

**РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС МЕТАЛЛИЗАТОРА НА ГАЗООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ**

© 2011 А. Н. Первышин, А. И. Рязанов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Создан пропановоздушный проволочный металлатор на базе ракетного двигателя малой тяги. Рассмотрены изменения рабочего процесса ракетной камеры, необходимые для организации процесса получения расплава напыляемого металла.

*Ракетный двигатель малой тяги, рабочий процесс, металлатор, конверсия, компоненты топлива, ракетная камера.*

Самолето- и ракетостроение являются высокотехнологичными отраслями национальной экономики. В них задействованы наиболее квалифицированные специалисты и новейшее производственное и испытательное оборудование. Множество фундаментальных и инновационных открытий совершается именно в этих отраслях. Создаются новые материалы, технологии, конструкторские решения. Последующее перетекание новшеств на производства общего машиностроения служит толчком для развития всей экономики. Явление обрело различные формы и названия: технологии двойного назначения, конверсия, диверсификация. Приведем наиболее яркие примеры.

В 70-е годы предприятие СНТК им. Н.Д.Кузнецова освоило конвертирование авиационных двигателей в силовые приводы для модульных газоперекачивающих агрегатов магистральных газопроводов НК-12СТ мощностью 6,3 МВт и НК-16СТ мощностью 16 МВт. В 90-х годах по заказу РАО "Газпром" велись работы по двигателям нового поколения НК-36СТ мощностью 25 МВт, КПД 36% и НК-38СТ с КПД 38%. Двигателями НК-36СТ будут оснащаться действующие газопроводы, а также новые газопроводы с Ямальского месторождения. Для энергетиков по заказу РАО "ЕЭС-России" разработан двигатель НК-37 мощностью 25 МВт, КПД 36,4% для привода электрогенератора. На базе ГТД НК-37 создана первая в России блочно-модульная теплоэлектростанция электрической мощностью 25 МВт, тепловой мощностью 39 Гкал/ч и с тепловым КПД 88%. Первый экземпляр такой ТЭС успешно работает на Безымянской ТЭЦ г. Самары.

Один из исторических путей развития ракет-носителей в нашей стране, как и в большинстве стран мира – это путь конверсии стратегических баллистических ракет к космическим нуждам, позволивший быстро и при ограниченных затратах создать основу сегодняшнего парка национальных средств выведения. Путь включает несколько направлений.

Первое "конверсионное" направление, возникшее в 1957 году, связано с созданием ряда РН на базе МБР Р-7, разработанной в знаменитом ОКБ-1 С.П.Королева. В рамках этого направления создано более 17 модификаций РН - "Спутник", "Восток", "Молния", "Союз", "Союз-2" и др. Развитием этого направления занимается Государственный научно-производственный ракетно-космический центр "Прогресс" - ЦСКБ.

Второе "конверсионное" направление возникло в 1961 году. Оно было связано с разработкой РН легкого класса с наземным стартом на базе различных стратегических ракет. Наибольший вклад в развитие этого направления внесло НПО "Южное" (Украина), где были созданы два варианта РН "Космос" (1, 2) (на базе ракет Р-12 и Р-14), а также РН "Циклон-3" (4), "Циклон-2" (3) и "Циклон-2А" (на базе ракет Р-36 и Р-36М).

Третье "конверсионное" направление открылось в 1965 году после создания РН тяжелого класса на базе МБР УР-500. Оно положило начало семейству наиболее конкурентоспособных на мировом рынке РН "Протон" с грузоподъемностью до 20 т. Осуществляемая в Государственном космическом НПЦ имени Н.В.Хруничева очередная модернизация данной РН ("Протон-М")

позволит увеличить грузоподъемность еще примерно на 2 т.

