

Ю.В. Антонов, Д.А. Ягодников,  
А.В. Новиков, В.И. Новиков,  
В.И. Лапицкий, В.А. Буркальцев

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА МЕТАН + КИСЛОРОД**

*Приведены результаты огневых стендовых испытаний ракетного двигателя малой тяги на газообразных метане и кислороде. Экспериментально установлено, что для данного топлива достигнуты высокие значения степени совершенства рабочего процесса. Выполнен сравнительный анализ результатов испытаний и численно-го моделирования рабочих процессов в камере ракетного двигателя малой тяги.*

Сфера освоения космического пространства постоянно расширяется, исходя из чего специалистами ЦНИИмашиностроения, ИЦ им.М.В.Келдыша и ЦНИИ Военно-космических сил были сформулированы основные общие требования к жидкостным ракетным двигателям (ЖРД) нового поколения [1]. Требования, в первую очередь, заключаются в том, что ЖРД должны иметь высокие энергетические характеристики, но не в ущерб надежности, безаварийности и стоимости, а компоненты ракетного топлива должны быть дешевыми, экологически безопасными, а также иметь большую сырьевую базу и широкое применение в других отраслях промышленности.

Анализ современного состояния ЖРД, проведенный в работах [2, 3], позволяет сделать вывод, что указанным требованиям отвечают топливные смеси на основе метана. В частности, в работе [4] показано, что, вследствие высокой охлаждающей способности метана, для надежного охлаждения камеры сгорания (КС) в широком диапазоне тяг и давлений достаточно использовать лишь часть суммарного расхода горючего. Это обстоятельство и связанное с ним снижение гидравлических потерь в охлаждающем тракте камеры сгорания позволяют создать ЖРД на метане и кислороде с дожиганием восстановительного газа в КС, работающей при давлении  $\sim 22$  МПа (для ЖРД РД-191 давление в камере сгорания составляет  $\sim 26$  МПа) и имеющей большую надежность.

Отметим также, что в целях унификации компонентов топлива для всех ракетных двигателей, установленных на ракете-носителе, определенный интерес представляет использование метана в качестве горючего ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) реактивной системы

управления (PCY) космическими аппаратами. Следует отметить, что в настоящее время исполнительные органы PCY — жидкостные ракетные двигатели малой тяги — используют в качестве топлива азотный тетроксид и монометил- или несимметричный диметилгидразин, или монотопливо — гидразин, которые являются токсичными и в соответствии с основными направлениями развития средств выведения полезной нагрузки как в нашей стране, так и за рубежом со временем должны быть заменены на экологически чистые.

Поскольку эффективность применения метана как горючего зависит от совокупности накопленных знаний в области процессов распыливания, смешения, воспламенения и горения компонентов топлива на основе метана, а также уровня надежности практических рекомендаций по организации высокоэффективных рабочих процессов в ЖРД различного уровня тяги, цель настоящей работы заключается в экспериментальной отработке рабочего процесса в камере сгорания РДМТ на компонентах топлива метан–кислород. При этом основное внимание уделяется оптимизации геометрии камеры сгорания РДМТ, направленной на обеспечение устойчивого запуска и рабочего процесса и обеспечивающей получение максимального значения коэффициента совершенства камеры  $\varphi_k$  [5], который для изобарических камер практически равен коэффициенту расходного комплекса  $\varphi_\beta$  [6, 7].

В целях экспериментальной отработки создан стенд для огневых испытаний камер сгорания РДМТ на компонентах топлива: окислитель — газообразный кислород, горючее — газообразный метан (или природный газ с содержанием метана до 98 %). Стендовые системы позволяют проводить регистрацию характеристик КС при следующих режимных параметрах: 1. Тяга РДМТ,  $P$  — до 200 Н; 2. Давление в КС,  $p_k$  — до 1,5 МПа; 3. Массовые расходы компонентов топлива: газообразного кислорода ( $\dot{m}_0$ ) — до 0,07 кг/с; газообразного метана ( $\dot{m}_T$ ) — до 0,05 кг/с.

