

УДК 629.7.036.54-63

## ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЖРДМТ С ДЕФЛЕКТОРНО-ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СХЕМОЙ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ

© 2014 Ю.И. Агеенко, И.В. Пегин

«Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв Московской области

В статье приводятся сведения о разработанной в КБхиммаш им. А.М. Исаева дефлекторно-центробежной схеме смесеобразования компонентов топлива азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин, по которой созданы жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) в широком диапазоне тяг от 25 до 400 Н. КБхиммаш им. А.М. Исаева на основании результатов совместных с КуАИ (ныне СГАУ им. С.П. Королёва, г. Самара) исследований по изучению и определению параметров первичной плёнки окислителя на дефлекторе, параметров вторичной плёнки окислителя на внутренней стенке камеры сгорания, параметров плёнки конуса распыла центробежной форсунки горючего в месте встречи с вторичной плёнкой окислителя, параметров слоя жидкофазного смешения компонентов окислителя и горючего на внутренней стенке камеры сгорания была создана математическая модель расчётов жидкофазного смешения компонентов в смесительном элементе ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смешения компонентов на стенке камеры сгорания. На основании этого в КБхиммаш разработана методика расчётов и проектирования ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования топлива. Используя данную методику в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования. Были проведены параметрические исследования ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н по определению степени влияния различных конструктивных и режимных параметров смесительного элемента, таких как угол натекания струй на дефлектор, угол натекания первичных плёнок на стенку камеры сгорания, длина пробега вторичной плёнки окислителя по стенке камеры на показатели эффективности жидкофазного смешения компонентов топлива. Результаты экспериментальных исследований подтвердили повышенную энергетическую эффективность ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования, выраженную в высоком удельном импульсе более 3000 м/с с одновременным большим запасом по температуре элементов двигателя. Максимальная температура стенки камеры сгорания достигает 1200°C и обеспечивается с значительным запасом около 600°C (допустимая температура материала камеры – ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием молибдена MoSi<sub>2</sub> 1800°C).

*Двигатель, дефлекторно-центробежная схема, форсуночная головка, дефлектор, струйная форсунка, центробежная форсунка.*

В большинстве космических аппаратов (КА), кораблях, разгонных блоках (РБ) ракет носителей в качестве исполнительных органов системы управления применяются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ), большинство из которых работают на самовоспламеняющемся топливе АТ и НДМГ. Требования к ЖРДМТ в последнее время существенно возрастают. Это увеличение ресурсов как по суммарному времени работы  $t_{\Sigma} \geq 50000$  с, так и по суммарному количеству включений  $N_{\Sigma} \geq 10^6$ , огромная многорежимность, работа в непрерывном режиме и большом многообразии импульс-

ных режимов. При этом требуется повышение энергетической эффективности, выраженной в повышении удельного импульса  $J_{уд} \geq 2950$  м/с ( $\geq 300$  с) с одновременным обеспечением большого запаса по температурам агрегатов двигателя, а следовательно повышения надёжности.

В КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан оригинальный смесительный элемент ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой жидкофазного смешения самовоспламеняющихся компонентов АТ и НДМГ на внутренней стенке камеры сгорания.

Дефлекторно-центробежный смесительный элемент форсуночной головки ЖРДМТ представлен на рис. 1.

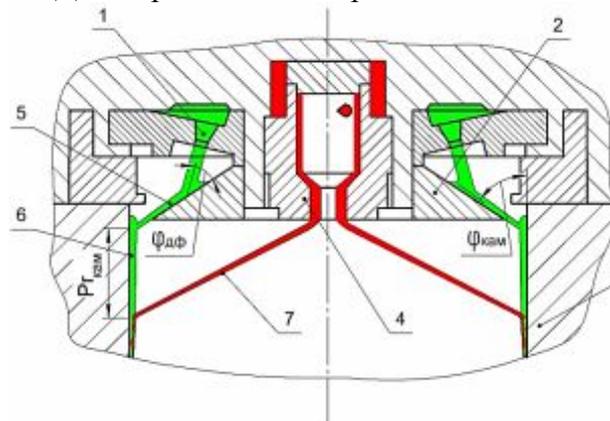


Рис.1. Дефлекторно-центробежный смесительный элемент форсуночной головки: 1-струйная форсунка окислителя; 2-дефлектор; 3-стенка камеры сгорания; 4-центробежная форсунка горючего; 5-первичная плёнка окислителя; 6-вторичная плёнка окислителя; 7-факел распыла центробежной форсунки