Четвертым направлением на пути конверсии баллистических ракет является наиболее молодое и перспективное направление, связанное с созданием РН мобильного старта для запуска малых и сверхмалых КА. Потребность в таких высокоэкономичных, обладающих большой оперативностью пуска и широкими возможностями гибкого выбора точек старта РН появилась в последние годы в связи с бурным развитием микроэлектроники и малогабаритной техники. В этом плане накопленный в нашей стране значительный опыт в разработке мобильных стратегических ракетных комплексов наземного, морского и воздушного базирования является прекрасной основой для развития РН этого направления. Наиболее интересны проекты, предложенные НТЦ "Комплекс - МИТ" (РН "Старт-1", "Старт"), ГРЦ "КБ им. академика В.П.Макеева" (РН "Волна", "Высота", "Прибой", "Штиль-3А", "Риф-МА") и МКБ "Радуга" совместно с АНТК им. А.Н.Туполева (РН "Бурлак").

Конверсия распространяется не только на ракеты-носители, но и на отдельные его элементы. Высокая концентрация энергии в струе продуктов сгорания ракетного двигателя, сравнительная простота ее получения и управления широко используются не только для создания тяги, но и для различных технологических процессов. Инструментом воздействия на технологический объект в таких процессах служат сверхзвуковые высокотемпературные потоки. Устройства, генерирующие подобные потоки, получили название генераторов сверхзвуковых струй.

Такие устройства предложены в работах Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана, Самарского государственного аэрокосмического университета имени С.П. Королева, Национального аэрокосмического университета имени Н.Е. Жуковского, «Харьковского авиационного института» и многих других учреждений, как отечественных, так и зарубежных. Перспективность использования генераторов сверхзвуковых струй применительно к таким технологическим процессам, как разделительная резка, струйно-абразивная обработка, металлизация, подтверждена их успешной эксплуатацией.

Рабочий процесс таких устройств рассмотрен в работах Кудрявцева В.П., Полева В.М., Грушенко А.М., Лукачёва В.П., Левина В.Я., Первышина А.Н. и других ученых и базируется на модифицированных под конкретный принцип работы либо ВРД, либо РД.

В то же время уникальные энергетические возможности РД можно использовать и для широко распространенных в авиастроении, ракетостроении и многих других областях техники процессов металлизации.

Металлизация используется при защите металлов от коррозии, восстановлении деталей, повышении износостойкости, создании пористых гидропроводящих структур, электромагнитном и инфракрасном экранировании, декоративной отделке и многих других технологических процессах.

По причинам коррозии и износа ежегодно теряется 12% всего произведенного в мире металла. От коррозии преждевременно выходят из строя такие крупногабаритные объекты как мосты, опоры ЛЭП, выхлопные шахты и дымовые трубы ГПА, морские суда. Для их защиты требуются мобильные, полностью автономные установки, наносящие покрытия в большинстве случаев из алюминия. Многие объекты находятся в труднодоступных и неиндустриализированных районах страны. Площади обрабатываемых поверхностей составляют квадратные километры. Рассмотрим возможность применения достижений ракетного двигателестроения для решения обозначенной проблемы [1].

Химическая энергия топлива, выделяющаяся при горении в камере сгорания ракетного двигателя, может быть использована на расплавление и доставку материала будущего покрытия до обрабатываемого объекта. Температуры плавления материалов покрытий, применяемых для защиты от коррозии, лежат в широком диапазоне от 700К до 2700К. Все они могут быть расплавлены в камере сгорания РД. Однако устройство для металлизации, расплавляющее оксид алюминия, легко может перегреть цинк и испарить значительную часть материала покрытия до его осаждения на изделие. Поэтому целесообразно создать более узкоспециализированное устройство.

Коррозионные разрушения металлов обусловлены химическими и электрохими-

ческими процессами, происходящими на поверхности металла при взаимодействии со средой. Различают коррозию атмосферную, в морской воде, грунтовую, в агрессивных средах (кислотную, щелочную и т.д.), высокотемпературную газовую (сульфидную, сульфидно-оксидную и т.д.). Для защиты от повсеместно распространенных атмосферной, морской, подземной коррозии стальных конструкций, трубопроводов, судов и т.д. широко применяют металлы-протекторы, имеющие отрицательный потенциал большей величины, чем у железа (анодные покрытия) - Zn, Al.