Конструкция исследуемой экспериментальной камеры РДМТ приведена на рис. 1. Камера имеет автономное внешнее охлаждение жидким теплоносителем, поступающим в орбренный тракт. Этот тракт образован внутренней 1 и наружной 2 оболочками. В качестве охлаждающего теплоносителя при проведении экспериментов используется вода. Окислитель (газообразный кислород) поступает в КС через отверстия А, Б, В. Отверстия А выполнены в корпусе смесительной головки 4, а отверстия Б и кольцевое отверстие В — в корпусе форкамеры 3. Горючее (газообразный метан) подается в форкамеру с закруткой через три винтовых паза, расположенных между корпусом смесительной головки 4 и корпусом свечи 6. Компоненты топлива воспламеняются с помощью электроискровой свечи 7, которая обдувается малым расходом кислорода, поступающим из полости 5 через отверстие в корпусе свечи 6.

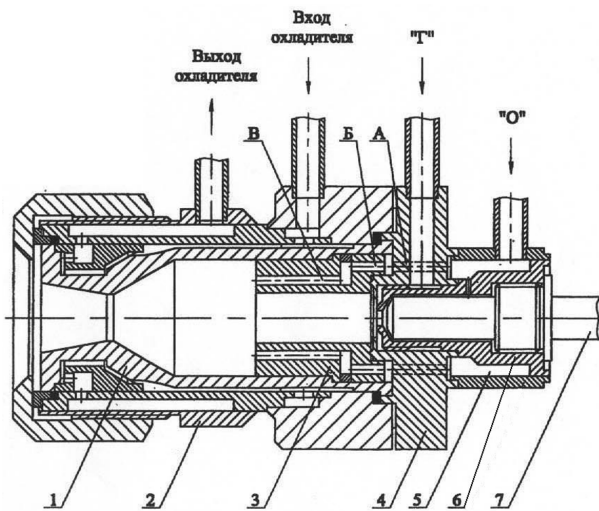


Рис. 1. Схема опытного образца камеры РДМТ

Указанная конструкция является конструкцией с зонной подачей компонентов топлива в КС и характеризуется наличием специальной форкамеры для подачи смеси с избыточным содержанием горючего.

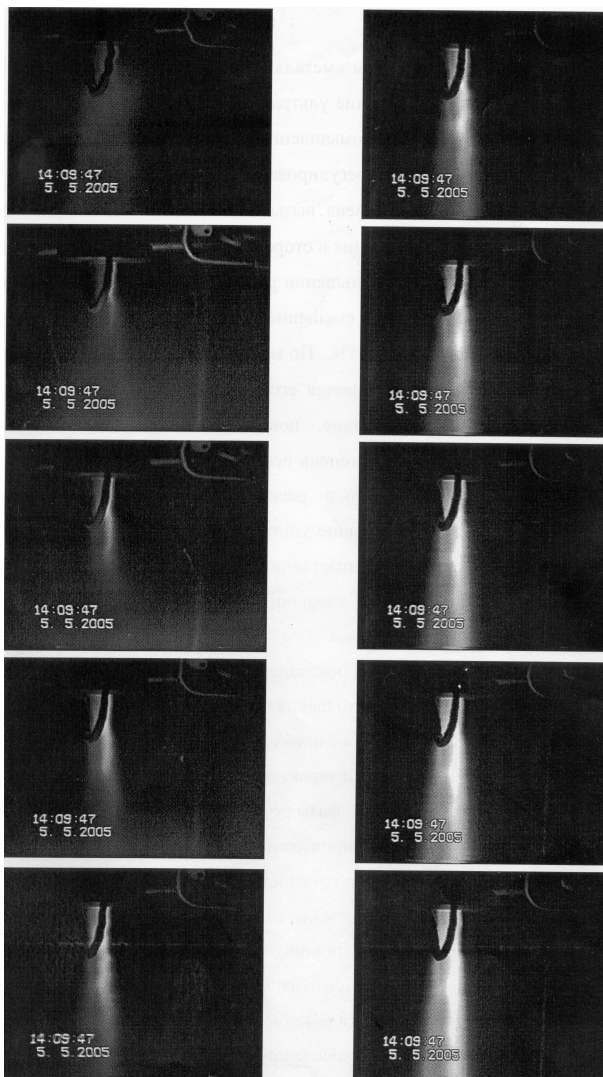
Экспериментальные исследования проводились в камере, имеющей следующие геометрические размеры: длина цилиндрической части КС — 36 мм; диаметр КС — 30 мм; длина и диаметр форкамеры 15 и 13 мм; диаметр критического сечения — 10 мм.