Окислитель АТ через струйные форсунки 1 попадает с углом  $\varphi_{дф}$  на конический дефлектор 2, на котором струя преобразуется в первичную плёнку 5. Первичная плёнка, стекая с кромки дефлектора, попадает с углом  $\varphi_{кам}$  на внутреннюю стенку камеры сгорания 3, преобразуется во вторичную плёнку 6 и течёт по внутренней стенке камеры сгорания до места встречи с плёнкой горючего НДМГ. Плёнка горючего попадает на внутреннюю стенку камеры сгорания через факел распыла 7 центробежной форсунки горючего 4, соосной с камерой сгорания. От места встречи плёнки окислителя и горючего, соприкоснувшись, продолжают течь по стенке камеры сгорания, взаимно проникая друг в друга и осуществляя жидкофазное смешение самовоспламеняющихся компонентов с образованием продуктов преобразования топлива. Таким образом, практически всё топливо попадает на внутреннюю стенку камеры сгорания, участвуя в её охлаждении и «снятии» значительной части теплового потока, направленного по стенке камеры сгорания от критического сечения в сторону форсуночной головки.

КБхиммаш им. А.М. Исаева совместно с КуАИ (ныне СГАУ им. С.П. Королёва, г. Самара) был проведён большой объём исследований по изучению и определению параметров первичной плёнки окислителя на дефлекторе, параметров вторичной плёнки окислителя на внутренней стенке камеры сгорания, параметров плёнки конуса распыла центробежной форсунки горючего в месте встречи с вторичной плёнкой окислителя, параметров слоя жидкофазного смешения компонентов окислителя и горючего на внутренней стенке камеры сгорания. С использованием полученных данных создана математическая модель расчётов жидкофазного смешения компонентов в смесительном элементе ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смешения компонентов на стенке камеры сгорания, по которой выработаны и рассчитываются следующие критерии жидкофазного смешения компонентов:

-показатель полноты смешения:

$$\varphi_{псм} = \frac{\dot{m}_{см}}{\dot{m}_{пл}} = \frac{\int_0^{b_{max}} \delta_{см} \cdot d_y}{\int_0^{b_{max}} \delta_{\Sigma} \cdot d_y},$$

где  $\dot{m}_{см}$  – масса топлива в слое смешения,  
 $\dot{m}_{пл}$  – масса топлива в результирующей плёнке,

$b_{max}$  – максимальная ширина плёнки в слое смешения,

$\delta_{см}$  – толщина слоя смешения,

$\delta_{\Sigma} = \delta_0 + \delta_1$  – суммарная толщина плёнок окислителя и горючего;

-показатель равномерности смешения (равномерности распределения расхода), характеризующий возможные термодинамические потери при отклонении от  $(k_m)_{opt}$ :

$$\varphi_{рсм} = \frac{2}{\beta_T (k_m)_{opt} \dot{m}} \int_0^{b_{max}} \beta_T (k_{my}) q dy;$$

где  $\beta_T$  – расходный комплекс,

$k_m$  – коэффициент соотношения компонентов,

$\dot{m}$  – расход в струе окислителя,

$q$  – расходонапряжённость;

- показатель эффективности жидкофазного смешения:

$$\varphi_{жфс} = \varphi_{псм} \cdot \varphi_{рсм};$$

- показатель массовой полноты смешения:

$$\varphi_{\text{мас}} = \frac{\dot{m}_{\text{пл}}}{\dot{m}} \varphi_{\text{псм}} \cdot \varphi_{\text{рсм}}.$$

Отыскиваются максимальные значения  $\varphi_{\text{мас}}$ ,  $\varphi_{\text{жфс}}$ ,  $\varphi_{\text{псм}}$ ,  $\varphi_{\text{рсм}}$  и определяются оптимальные конструктивные параметры смесительного элемента.

В КБхиммаш создана методика расчётов и проектирования ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования топлива. С использованием данной методики в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н (рис. 2) с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования.

