

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ И МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РАСЧЕТАМ И ПРОЕКТИРОВАНИЮ ЖРДМТ СО СТРУЙНО – ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СХемой СМЕШЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ АТ И НДМГ НА СТЕНКЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

© 2009 Ю. И. Агеенко

«Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева» -
филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева»

Описываются результаты многолетних исследований по изучению параметров смесеобразования ЖРДМТ разработки КБхиммаш им. А.М.Исаева со струйно-центробежной схемой смешения компонентов АТ и НДМГ на стенке камеры сгорания и методический подход к расчету и проектированию этих ЖРДМТ.

Жидкостные реактивные двигатели малой тяги, струйно-центробежная система смесеобразования, форсуночная головка, камера сгорания, дефлектор, самовоспламеняющееся топливо, жидкие пленки, факел распыла, вторичное растекание

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются в настоящее время одним из основных исполнительных органов в системе управления космических летательных аппаратов. Они служат для ориентации, стабилизации и коррекции летательного аппарата в пространстве. ЖРДМТ также используются в двигательных установках ориентации, стабилизации и обеспечения запуска (ДУ СООЗ) в разгонных блоках различных ракетносителей. Назначение ЖРДМТ и условия их эксплуатации предъявляют к ним целый ряд специфических требований, таких как:

- многорежимность, обусловленная работой в непрерывном (длительность до $\tau_B > 10^3$ с) и в различных импульсных режимах с минимальным временем включения 0,03 с и менее и с различными паузами от 0,03 с до нескольких суток, импульсный режим подразделяется на режим одиночных коротких включений с большими паузами между включениями, импульсный режим, когда чередуются короткие включения с паузами различной продолжительности, и режим «связанных» включений при очень коротких паузах;

- большой ресурс по суммарному времени работы до 50000 с и более;

- большой ресурс по суммарному количеству включений до 10^6 включений;

- возможность любого сочетания времен включений и пауз (в большинстве случаев оговаривается);

- обеспечение высокой экономичности, удельный импульс ($I_{уд}$) свыше 2950 Нс/кг (300 с) для современных двухкомпонентных ЖРДМТ на самовоспламеняющейся паре азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ);

- высокая надежность при эксплуатации более 10 лет, что требует обеспечения приемлемого теплового состояния как при работе двигателя, так и в период длительного молчания.

Обеспечение вышеперечисленных требований вызывает большие трудности при проектировании ЖРДМТ и организации смесеобразования и рабочего процесса сгорания компонентов топлива в его камере сгорания, обусловленные:

- малым расходом топлива;

- малым числом элементов форсуночной головки;

- невозможностью создания регенеративного охлаждения;

- трудностью обеспечения равномерного распределения смешанного топлива по объему камеры сгорания;

- трудностью эффективного жидкостного смесеобразования и обеспечения высокой полноты сгорания.

Все эти вышеприведенные особенности создают большие трудности в обеспечении приемлемого теплового состояния ЖРДМТ - запас по температуре стенки камеры сгорания, особенно в районе критического сечения в наиболее теплонапряженных

непрерывных включениях неперегрев форсуночной головки и недопущение вскипания компонентов топлива в наиболее теплонапряженных импульсных режимах при реализации высокой экономичности, $I_{уд} \geq 2950$ Нс/кг (300 с).

Все это породило большое число схем организации рабочего процесса в ЖРДМТ как в России, так и за рубежом.

В КБхиммаш им А.М.Исаева была разработана струйно-центробежная схема смешения компонентов АТ + НДМГ на стенке камеры сгорания, см. рис. 1. Окислитель АТ через струйные форсунки 1 диамет-

ром 0,2...0,4 мм (в зависимости от размерности двигателя) попадает на конический дефлектор 2, на котором струя преобразуется в плену, которая, стекая с кромки дефлектора, попадает на внутреннюю стенку камеры сгорания 3 и преобразуется в плену вторичного растекания. Горючее НДМГ через центральную центробежную форсунку 4 в виде конуса распыла попадает также на стенку камеры сгорания 3, где происходит соприкосновение, взаимное проникновение и жидкофазное смешение самовоспламеняющихся компонентов с образованием продуктов сгорания.