Около половины производимого в мире цинка расходуется на защиту от коррозии металлических конструкций (цинкование) и кровельных материалов. Однако сравнительно низкая температура плавления  $419,46^{\circ}\text{C}$ , высокая податливость уже при температуре  $200^{\circ}\text{C}$ , сильная окисляемость при температурах выше  $500^{\circ}\text{C}$  делают цинк металлом неудобным (нетехнологичным) для напыления с помощью ракетной камеры.

Алюминий также широко распространен в качестве антикоррозионного покрытия. Расплавляется при более высокой температуре ( $660^{\circ}\text{C}$ ) нежели цинк и более технологичен по своим свойствам. Может быть получен как в виде порошка, так и проволоки. Алюминиевый порошок легко воспламеняется при контакте с водой, что вызывает

трудности при хранении и транспортировке материала будущего покрытия. При применении порошка необходимо организовывать систему его подачи в камеру сгорания РД. Обычно порошок наддувают в отдельной емкости и регулируют его расход дозатором. Такие емкости довольно громоздки и значительно увеличат габариты металлатора, ухудшив его мобильность. Материал покрытия в виде проволоки технологичнее, безопаснее, занимает меньший объем и может подаваться непосредственно в камеру по небольшому каналу.

Сформулируем требования к устройству для металлизации на базе ракетного двигателя:

- 1) малые масса и габариты,
- 2) мобильность и автономность,
- 3) доступность компонентов топлива,
- 4) многократный запуск,
- 5) высокий ресурс,
- 6) безопасность,
- 7) производительность,
- 8) экономичность,
- 9) технологичность,
- 10) экологичность.

Был создан металлатор ПВМ-1 (рис. 1), отвечающий перечисленным требованиям. Прототипом послужил ракетный двигатель малой тяги. Новые задачи и требования к двигателю вызвали существенные изменения в его конструкции и в рабочем процессе.

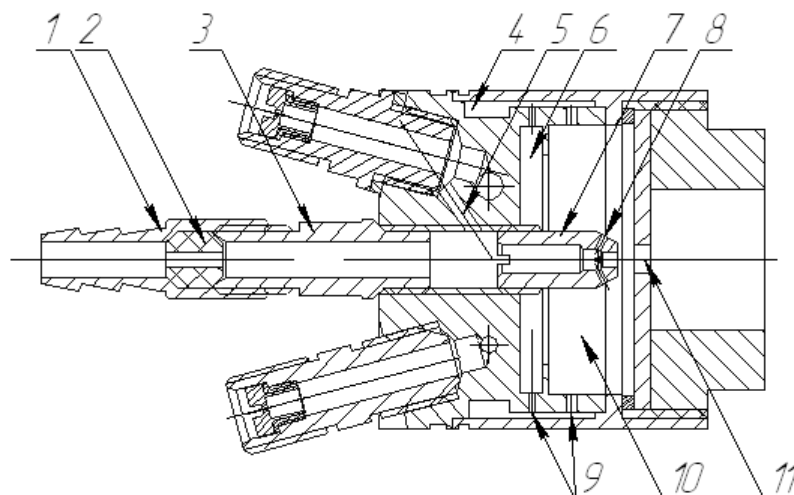


Рис. 1. Опытный образец пропановоздушного проволочного металлатора ПВМ-1:  
 1 – итуцер, 2 – фторопластовое уплотнение, 3 – переходник, 4 – коллектор, 5 – отверстия для наддува канала подачи проволоки, 6 – предкамера, 7 – проволочный питатель, 8 – отверстия для отвода окислителя от проволоки, 9 – форсунки топливной смеси, 10 – камера сгорания, 11 – минимальное сечение