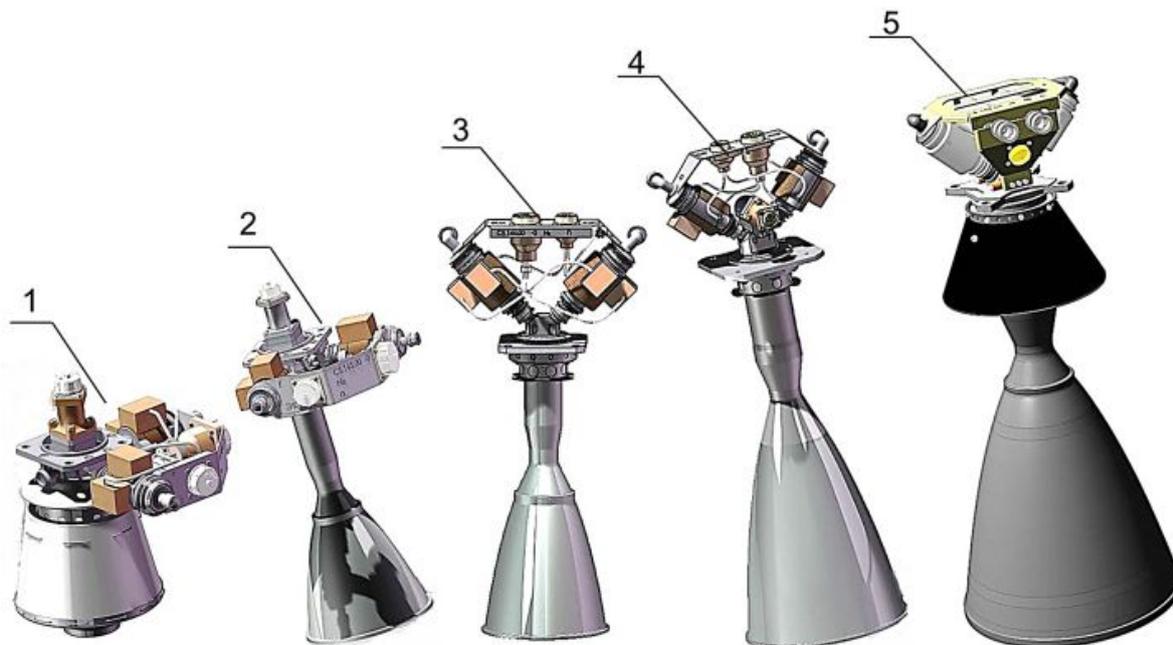


Рис. 2. ЖРДМТ разработки КБхиммаш с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования:  
 1 - С5.142 тяга 25 Н ( $J_{уд} = 286$  с); 2 - С5.145 тяга 50 Н ( $J_{уд} = 305$  с); 3 - С5.144 тяга 100 Н ( $J_{уд} = 304$  с); 4 - С5.146 тяга 200 Н ( $J_{уд} = 307$  с); 5 - С5.165 тяга 400 Н ( $J_{уд} = 312$  с)

Анализ применения дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования в таком широком диапазоне тяг выявил возможность следующих вариантов растекания и взаимодействия плёнок и «жгутов» на дефлекторе и стенке камеры сгорания, которые представлены на рис. 3.

Были проведены параметрические исследования ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н по определению степени влияния различных конструктивных и режимных параметров смесительного элемента, таких как угла натекания струй на дефлектор  $\varphi_{\text{дф}}$  (рис. 4) угла натекания первичных плёнок на стенку камеры сгорания  $\varphi_{\text{кам}}$  (рис. 5) длины пробега вторичной плёнки окислителя на стенке камеры  $P_{\text{Гкам}}$  (рис. 6) на показатели эффективности

жидкофазного смешения компонентов топлива. Расчёты проводились при изменении одного из указанных выше параметров  $\varphi_{\text{дф}}$ ,  $\varphi_{\text{кам}}$ ,  $P_{\text{Гкам}}$  с сохранением величин других конструктивных параметров постоянными.

С увеличением угла натекания струй окислителя на дефлектор  $\varphi_{\text{дф}}$  (рис. 4) образуются более широкие и тонкие первичные плёнки и уменьшается относительный расход окислителя  $\bar{m}$  в плёнку и увеличивается в «жгуты». Это по-разному влияет в дальнейшем на формирование вторичных плёнок на стенке камеры сгорания и их параметры [1, 2], а следовательно, и на показатели эффективности жидкофазного смешения компонентов  $\varphi_{\text{жфс}}$  и  $\varphi_{\text{мас}}$ .

