаратов многоразового применения. Малая масса двигателя и высокие удельные характеристики экономят топливо, что положительно сказывается на величине полезной нагрузки в сравнении с другими двигателями. Умеренная цена производства и заготовок композитного материала позволяет двигателю успешно конкурировать на рынке.

Характеристики ЖРДМТ отечественного и зарубежного производства с обозначением применяемого материала даны в табл. 1.

Таким образом, в условиях развития технологий производства конструкций из композиционных материалов, при стремлении разработчиков космических аппаратов и платформ к увеличению массы полезного груза, задача создания ЖРДМТ с камерой сгорания из углерод-керамического КМ является актуальной.

Разработка КС из КМ для ЖРДМТ МАИ-202

Московский авиационный институт давно ведет работу в области разработки и создания экспериментальных ЖРДМТ [3, 11, 12]. По этой тематике выполнен ряд контрактов, несколько контрактов находятся в работе. В основе конструкции смесительной головки двигателей ЖРДМТ МАИ-202 лежит использование отдельных сваренных между собой пластин компонентов и наличие низкоперепадного завесного слоя с возможностью регулирования его относительного расхода.

В качестве основных ЖРДМТ, для которых разрабатывается КС из КМ, являются двигатели: МАИ-202-200 тягой 200 Н на компонентах АТ+НДМГ (восстановительная завеса), МАИ-202-500-ВПВК тягой 500 Н на компонентах ВПВ (96%) + керосин (окислительная завеса), МАИ-202-200-ОК тягой 200 Н на компонентах газообразный кислород и керосин (окислительная завеса). Степень расширения для всех двигателей 70, давление в КС 9—12 атм.

Характеристики ЖРДМТ

Название ЖРДМТ, разработчик	11Д428А НИИ МАШ	11Д458М НИИ МАШ	DST-200А БХМ	S400-15 EADS	R-4D-15 (HiPAT) Aerojet	500 Н European Apogee Motor
Компоненты	НДМГ АТИН	НДМГ АТИН	НДМГ АТ	ММГ АТ, MON-1, MON-3	АТ ММГ	ММН, NTO, MON-1, MON-3
Номинальная тяга в вакууме, Н	130,5	392,4	200	425	445	500
Удельный импульс в вакууме, с	308	302	307	321	325	325
Соотношение компонентов	1,85±0,05	1,85±0,05	1,85	1,65	1	1,65
Давление в КС, бар			7	10	9,4	10
Напряжение на клапанах, В	27	27	34			50
Длина, мм	274	461		669		803
Масса, кг	1,5	3	1,7	4,3	5,2	< 5
Степень расширения	150		100		300	
Материал КС	Сплав на основе ниобия	Сплав на основе ниобия	Сплав на основе ниобия	Сплав на основе платины	Сплав из иридия с покрытием из рения	Композит

Для сокращения затрат на производство двигателей камеры сгорания были сделаны из жаропрочного сплава ЭП-202 и ХН60ВТ с защитным антиокислительным покрытием на основе оксида хрома. Максимальная температура стенки КС при испытаниях не превышала 1200 К.

В результате сотрудничества с ОАО «Композит», на основе имеющихся у разработчиков на тот момент технологий по изготовлению подобных изделий [9, 5], удалось разработать программу по созданию экспериментальных камер сгорания из керамоматричного композиционного материала для указанных выше двигателей.

В табл. 2 приведены характеристики разработанного материала УККМ С-SiC для КС ЖРД в сравнении с традиционным материалом — ниобиевым сплавом 5ВМЦ и аналогичным материалом С-SiC, применяющимся в зарубежных ЖРДМТ.

ОАО «Композит» имеет ряд рецептов и возможности по нанесению оксидных покрытий методом нанотехнологий на поверхность УККМ с целью повышения излучающей способности наружной стенки камеры и отражающей способности внутренней стенки. Эти мероприятия направлены на повышение температур пристеночного слоя продуктов сгорания без повышения температуры стенки КС.