На созданном стенде была проведена серия огневых испытаний, результаты которых заключаются в следующем.

На рис. 2 представлена видеограмма запуска и выхода на рабочий режим испытываемой камеры РДМТ с момента воспламенения топливной смеси. Кадры видеограммы имеют шаг по времени 0,04 с. Анализ видеограмм позволил установить, что время выхода на режим испытываемой камеры составляет  $\sim 0,2$  с.

На рис. 3 показана характерная осциллограмма испытания с записью измерения параметров — тяги РДМТ и давления в КС. На рисунке видна предварительная ступень по тяге и давлению, вызванная задержкой с подачей одного из компонентов. Осциллограмма (см. рис. 3) подтверждает время выхода камеры РДМТ на режим, определенное по видеограмме (см. рис. 2) (основная ступень роста давления в камере сгорания и тяги составляет  $\sim 0,2$  с). Причем при выходе на номинальный режим работы наблюдается повышение давления и тяги, составляющее  $\sim 50\%$  номинальных значений этих величин. Видно также, что амплитуды пульсаций давления и тяги на стационарном режиме составляют  $\sim 5\%$  осредненных значений соответствующих величин.

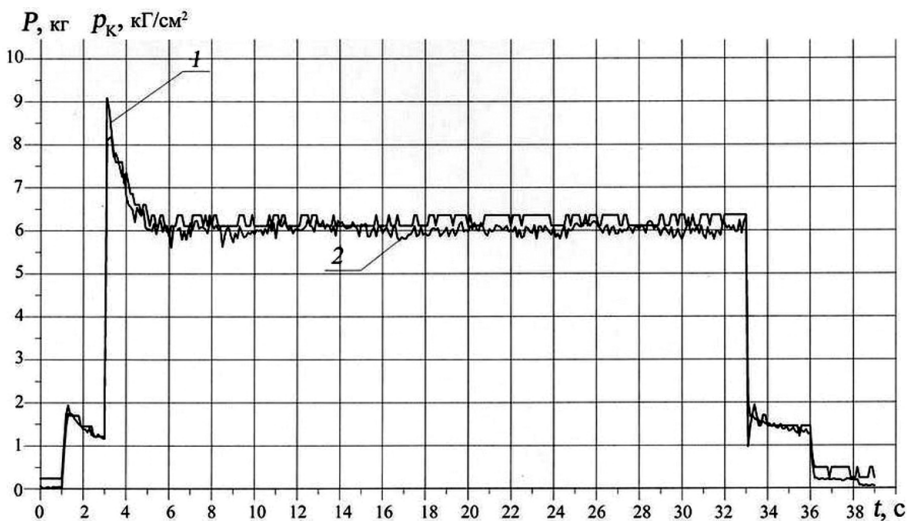
В настоящей работе параметром, по которому сопоставляются расчетные и экспериментальные данные, является коэффициент расход-



**Рис. 2. Видеограмма запуска двигателя. Время между кадрами – 0,04 с**

ного комплекса, характеризующий степень совершенства организации рабочего процесса.

Для анализа результатов огневых испытаний рассчитывают основные характеристики камеры сгорания РДМТ, используя измеренные параметры. По результатам обработки определяются следующие величины:  $\tau_p$  — время (продолжительность) испытания; тяга камеры;  $p_H$  — атмосферное давление; массовые секундные расходы окислителя и горючего;  $\dot{m}_в$  — массовый секундный расход охлаждающей воды (для определения потерь на теплоотвод);  $k_m$  — массовое соотношение компонентов топлива в КС; коэффициент избытка окислителя; давление в КС;  $I_{y,п}$  — удельный импульс в пустоте;  $\varphi_{Jy}$  — коэффициент, определяющий потери удельного импульса;  $\varphi_c$  — коэффициент, определяющий потери в сопле.