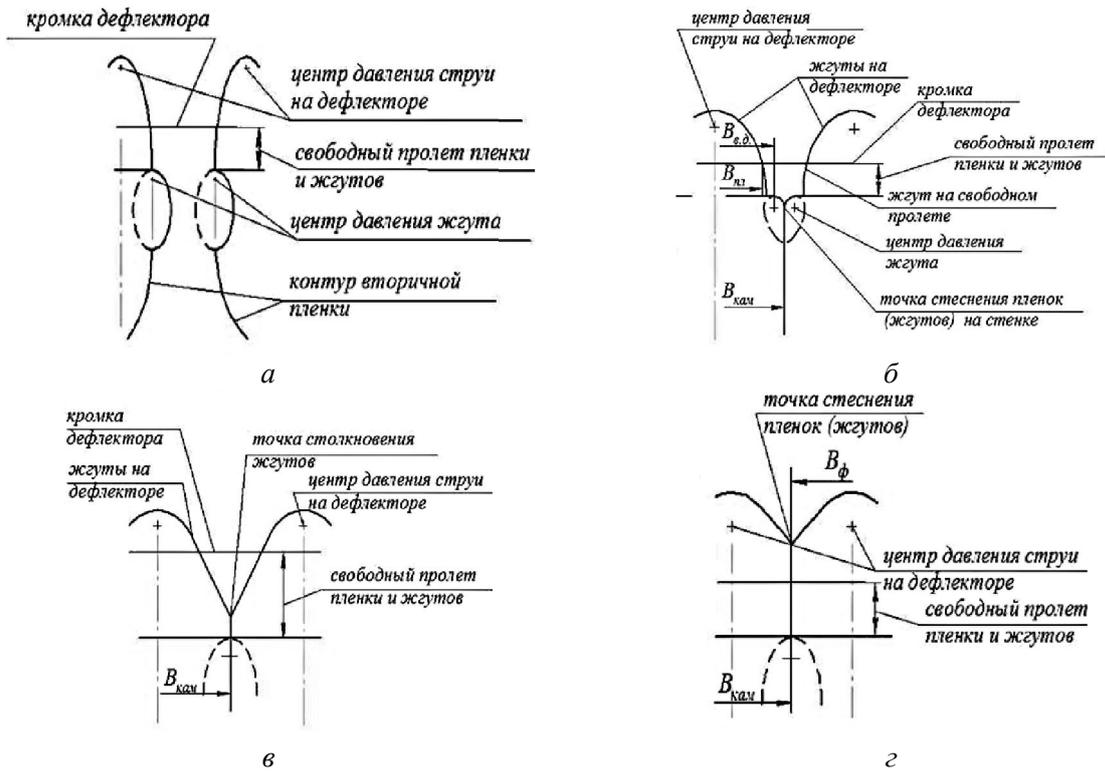


Рис. 3. Возможные схемы растекания плёнок по дефлектору и стенке камеры:  
 а) - С5.142 тяга 25 Н; б) - С5.145 тяга 50 Н; в) - С5.144 тяга 100 Н;  
 г) - С5.146 тяга 200 Н; С5.165 тяга 400 Н

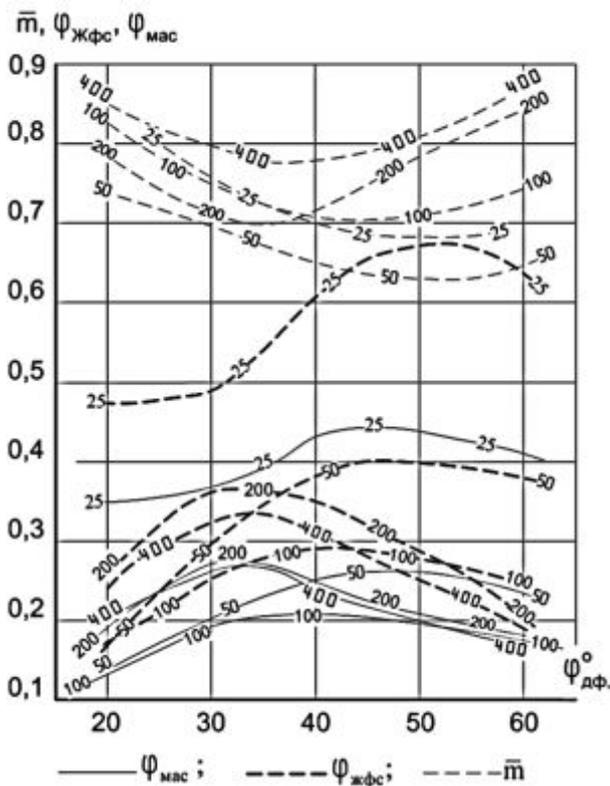


Рис. 4. Зависимости  $\varphi_{жфс}$ ,  $\varphi_{мас}$  от  $\varphi_{дф}$

Влияние угла натекания первичных плёнок окислителя на внутреннюю стенку камеры сгорания  $\varphi_{кам}$  более значительное

(рис. 5). С уменьшением угла встречи первичной плёнки окислителя с поверхностью стенки камеры сгорания  $\varphi_{кам}$  показатели  $\varphi_{жфс}$  и  $\varphi_{мас}$  увеличиваются. С увеличением угла  $\varphi_{кам}$  увеличивается ширина вторичной плёнки и уменьшается её толщина. Это приводит к большим потерям скорости и количества движения вторичной плёнки и ухудшению взаимного проникновения компонентов в слое смешения. С увеличением угла  $\varphi_{кам}$  уменьшается относительный расход окислителя во вторичную плёнку и увеличивается в «жгуты».