Таблица 2

Сравнение характеристик разработанного материала для КС ЖРДМТ с характеристиками традиционного материала и зарубежного аналога

Наименование показателей	Значение показателей		
	Объект разработки	Отечественные объекты аналогичного назначения	Зарубежные объекты аналогичного назначения
	КС из УККМ С-SiC	Серийные КС из тугоплавкого сплава 5ВМЦ с покрытием из дисилицида молибдена, РФ	Novoltex С-SiC- КМ, (SNECMA, Франция)
Температура работоспособности, °С	1600	1450	1600
Плотность материала, г/см ³	1,75	~ 8,7	2,1
Снижение массы КС, %	300—400	—	300

Технология получения керамокомпозитных камер экологически чистая, не требует больших затрат на оснастку и дорогостоящего производственного оборудования, в отличие от зарубежных аналогов. Способ формирования матрицы не вносит повреждений в армирующие компоненты. Реагент метилсилан (МС) ранее не применялся для получения конструкционных материалов и защитных покрытий.

Существующая технология формирования матрицы обеспечивает возможность соединения с металлоческими законцовками — фланцами за счет формирования металло-композитного перехода, позволяющего обеспечить прочное герметичное крепление керамокомпозитной камеры к металлическим частям двигателя — форсуночной головке и сопловому насадку.

— карбонизацию и высокотемпературную обработку (ВТО);

— формирование окислительностойкой карбидокремниевой матрицы путем газофазного насыщения с использованием метилсилана в качестве исходного реагента;

— формирование композиционного газоизолирующего покрытия.

В результате работ были выявлены и решены ряд проблем:

- усовершенствована технология выкладки выкроек для создания сложного профиля КС с маленькими диаметральными размерами в области критического сечения;

- разработаны разъемные соединения камеры с смесительной головкой и соплом из жаропрочной стали.

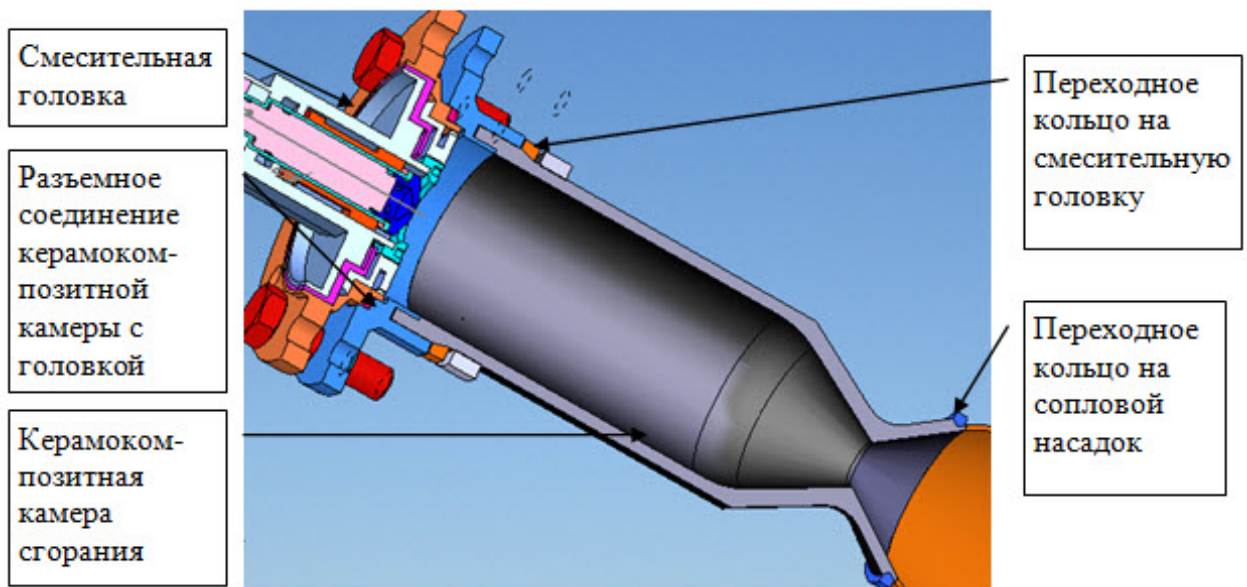


Рис. 7. Модель ЖРДМТ МАИ-202К-200-ОК с композиционной камерой сгорания

При проектировании (рис. 7) новых камер сгорания выполнялись следующие условия:

- сохранение внутреннего геометрического профиля КС и сопла;
- применение имеющихся готовых смесительных головок соответствующих двигателей;
- сохранение разборной конструкции двигателя в составе основных частей (головки, КС, соплового насадка) для отработки отдельных узлов с возможностью создания неразборной конструкции;
- возможность установки штуцера для замера давления в КС при отработке рабочего процесса.