**Рис. 3. Осциллограмма изменения давления в камере сгорания:**

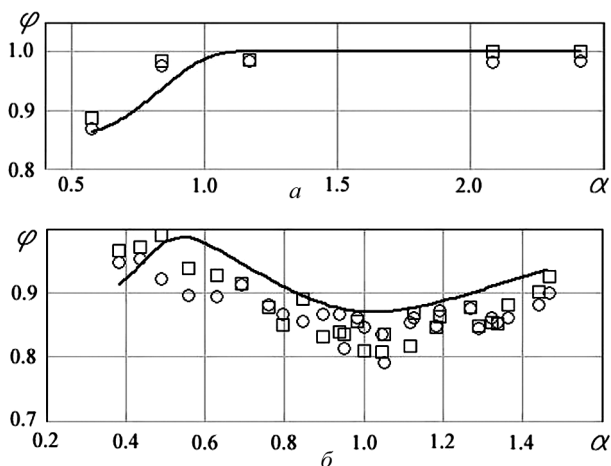
1 — тяга  $P$ ; 2 — давление в камере сгорания  $p_k$

В ходе дальнейшего расчета определяются следующие характеристики РДМТ: 1. Суммарный массовый секундный расход топлива, кг/с,  $\dot{m}_\Sigma = \dot{m}_T + \dot{m}_0$ ; 2. Среднее массовое соотношение компонентов топлива в камере:  $k_m = \dot{m}_0 / \dot{m}_T$ ; 3. Коэффициент избытка окислителя:  $\alpha = k_m / k_{m0}$ , где  $k_{m0} = 4$  — стехиометрическое соотношение компонентов для топлива “метан + кислород”; 4. Теоретическое значение расходного комплекса  $\beta_T = f(p_k, \alpha)$  (определяется в результате термодинамического расчета по программе “АСТРА” [8]), м/с; 5. Коэффициент расходного комплекса, определяемый по давлению в камере сгорания,  $\varphi_\beta = \frac{\mu_c p_k F_{кр}}{\dot{m}_\Sigma \beta_T}$ , где  $\mu_c$  — коэффициент расхода сопла камеры сгорания до критического сечения. По результатам холодных продувок для профилированного сопла камеры РДМТ принято  $\mu_c = 1$ ;  $F_{кр}$  — площадь критического сечения сопла, определяемая путем непосредственного замера диаметра критического сечения на экспериментальном образце камеры сгорания РДМТ; 6. Коэффициент расходного комплекса, определяемый по измеренному удельному пустотному импульсу,  $\varphi_\beta \approx \varphi_k = \varphi_J / \varphi_c$ , где  $\varphi_J = J_{y,п} / J_{y,п,т}$  — коэффициент удельного импульса, учитывающий суммарные потери удельного пустотного импульса в реальной камере  $J_{y,п} = P_{п,изм} / \dot{m}_\Sigma$  по сравнению с его теоретическим значением, рассчитанным по программе “АСТРА”;  $\varphi_c$  — коэффициент, отражающий потери удельного импульса в сопле (трение, неоднородность, неоднородность, неравновесность, теплоотвод);  $P_{п} = P_{изм} + p_{п} F_a$  — тяга в пустоте;  $F_a$  — площадь выходного сечения сопла, определяемая путем непосредственного замера диаметра выходного сечения на экспериментальном образце камеры сгорания РДМТ. Величина  $\varphi_c$  определяется по соотношениям из работ [6, 7, 9].

В работе [10] приведены методика расчета в двумерном приближении характеристик рабочего процесса в камере РДМТ на газообразных компонентах топлива и некоторые результаты таких расчетов. Математическая модель и программа решения задачи горения метана с кислородом в условиях РДМТ разработаны с учетом турбулентного переноса массы, энергии и количества движения и особенностей горения газообразной смеси. Для описания процесса использованы уравнения неразрывности, сохранения химических компонентов, сохранения количества движения, сохранения энергии и ряд соотношений, описывающих свойства реагирующей топливной смеси. При этом геометрия поля течения полностью соответствовала геометрии экспериментально исследуемой камеры сгорания РДМТ.