На рис. 6 приведено влияние длины пробега вторичной плёнки окислителя на стенке камеры сгорания  $R_{гкам}$  на  $\varphi_{жфс}$  и  $\varphi_{мас}$ . Видно, что с уменьшением  $R_{гкам}$  показатели  $\varphi_{жфс}$  и  $\varphi_{мас}$  значительно увеличиваются, поскольку сказываются потери на трение. Однако с целью обеспечения эффективного охлаждения стенки камеры сгорания, как показали огневые испытания,  $R_{гкам}$  необходимо обеспечить в диапазоне  $R_{гкам}=8...12$  мм в зависимости от уровня тяги ЖРДМТ.

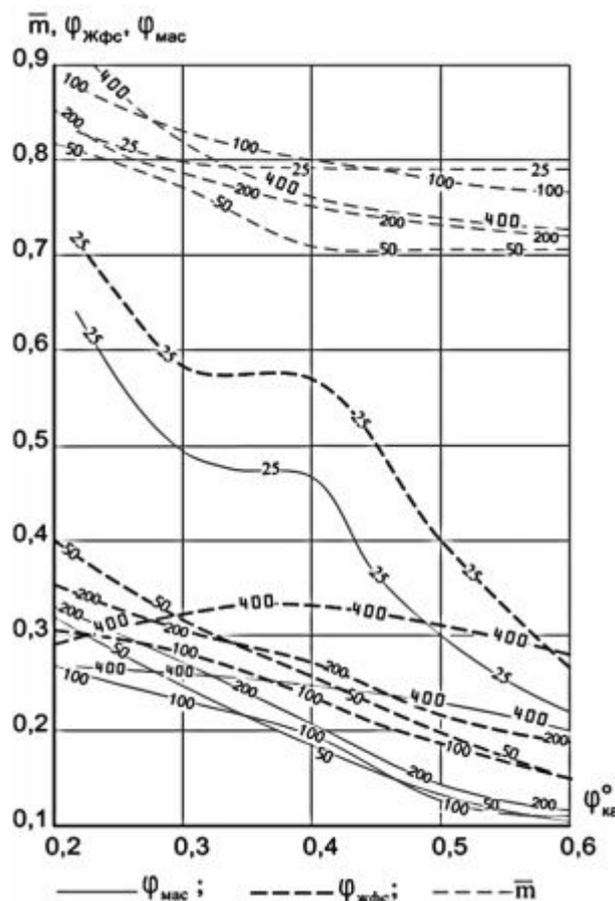


Рис. 5. Зависимости  $\bar{m}$ ,  $\varphi_{жфс}$ ,  $\varphi_{мас}$  от  $\varphi_{кам}$

Необходимо отметить, что несмотря на широкий диапазон тяг 25...400 Н и различные схемы растекания плёнок на дефлекторе и камере сгорания (рис. 3), кривые зависимостей  $\bar{m}$ ,  $\varphi_{жфс}$ ,  $\varphi_{мас}$  от  $\varphi_{дф}$ ,  $\varphi_{кам}$ ,  $R_{гкам}$  расположены эквидистантно, что говорит об идентичном влиянии конструктивных параметров различных ЖРДМТ (диапазон тяг 25...400 Н) на эффективность жидкофазного смешения компонентов. Эти конструктивные параметры получены путём расчётов по указанной выше методике. Это подтверждает повышенную энергетическую эффективность ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования, выраженную в высоком удельном импульсе ( $J_{уд} > 300$  с, табл. 1 и 2) с одновременным большим запасом по температуре элементов двигателя (рис. 7).

Распределение температур по элементам двигателей тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н при их огневых испытаниях представлено на рис. 7 [1, 2].