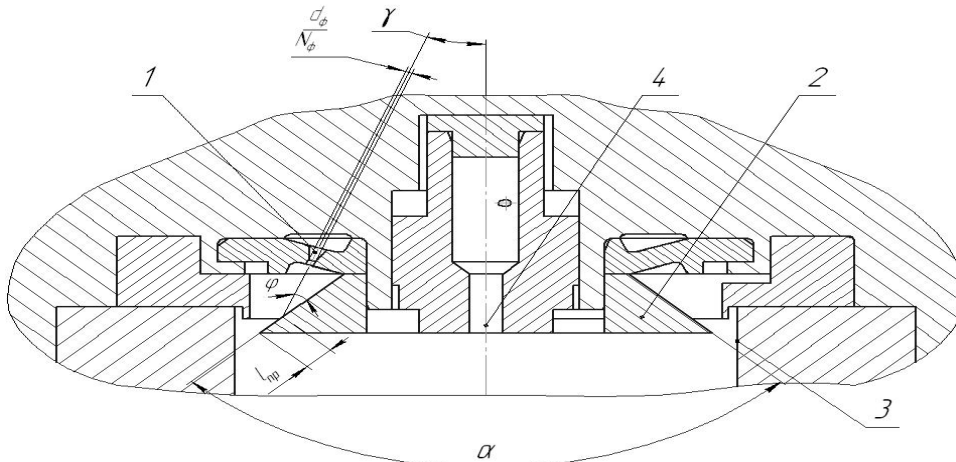


Рис.1. Струйно-центробежный смешительный элемент форсуночной головки

Таким образом, практически все топливо попадает на стенку камеры сгорания, участвуя в ее охлаждении и снятии значительной части теплового потока, направленного по стенке камеры сгорания от критического сечения в сторону форсуночной головки.

Для организации эффективного жидкофазного смешения компонентов топлива и обеспечения высокой полноты сгорания, $I_{уд} \geq 2950$ Нс/кг (300 с), с одновременным приемлемым тепловым состоянием необходимо было провести целый ряд исследований по изучению параметров смесеобразования и создания методики расчетов и проектирования ЖРДМТ с такой схемой смесеобразования.

Большой объем работы был проведен в отраслевой научно-исследовательской лаборатории (ОНИЛ) Куйбышевского авиационного института (КуАИ, ныне СГАУ), в которой КуАИ совместно с КБхиммаш были

проведены экспериментально-расчетные исследования по изучению параметров первичной пленки, образованной на дефлекторе в результате попадания на него струи компонента, параметров вторичной пленки, образованной на внутренней стенке камеры сгорания в результате растекания первичной пленки, истекающей с кромки дефлектора, параметров пленки в конусе распыла центробежной форсунки. Для примера приведены фотографии первичной пленки, рис.2, фотографии вторичного растекания пленки, рис.3, фотографии пленок, истекающих с кромки дефлектора реальной форсуночной головки, рис.4.

Сравнение экспериментального и расчетного контуров пленки представлено на рис.5, где видна хорошая сходимость результатов расчетов с экспериментом. На рис.6 представлена фотография течения линий «Г» и «О» в прозрачной камере.



Рис. 2. Растекание первичной пленки на преграде



Рис. 3. Растекание вторичной пленки на преграде

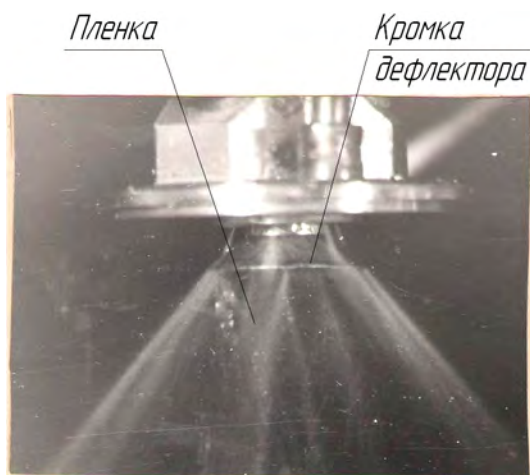


Рис. 4. Первичные пленки, истекающие с кромки дефлектора

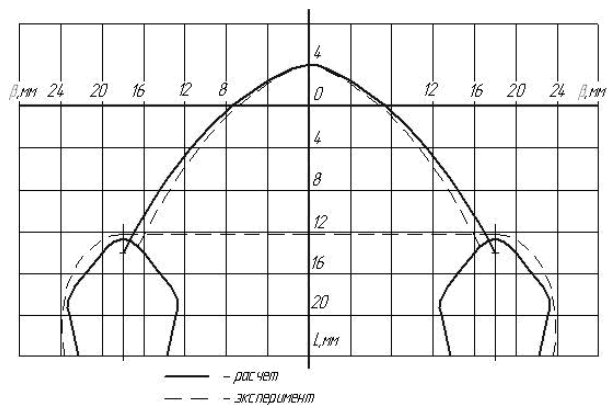


Рис. 5. Сравнение экспериментального и расчетного контуров пленки: $d_{cp}=0,8$ мм; $\Delta p=0,3$ МПа; $\dot{m} = 8 \cdot 10^{-3}$ кг/с; $\varphi=\alpha/2=40^\circ$; $L_{np1}=8$ мм; $L_{np2}=10$ мм; $L_{cv}=6$ мм



Рис.6. Совместное течение компонентов по линии «Г» и «О» в прозрачной камере

В результате этих экспериментов была уточнена программа расчетов параметров смесеобразования, позволяющая определить основные параметры смесеобразования, та-

кие как толщина пленки, расходо-напряженность в пленке, скорость течения в пленке и др. в различных фрагментах и направлениях течения в пленке. Эти параметры рассчиты-

ваются в первичной пленке на дефлекторе, вторичной пленке на стенке камеры сгорания после попадания первичной пленки с кромки дефлектора на стенку камеры, в пленке конуса распыла центробежной форсунки. Также рассчитываются ширина первичной пленки, ширина вторичной пленки, а также параметры жгутов первичной и вторичной пленок.