Изготовленные образцы камер сгорания (рис. 8) прошли следующие технологические операции:

- формирование каркаса углепластиковых заготовок;
- предварительную механическую обработку;



Рис. 8. Заготовки керамо-композитных камер сгорания

В настоящее время новые двигатели с обозначением МАИ-202К, где литера К означает применение керамоматричной композиционной КС в составе ЖРДМТ (рис. 9), находятся на стадии подготовки к огневым испытаниям.



Рис. 9. Макет двигателя МАИ-202К-200-1 разработки МАИ в сборе с керамо-композитной камерой

Помимо снижения массы конструкции и повышения удельного импульса за счет повышения температуры продуктов сгорания, применение композиционных материалов с антиокислительным покрытием позволит в будущем перейти на окислительную завесу с малым расходом, что положительно скажется на эффективности двигателя.

Анализ эффективности применения КМ для камер сгорания ЖРДМТ

Путем повышения температуры продуктов сгорания и рабочей температуры стенки КС за счет изменения смесеобразования и снижения расхода компонента на завесу удастся получить высокий удельный импульс при применении КМ в конструкции КС.

На базе огневых экспериментов на двигателе МАИ-202-200 (АТ+НДМГ) [11] был проведен анализ увеличения удельного импульса в случае применения камеры сгорания из КМ [2]. В результате расчетов по экспериментально-теоретической мо-

дели теплового состояния ЖРДМТ было показано, что применение нового материала для двигателя МАИ-202-200, выдерживающего температуру 1800 К позволяет достичь удельного импульса в 325 с, а для двигателя МАИ-202-500-ВПВК удельный импульс составит 326 с, что соответствует уровню ведущих мировых производителей ЖРДМТ (рис. 10 и 11).

Результаты расчета показывают, что увеличение удельного импульса апогейного ЖРДМТ на 5 с увеличивает массу полезного груза на 7 кг для модельного геостационарного спутника массой 4800 кг, что эквивалентно продлению срока службы аппарата [13]. Более подробный анализ выигры-

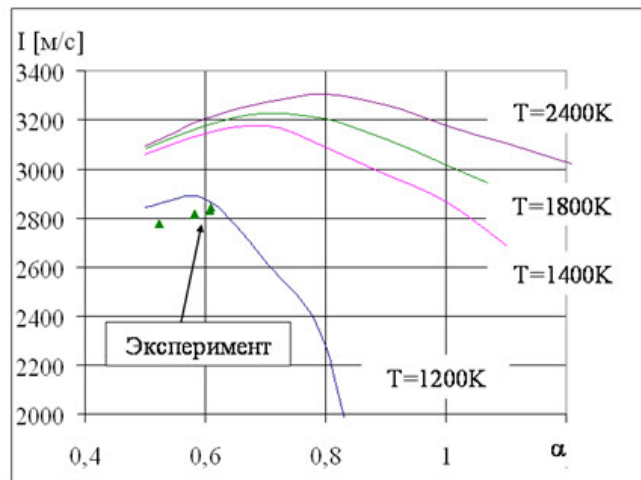


Рис. 10. Расчетная зависимость удельного импульса двигателя МАИ-202-200 от коэффициента избытка окислителя для различной максимальной температуры стенки камеры сгорания (для однофорсуночной головки)