Наиболее значимое изменение в рабочем процессе РД – это отказ от кислорода в

качестве окислителя. Использование воздуха и пропан-бутановой смеси привело к сниже-

нию затрат на эксплуатацию устройства. Компоненты топлива доступны, технологичны и экологичны. Это позволит эксплуатировать ПВМ-1 автономно в полевых условиях, вдали от промышленных центров. Баллон с пропан-бутановой смесью может быть мобильно доставлен к месту проведения работ вместе с газогенератором. Снижение требований к работе с окислителем позволило значительно расширить возможную область эксплуатации генератора. Воздух можно подавать как из баллона, так и нагнетать в камеру сгорания с помощью компрессора. Применены несамовоспламеняющиеся компоненты, что повышает надежность и безопасность. Температура продуктов сгорания не превышает 2000К, что позволяет существенно повысить ресурс ракетной камеры. Опытный образец проработал уже более 1500 часов.

Решена конструктивная задача ввода легкоплавкой проволоки в ракетную камеру перед критическим сечением. Канал подачи проволоки наддувается окислителем во избежание вброса в него продуктов сгорания и предотвращения заплывания канала легкоплавким металлом. Полость наддува с одной стороны ограничена лабиринтным фторопластовым уплотнением 2, а с другой стороны предусмотрены отверстия 8 для отвода окислителя перед выходом проволоки в камеру сгорания 10. Введя напыляемый материал внутрь камеры сгорания, удалось дос-

тичь большей компактности устройства. Подача проволоки в область плотной концентрации энергии в максимально нагретые и плотные продукты сгорания позволяет быстро расплавить металл и получить высокую производительность устройства.

Материал покрытия может подаваться в ракетную камеру с различной скоростью. Логично предположить, что такая скорость не может быть бесконечной и имеет предел, установить который можно опытным путем [3]. Предельная скорость подачи проволоки  $V_{PP}$  при соответствующих параметрах режима генератора сверхзвуковых струй позволяет определить важные параметры, характеризующие процесс получения расплава: производительность  $\dot{m}_{PP}$  - расход проволоки и экономичность  $\dot{m}_{PP} / \dot{m}_T$  - отношение расхода проволоки к расходу топлива.

Выбор основных режимных и конструктивных параметров осуществлялся по следующему алгоритму:

1. Рассчитываются максимальные производительности процесса металлизации при различном коэффициенте избытка окислителя (рис. 2,а). Зависимость экономичности от коэффициента избытка окислителя повторяет график производительности с максимумом при  $\alpha_{OK} = 1$  (рис. 2,б). Выбирается режим с наибольшей производительностью и экономичностью ( $\alpha_{OK} = 1$ ).