В результате теоретических исследований показано, что процессы смешения компонентов топлива в газовой фазе существенно влияют на полноту сгорания этого топлива, что требует детального и самостоятельного учета процессов смешения, наряду с другими стадиями преобразования топлива в продукты сгорания. Получены теоретические распределения температур, концентраций и линий тока компонентов в зависимости от основных режимных параметров и геометрических характеристик ЖРДМТ. Определено влияние этих параметров и характеристик на коэффициент камеры.

На рис. 4, *а*, *б* показано сравнение расчетных и экспериментальных зависимостей при переменном коэффициенте избытка окислителя для различных площадей сечения отверстий подачи окислителя в камеру сгорания  $F_{од}$  (кольцевое отверстие *B*, см. рис. 1). Заметим, что изменение  $F_{од}$  позволяет варьировать скорость на входе в КС, которая определяет время пребывания топлива в КС. Вид этих зависимостей



**Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных зависимостей  $\varphi(\alpha)$ :**  
*a* –  $F_{од} = 3,322 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$ ; *б* –  $F_{од} = 8,503 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$

позволяет провести сравнительный анализ расчетных и экспериментальных данных и проверить корректность математической модели расчета характеристик рабочего процесса в камере сгорания РДМТ.

Из рис. 4 следует, что зависимость  $\varphi_\beta = f(\alpha)$  для различных  $F_{\text{од}}$  носит разный характер. Для  $F_{\text{од}} = 3,322 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$  (рис. 4, а) при  $\alpha > 1$  наблюдается практически полное сгорание топлива ( $\varphi_\beta \approx 1$ ), а в области  $\alpha < 1$  с уменьшением коэффициента избытка окислителя имеет место монотонное снижение до значения  $\varphi_\beta = 0,7$ . Для  $F_{\text{од}} = 8,503 \times 10^{-5} \text{ м}^2$  (рис. 4, б) наблюдается минимум функции  $\varphi_\beta = f(\alpha)$  в районе стехиометрического соотношения компонентов топлива ( $\alpha \approx 1$ ).

Объяснение этого различия приведено в работе [10] из анализа газодинамических картин течения рабочего тела в КС для различных вариантов подачи компонентов топлива. Расчеты свидетельствуют, что взаимодействие механизмов турбулентного перемешивания и молекулярной диффузии приводит к качественной перестройке картины течения в зависимости от того, какой из этих механизмов доминирует. Коэффициент турбулентной вязкости, который в соответствии с математической моделью [10] пропорционален кинетической энергии подаваемых в камеру сгорания компонентов, существенно возрастает с уменьшением площади сечения отверстий подачи окислителя (увеличения скорости). Поэтому при  $F_{\text{од}} = 3,322 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$  (при высоких скоростях подачи окислителя) механизм турбулентного перемешивания преобладает, обеспечивая образование зон устойчивых обратных токов, эффективное перемешивание и сгорание компонентов топлива. В то же время при  $F_{\text{од}} = 8,503 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$  (при низких скоростях подачи окислителя) устойчивые обратные токи отсутствуют, а основное влияние на завершенность рабочего процесса будет оказывать наличие избыточного содержания одного из компонентов топлива. Это создает неблагоприятные условия для получения высокой полноты сгорания.

Сравнительный анализ полученных расчетных и экспериментальных данных позволяет сделать вывод об их удовлетворительном согласовании. Это подтверждает работоспособность представленной в работе [10] методики расчета характеристик процессов в камере сгорания РДМТ и позволяет использовать указанную методику для дальнейшего анализа внутрикамерных процессов и выработки практических рекомендаций по проектированию камер РДМТ. В частности, подтвержден сделанный в работе [10] вывод, что организация процессов смешивания компонентов топлива в газовой фазе существенно влияет на полноту сгорания этого топлива.

На основе выполненных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Экспериментально подтверждена надежность электроискрового воспламенения компонентов топлива в камере сгорания ЖРДМТ во всем исследованном диапазоне изменения режимных параметров.

2. Установлено, что организация подачи компонентов топлива в КС, в частности, скорость подачи окислителя, оказывает определяющее влияние на качество протекания рабочего процесса.