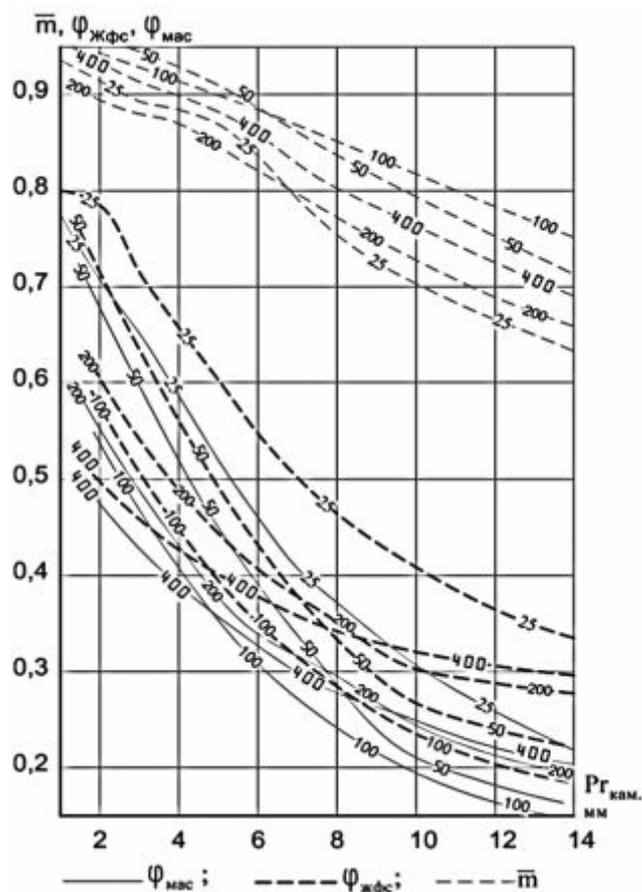


Рис. 6. Зависимости  $\bar{m}$ ,  $\varphi_{жфс}$ ,  $\varphi_{мас}$  от  $P_{гкам}$

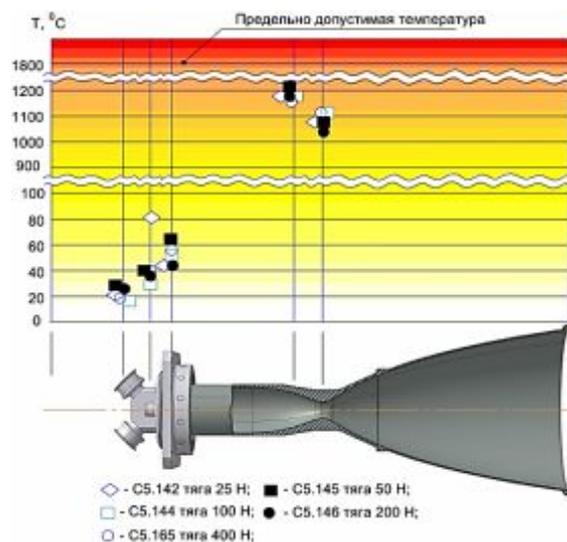


Рис. 7. Распределение температур по элементам ЖРДМТ при огневых испытаниях

Как видно, имеется большой запас по температурам. Максимальная температура стенки камеры сгорания достигает  $1200^\circ\text{C}$ , что обеспечивается с запасом около  $600^\circ\text{C}$ , поскольку допустимая температура материала камеры – ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием молибдена  $\text{MoSi}_2$  -  $1800^\circ\text{C}$ .

Необходимо отметить, что, несмотря на значительное различие в уровне тяги (диапазон 25...400 Н) точки значений температур элементов двигателей расположены кучно, что подчеркивает преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования этих двигателей.

Также следует отметить, что ЖРДМТ разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева по своим характеристикам не уступают зарубежным образцам.

В табл. 1 и 2 представлены характеристики ЖРДМТ разработки российских и зарубежных предприятий [3-9].

Таблица 1 - Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 10 Н до 129 Н

Компания разработчик	DASA (Daimler Chrysler Aerospace)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquardt (Boeing)	НИИмаш	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	S10/1	22N (for ESA's ATV)	R-1E-3	11Д428 А-16	11Д457Ф	С5.142	С5.144	С5.145
Тяга, Н	10	22	110	129	54	25	100	50
Туд, с	287 (289)*	290	281(291)*	290 (307)*	294 (310)*	286 (303)*	304 (312)*	305 (310)*
Топливо	ММГ+МОН	ММГ+МОН	ММГ+АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*				
$k$	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
$\tau_B, c$	-	-	-	0,03...2000	0,03...2000	0,03... 4000	0,03... 4000	0,03... 4000
$\bar{F}$	90 (150)*	150	40 (150)*	56 (150)*	52 (150)*	45 (150)*	100 (150)*	200(150)*
Длина, мм	138 (188)*	212	100 (120)*	289 (370)*	257 (308)*	189 (256)*	342 (400)*	280 (256)*
Масса, кг	0,35 (0,42)*	0,65	1,6 (1,9)*	1,5 (1,8)*	1,3 (1,4)*	0,9 (1,0)*	1,6 (1,9)*	1,2 (1,1)*