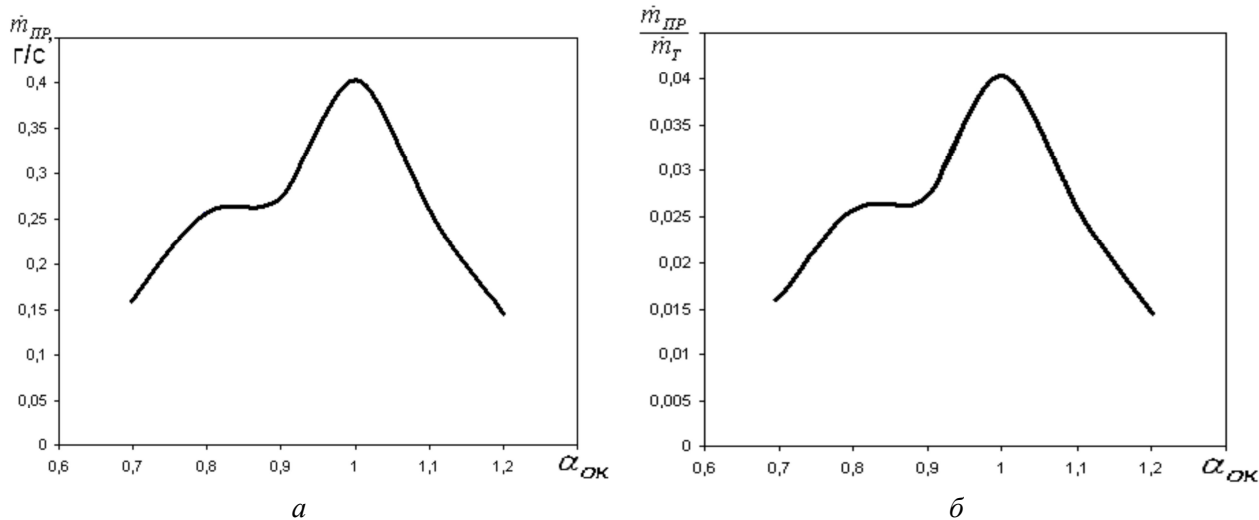
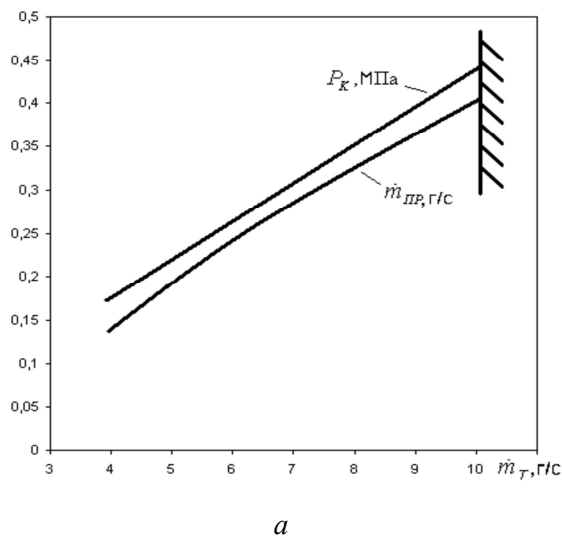


Рис. 2. Зависимости расхода проволоки (производительности) от коэффициента избытка окислителя (а) и экономичности процесса напыления от коэффициента избытка окислителя (б)

2. Рассчитываются максимальные производительности процесса напыления при

различных расходах топлива, в пределах возможных для данного устройства (рис.

3,а). Таким пределом является расход топлива  $\dot{m}_T = 10$  г/с, что связано с ограничением давления при стандартной заправке баллона горючего. Экономичность имеет максимум



при  $\dot{m}_T = 7$  г/с и незначительно снижается с его ростом (рис. 3,б). Спад несущественный, что позволяет выбрать за наиболее рациональный расход топлива  $\dot{m}_T = 10$  г/с.

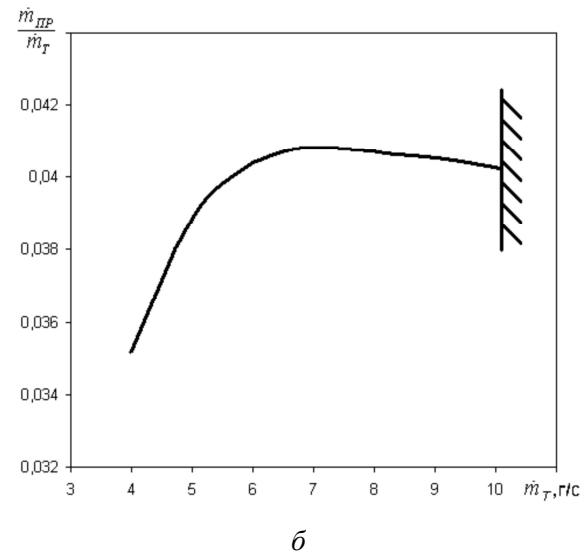


Рис. 3. Зависимости расхода проволоки (производительности) и давления в ракетной камере от расхода топлива (а) и экономичности процесса напыления от расхода топлива (б)

3. Оценка площади критического сечения газогенератора в зависимости от расхода топлива, при условии критического перепада в нем, представлена на рис. 4,а. Технологичнее больший размер критического сечения, соответствующий расходу топлива  $\dot{m}_T = 10$  г/с.