3. Значение коэффициента расходного комплекса увеличивается с уменьшением коэффициента избытка окислителя по отношению к стехиометрическому составу, а также с ростом давления, что связано с увеличением характерного времени пребывания компонентов топлива в КС.

4. Созданная конструкция камеры РДМТ в диапазоне изменения давления в камере сгорания 0,6...1,3 МПа и коэффициента избытка окислителя  $\alpha = 0,65 \dots 2,3$  позволяет реализовать высокие значения коэффициента расходного комплекса  $\varphi_{\beta} = 0,93 \dots 0,97$ , свидетельствующие о реальности организации высокоэффективного рабочего процесса в камере сгорания РДМТ на компонентах топлива метан-кислород.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вахниченко В. В., Петров В. И. Обоснование целесообразности опережающего создания кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя для перспективных ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов // Космонавтика и ракетостроение. – 1998. – № 8. – С. 112–118.
2. Каторгин Б. И., Клепиков И. А., Чванов В. К. Новое поколение двигателей для ракет на экологически безопасном топливе “жидкий кислород-сжиженный природный газ (метан)” // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. “Машиностроение”. Спец. выпуск. “Теория и практика современного ракетного двигателестроения” – 2004. – С. 58–67.
3. Коротеев А., Самойлов Л. Перспективные ЖРД России // Двигатель. – 2000. – № 2. – С. 2.
4. Клепиков И. А. Использование охлаждающих свойств метана для увеличения энергетики ЖРД с дожиганием восстановительного газа // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. “Машиностроение”. – 2005. – № 1. – С. 15–23.
5. ГОСТ 17655-89. Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения. – М.: Изд-во стандартов, 1980. – 34 с.
6. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Под ред. В.М.Кудрявцева. – 4-е изд., перераб. и доп. – Т. 2. – М.: Высшая школа, 1993.
7. Гостев В. А. Параметры и характеристики камеры ЖРД. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2000. – 100 с.
8. Трусов Б. Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах. “АСТРА-4”, версия 1.06, январь 1991 // Описание. – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1992.
9. Алемасов В. Е., Дрегаллин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 462 с.
10. Буркальцев В. А., Лапицкий В. И., Новиков А. В., Ягодников Д. А. Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан-кислород // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. “Машиностроение”. Спец. выпуск. “Теория и практика современного ракетного двигателестроения”. – 2004. – С. 8–17.

Статья поступила в редакцию 28.10.2006



Юрий Владимирович Антонов родился в 1985 г. Студент кафедры “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Yu.V. Antonov (b. 1985) – student of the Bauman Moscow State Technical University.

Дмитрий Алексеевич Ягодников родился в 1961 г., в 1984 г. окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана. Д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 100 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований рабочих процессов в ракетных двигателях.

D.A. Yagodnikov (b. 1961) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1984. D. Sc. (Eng.), head of “Rocket Engines” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 100 publications in the field of experimental and theoretical study of working processes in rocket engines.

Артур Витальевич Новиков родился в 1962 г., в 1985 г. окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана. Канд. техн. наук, доцент кафедры “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 20 научных трудов в области проектирования ракетных двигателей.

A.V. Novikov (b. 1962) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1985. Ph. D. (Eng.), assoc. professor of “Rocket Engines” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 20 publications in the field of design of rocket engines.

Владлен Алексеевич Буркальцев родился в 1937 г., в 1960 г. окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана. Канд. техн. наук, доцент кафедры “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 148 научных работ в области ракетного двигателестроения и ракетных двигателей.

V.A. Burkaltsev (b. 1937) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1960. Ph. D. (Eng.), assoc. professor of “Rocket Engines” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 148 publications in the field of engineering of rocket engines.

Владимир Иванович Лапицкий родился в 1957 г., в 1986 г. окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана. Научный сотрудник НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 19 научных работ в области ракетного двигателестроения.

V.I. Lapitskiy (b. 1957) Moscow Higher Technical School in 1986. Researcher of the Power Engineering Research Institute of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 19 publications in the field of engineering of rocket engines.