Таблица 2 - Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 200 Н до 555 Н

Компания разработчик	EADS (Airbus Defence & Space)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquardt (Boeing)	Royal Ordnance (Lockheed Martin)	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	200N (for ESA's ATV)	S400-12	R-4D	LEROS 2R	11Д458М	С5.146	С5.165
Тяга, Н	216	420	490	555	392	200	392
Туд, с	270	318 (316)*	312	316	302 (310)*	307 (315)*	312 (320)*
Топливо	ММГ+АТ или (МОН)	ММГ+АТ или (МОН)	ММГ+АТ	ММГ+ АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*
$k$	1,65	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
$\tau_B, c$	0,05...1500	-	-	-	0,05...1000	0,03...4000	0,05...4000
$\bar{F}$	-	220 (150)*	164	150	100 (150)*	100 (150)*	100 (150)*
Длина, мм	-	503 (390)*	554,1	710	470 (575)*	420 (500)*	485 (590)*
Масса, кг	-	3,6 (2,9)*	3,63	3,77	3 (3,7)*	1,7 (2,1)*	2,7 (3,4)*

Для корректности сравнения удельный импульс российских ЖРДМТ приведён к одной и той же (как и у зарубежных ЖРДМТ) геометрической степени расширения сопла  $\bar{F} = 150$  с учётом энергетической добавки компонентов АТ + ММГ и с учётом коэффициента соотношения ком-

понентов  $k=1,65$  (вместо 1,85 для АТ + НДМГ). Приведённые значения удельного импульса обозначены (\*). Как видно, показатели ЖРДМТ разработки КБхиммаш не хуже зарубежных и подтверждают их повышенную энергетическую эффективность.

### Библиографический список

1. Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования и методический подход к расчётам и проектированию ЖРДМТ со струйно-центробежной схемой смешения компонентов АТ и НДМГ на стенке камеры сгорания // Вестник СГАУ. 2009. № 3(19), ч. 2. С. 171–177.
2. Агеенко Ю.И., Ильин Р.В., Пегин И.В., Шаламов Е.А. Исследование возможности создания ЖРДМТ тягой 400 Н по дефлекторно-центробежной схеме смесеобразования компонентов топлива АТ и НДМГ // Вестник СГАУ. 2012. № 3(34), ч. 1. С. 71–76.
3. Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. М.: МАИ, 2013. 208 с.
4. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д428А-16. Официальный сайт ФГУП «НИИМАШ». <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/7-11428-16>
5. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д458М. Официальный сайт ФГУП «НИИМАШ». <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/12-114582>.
6. 400 N Bipropellant Apogee Motors. Официальный сайт Airbus Defence & Space. <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/apogee-motors/400n-apogee-motor.html>.
7. 22 N Bipropellant Thruster. Официальный сайт Airbus Defence & Space. <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/22n-thruster.html>.
8. 200 N Bipropellant Thrusters for ESA's ATV. Официальный сайт Airbus Defence & Space. <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/220n-atv-thrusters.html>.
9. Liquid rocket systems. Официальный сайт Делфтского технического университета. <http://www.lr.tudelft.nl/index.pdf?id=26229&L=1>.

### Информация об авторах

**Агеенко Юрий Иванович**, кандидат технических наук, главный конструктор, начальник отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М.Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: организация рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малой тяги, исследование параметров смесеобразования.

**Пегин Иван Вячеславович**, заместитель начальника отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М.Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: проектирование жидкостных ракетных двигателей малой тяги, исследование организации рабочих процессов.