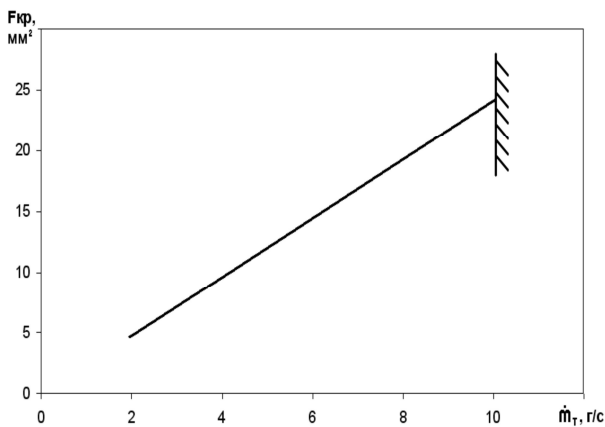


Рис. 4. Зависимость площади критического сечения от расхода топлива

По результатам теоретического исследования [2] выявлена область рациональных режимов генератора сверхзвуковых струй для металлизации на компонентах воздух, пропан-бутановая смесь. Выбраны площадь критического сечения  $F_{кр} = 24 \text{ мм}^2$ , коэффициент избытка окислителя  $\alpha_{ок} = 1$  и расход

топлива  $\dot{m}_T = 10$  г/с, определяющий давление в ракетной камере  $P_k = 0,45$  МПа.

Наличие малого критического сечения обуславливает высокое давление в камере сгорания и обеспечивает сверхзвуковое истечение продуктов сгорания. В области критического сечения их скорость превышает 800 м/с. Аналогично ракетным двигателям металлизаторы генерируют высококонцентрированные потоки энергии. Температура продуктов сгорания превышает 2000 К, тепловой поток в алюминиевую проволоку достигает  $6000 \text{ Вт/м}^2/\text{К}$ . В ракетных двигателях температура порядка 3000 К, тепловой поток в стенку камеры сгорания  $7000 \text{ Вт/м}^2/\text{К}$ . Такая концентрация энергии благодаря высоким давлению и температуре в камере сгорания ПВМ-1 позволяет достигать расплавления проволоки на коротком отрезке (3...6 мм) и сохранить малые массу и габариты устройства. Высокая энергетика положительно сказывается на производительности устройства за счет роста расхода проволоки.

Элемент камеры сгорания с критическим сечением выполнен отдельной деталью (рис. 1). Он может быть быстро заменен без перебора всего устройства. Такая необходимость возникает при прогорании критического сечения либо его залипании расплавом.

В конструкцию ПВМ-1 внесено регенеративное охлаждение, продлевающее ресурс устройства благодаря снятию температурного напряжения со стенок ракетной камеры. Охлаждение препятствует разрушению функциональных элементов устройства и позволяет многократно запускать генератор. Предварительный подогрев топлива повышает скорость горения.

Электроискровая расходная система воспламенения обеспечивает быстрое возгорание топлива. Наличие предкамеры стабилизирует горение. Своевременное воспламенение и стабильное горение топливной смеси обеспечивает безопасность эксплуатации ПВМ-1.

В табл. 1 сведены принципиальные изменения рабочего процесса ракетного двигателя малой тяги, проведенные в процессе создания ПВМ-1. Показано положительное

влияние этих изменений на различные характеристики устройства.

Огневые испытания металлизатора с нанесением покрытия на ступенчатый вал представлены на рис. 5.