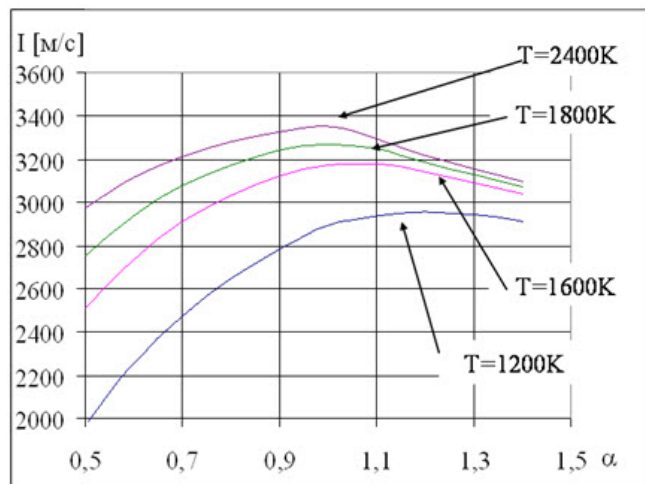


Рис. 11. Расчетная зависимость удельного импульса двигателя МАИ-202-500-ВПВК от коэффициента избытка окислителя для различной максимальной температуры стенки камеры сгорания

ша в массе полезного груза от увеличения удельного импульса ЖРДМТ требует привязки к конкретному аппарату.

Готовятся огневые испытания двигателей МАИ-202-200, МАИ-202-500К-ВПК для оценки их энергетической эффективности с керамоматричной композиционной КС. Планируются также исследования композиционных КС в двигателях МАИ-202 при импульсных режимах работы, чтобы доказать работоспособность материала при циклических температурных и механических напряжениях.

Выводы

В МАИ совместно с ОАО «Композит» ведется активная разработка ЖРД малых тяг с камерами сгорания из углерод-керамических композиционных материалов. Анализ показывает, что применение КМ позволяет достичь удельного импульса, превышающего данный показатель отечественных летных образцов и соответствующего таковому у разрабатываемых зарубежных аналогов.

Подробную информацию можно найти на сайте www.mai202.ru.

Библиографический список

1. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учеб. для вузов. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1998.
2. Воробьев А.Г. Математическая модель теплового состояния ЖРДМТ // Вестник МАИ. 2007. Т.14. №4. С. 42—49.
3. Козлов А.А., Абашев В.М. Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги. — М.: Изд-во МАИ, 2006.
4. Кошлаков В.В., Миронов В.В. Перспективы применения композиционных материалов в ракетных двигателях // Ракетно-космические двигательные установки: сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции. М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2008. С. 10—11.
5. Лахин А.В. Процессы получения композиционных материалов и покрытий на основе карбида кремния химическим газофазным осаждением из метилсилана при относительно низких температурах и давлениях: Дис. канд. наук. — Москва, 2006. — 140 с.

6. Павлов С.В., Грачев В.Д., Токарев А.С. Результаты разработки и исследований работоспособности камер сгорания ЖРДМТ из УУКМ // Ракетно-космическая техника. Вып. 3 (136). НИИ тепловых процессов. 1992. С. 30—33.

7. Солнцев С.С., Исаева Н.В. Керамический композиционный материал теплонагруженных узлов и деталей // Первый межведомственный научно-технический семинар по проблемам низкоэмиссионных камер сгорания газотурбинных установок. Опыт разработки, проблемы создания и перспективы развития низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ. 14—16 декабря. Москва, ЦИАМ

8. Солнцев С.С. Высокотемпературные керамические композиционные материалы и антиокислительные ресурсные покрытия // 75 лет. Авиационные материалы. Избранные труды ВИАМ. 1932-2007 / Под ред. Каблова Е.Н. М.: ВИАМ, 2007. 438 с.

9. Тимофеев А.Н., Богачев Е.А., Габов А.В., Абызов А.М., Смирнов Е.П., Персин М.И. Способ получения композиционного материала. — Патент РФ №2130509 от 20.05.1999, приоритет от 26.01.1998. Бюллетень № 5, 2005.

10. Astrium.EADS Web Page: <http://cs.astrium.eads.net/sp/SpacecraftPropulsion/BipropellantThrusters.html>

11. Kozlov A.A., Abashev V.M., Denisov K.P. etc. Experimental finishing of bipropellant apogee engine with thrust 200 N. 51st International Astronautical Congress. Rio de Janeiro, Brazil. October 2-6, 2000.

12. Kozlov A.A., Abashev V.M., Hinckel J.N. Organization of the working process in the small thrust engine LRESTH MAI-200. 52nd International Astronautical Congress. Toulouse, France. October 1-5, 2001.

13. Liou, Larry, C. Advanced Chemical Propulsion for Science Missions. NASA/TM-2008-215069.