## **VERIFICATION OF ENERGY EFFICIENCY OF A LOW-THRUST LIQUID-PROPELLANT ENGINE WITH THE DEFLECTOR-CENTRIFUGAL INJECTING PATTERN**

© 2014 Y.I. Ageenko, I.V. Pegin

Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise  
“Khrunichev State Research and Production Space Center”,  
Korolev, Moscow region, Russian Federation

The article gives information about developed in Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev deflector centrifugal pattern mixing of propellants nitrogen tetroxide and unsymmetrical dimethylhydrazine, in which established liquid rocket engines (LREST) in a wide range of rods from 25 to 400 N. Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev on the basis of joint with KUAI (now SSAU named after Korolev, Samara) and studies on the characterization of the primary oxidant film on the deflector, the parameters of the secondary oxidant film on the inner wall of the combustion chamber, the parameters of the film cone spray nozzle centrifugal fuel in a venue with a secondary film oxidant parameters of the layer of liquid-phase mixing the oxidizer and fuel components on the inner wall of the combustion chamber was established mathematical model calculations of liquid-phase mixing of the components in the mixing element LREST with centrifugal deflection circuit mixing the components on the wall of the combustion chamber. Based on this Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev developed technique of calculations and design of LREST with centrifugal deflection circuit mixing fuel. Using this method in Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev designed iPart LREST 25, 50, 100, 200, 400N, with deflector centrifugal mixing scheme. Parametric studies were conducted LREST of 25, 50, 100, 200, 400 N to determine the degree of influence of various design and operational parameters of the element, such as the angle of leakage jets on the deflector angle leakage of primary films on the wall of the combustion chamber, the mean free path of the secondary oxidant film the wall of the chamber performance-liquid phase mixing of the fuel components. The results of experimental studies have confirmed the increased energy efficiency of small thrust jet engine thrust of 25, 50, 100, 200, 400 N with deflection centrifugal mixing scheme, expressed in a high specific impulse of more than 3000 m / s at the same time a large margin the temperature of engine components. Maximum temperature of the wall of the combustion chamber is at 1200 °C that is provided by a large margin – 600 °C (permissible material temperature chamber - niobium alloy with molybdenum coating bi-silicified MoSi<sub>2</sub> – 1800 °C).

*Engine, deflector-centrifugal scheme, injector head, deflector, spray atomizer, centrifugal atomizer.*

### **References**

1. Ageenko Y.I. Mixing parameters investigations and methods of approach to calculations and development of the thrusters with a spray-centrifugal scheme of NT and NDMH mixing on the confusion chamber wall in considered // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2009. No. 3(19), part 2. P. 171-177. (In Russ.)
2. Ageenko Y.I., Ilin I.V., Pegin I.V., Shalamov E.A. Investigation of the possibility of the creation lrest by thrust 400 n with a baffle-centrifugal scheme of NT and NDMG mixing // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2012. No. 3(34), part 1. P. 71-76. (In Russ.)
3. Kozlov A.A., Vorobiev A.G., Borovik I.N. Zhidkostnyye raketnyye dvigateli maloi tyagi [Liquid propellant rocket engine of small thrust]. Moscow: MAI Publ., 2013 208 p.
4. Dvukhkomponentnyy raketnyy dvigatel' maloy tyagi 11D428A-16. Ofitsial'nyy sayt FGUP «NIIMASH» [Two component thruster 11D428A-16. Official site of FSUE R&DIME]. Available at: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/7-11428-16>. (accessed 03.06.2014).
5. Dvukhkomponentnyy raketnyy dvigatel' maloy tyagi 11D458M. Ofitsial'nyy sayt FGUP «NIIMASH». [Two component thruster 11D458M. Official site of FSUE R&DIME]. Available at: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/12-114582>. (accessed 03.06.2014).
6. 400 N Bipropellant Apogee Motors. The official website for Airbus Defence & Space. Available at: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/apogee-motors/400n-apogee-motor.html>. (accessed: 03.06.2014).
7. 22 N Bipropellant Thruster. The official website for Airbus Defence & Space. Avail-

able at: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/22n-thruster.html>. (accessed: 03.06.2014)

8. 200 N Bipropellant Thrusters for ESA's ATV. The official website for Airbus Defence & Space. Available at:

<http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/220n-atv-thrusters.html>. (accessed: 03.06.2014).

9. Liquid rocket systems. Official site of Delft University of Technology. Available at: <http://www.lr.tudelft.nl/index.pdf?id=26229&L=1>. (accessed: 03.06.2014).

#### **About the authors**

**Ageenko Yuri Ivanovich**, Candidate of Science (Engineering), chief designer lines, chief designer, renowned designer. E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of Research: the organization of work processes in liquid engines of small thrust, the study of parameters of mixture.

**Pegin Ivan Vyichoslavovich**, deputy of the chief of the department liquid rocket engines of the small thrust. E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of Research: designing the liquid rocket engines of the small thrust, the organization of work processes in liquid engines of small thrust.