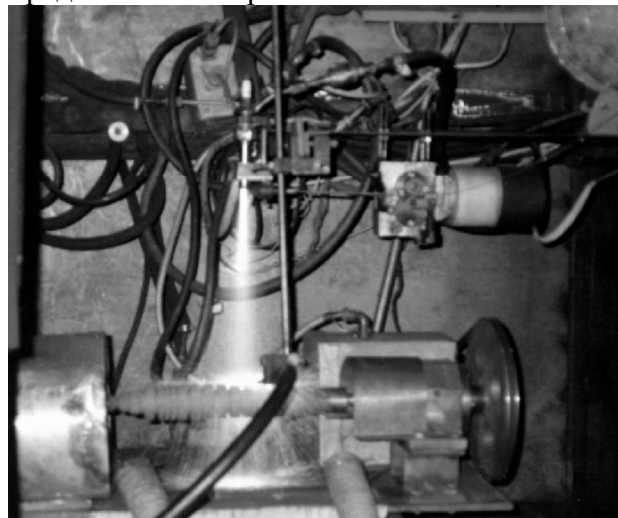


Рис. 5. Стендовый пуск ПВМ-1

Таблица 1. Изменения в рабочем процессе ракетного двигателя

Свойства и параметры двигателей	Малые масса и габариты	Мобильность и автономность	Доступность компонентов топлива	Многократный запуск	Высокий ресурс	Безопасность	Производительность	Экономичность	Технологичность	Экологичность
Компоненты топлива: пропан-бутан и воздух		+	+		+	+		+	+	+
Материал покрытия в виде проволоки	+					+			+	
Ввод проволоки внутри камеры	+						+			
Наличие критического сечения	+						+			
Заменяемое критическое сечение									+	
Регенеративное охлаждение				+	+					
Электроискровая расходная система воспламенения						+				

При проектировании, изготовлении, испытаниях [3], доводке пропановоздушного проволочного металлизатора широко использовался опыт создания ракетных двигателей как аналогичных устройств. Проведенная работа – пример успешной конверсии технологий ракетостроения.

#### Библиографический список

1. Первышин, А.Н. Энергетика струйных технологий [Текст] / А.Н. Первышин // Проблемы и перспективы развития двигателе-

строения в поволжском регионе. Тр. междунар. науч.-техн. конф. - Самара: СГАУ, 1997. – Вып.1. – С. 4.

2. Рязанов, А.И. Численное решение задачи Стефана для подвижного цилиндра в струе продуктов сгорания с учетом радиационного теплообмена. [Текст] / А.И. Рязанов // Четвертая Российская Национальная конф. по Теплообмену – М.: МЭИ, 2006. -Т.7, - С. 124-127.

3. Первышин, А.Н. Экспериментальное исследование генератора сверхзвуковых

струй для напыления покрытий [Текст] / академии наук» – Самара: Изд-во Самарско-  
А.Н. Первышин, А.И. Рязанов // Сб. науч. тр. го научного центра Российской академии  
«Известия Самар. науч. центра Российской наук, 2008. – С. 80-84.

## WORKING PROCESS OF GASEOUS FUEL METALLIZATOR

© 2011 A. N. Pervyshin, A. I. Ryazanov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

Propane-air wire metallizator is developed on the basis of thruster. working process modifications required for metal evaporation are examined.

*Thruster, working process, metallizator, conversion, fuel components, rocket engine chamber.*

### Информация об авторах

**Первышин Александр Николаевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой механической обработки материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [mom@ssau.ru](mailto:mom@ssau.ru). Область научных интересов: прикладное применение ракетных двигателей.

**Рязанов Александр Ильич**, ассистент кафедры механической обработки материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [tr05@bk.ru](mailto:tr05@bk.ru). Область научных интересов: прикладное применение ракетных двигателей.

**Pervyshin Alexandr Nikolaevich**, doctor of technical sciences, chief of the “Mechanical materials processing” chair, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [mom@ssau.ru](mailto:mom@ssau.ru). Area of research: ground application of rocket engines.

**Ryazanov Alexandr Ilyich**, junior member of teaching staff, “Mechanical materials processing” chair, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [tr05@bk.ru](mailto:tr05@bk.ru). Area of research: ground application of rocket engines.