По параметрам пленок и жгутов проводится расчет жидкофазного смешения пленок в точках их взаимодействия. Рассчитываются критерии жидкофазного смешения компонентов, такие как:

- критерий полноты смешения - коэффициент $\varphi_{п см}$;
- критерий равномерности смешения (равномерности распределения расхода) - коэффициент $\varphi_{р см}$;
- критерий эффективности смешения - коэффициент жидкофазного смешения $\varphi_{жф}$;
- критерий массовой полноты смешения - коэффициент $\varphi_{мас}$.

По этим критериям оценивается эффективность смесительного элемента форсуночной головки и можно скорректировать его параметры (размеры).

Программа позволяет рассчитать оптимальные параметры смесительного элемента форсуночной головки при максимальной эффективности жидкофазного смешения. В результате расчета можно получить и значения коэффициента соотношения компонентов в точках взаимодействия пленок.

Для проверки влияния угла раскрытия дефлектора (α) были изготовлены и испытаны 2 ЖРДМТ С7.10.590-0, тягой 200Н с углами раскрытия дефлектора 70° и 80° . Результаты огневых испытаний этих двигателей представлены на рис.7. Расходный комплекс β у двигателя с углом раскрытия дефлектора $\alpha = 70^\circ$ на 5...7 с выше, чем при $\alpha = 80^\circ$, что подтверждает результаты расчетов.

Эффективность расчета жидкофазного смешения компонентов в рассматриваемой схеме смесеобразования была подтверждена расчетами и проектированием конкретных ЖРДМТ.

С помощью указанных выше программ в КБхиммаш им. А.М.Исаева были рассчитаны параметры форсуночных головок и

спроектированы, изготовлены и отработаны четыре ЖРДМТ на компонентах АТ и НДМГ:

- ЖРДМТ С5.142.00-0, тягой 25Н, предназначенный для пилотируемого космического корабля (КК) «Союз-ТМА». При геометрической степени расширения сопла $\frac{F\dot{a}}{F\dot{e}\delta} = 45$ этот двигатель обеспечивает

удельный импульс 2805 Нс/кг (286 с). Для обеспечения приемлемого теплового состояния при длительных паузах между включениями (обеспечения незамерзания компонентов топлива) на форсуночную головку этого двигателя установлен электронагреватель (ЭН) мощностью 2,5 ватт, который, чтобы не усложнять систему управления КК, включается на Земле перед запуском ракеты носителя и не отключается в период всей эксплуатации двигателя. Таким образом, двигатель обеспечивает приемлемое тепловое состояние при работе даже с дополнительным подогревом от ЭН, так не эксплуатируется ни один ЖРДМТ в России и в мире. Это возможно благодаря тому, что все топливо подается на стенку камеры сгорания и довольно эффективно охлаждает ее.

- ЖРДМТ С5.145.00-0, тягой 50Н, предназначенный для космического аппарата (КА) разработки НПО им. С.А.Лавочкина. При $\frac{F\dot{a}}{F\dot{e}\delta} = 100$ этот двигатель обеспечивает

удельный импульс 2945 Нс/кг (300 с) и приемлемое тепловое состояние и обладает значительным ресурсом по суммарному времени работы $\tau_{\Sigma} \geq 20000$ с и суммарному количеству включений $N \geq 300000$.

- ЖРДМТ С5.144.00-0, тягой 100Н, предназначенный для многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) международной космической станции (МКС). При $\frac{F\dot{a}}{F\dot{e}\delta} =$

100 этот двигатель обеспечивает удельный импульс 2960 Нс/кг (302 с) и приемлемое тепловое состояние и обладает самым большим ресурсом среди ЖРДМТ России по суммарному времени работы $\tau_{\Sigma} \geq 50000$ с и по суммарному количеству включений $N \geq 500000$. При отработке 3 двигателя С5.144.00-0 прошли испытания на 3 ресурса и наработали $\tau_{\Sigma} \geq 150000$ с и $N \geq 1500000$

включений и сохранили свою работоспособность и целостность.

- ЖРДМТ С5.146.00-0, тягой 200Н, предназначенный для одного из модулей МКС. При $\frac{F\dot{a}}{F\dot{e}\delta} = 100$ этот двигатель обеспечивает удельный импульс 3012 Нс/кг (307 с), который для такого класса двигателей является самым высоким в России. При этом обеспечивается и приемлемое тепловое со-

стояние, и значительный ресурс по $\tau_{\Sigma} \geq 20000$ с и по $N \geq 300000$.

На рис.8 представлена зависимость расходного комплекса β от давлений компонентов на входе, полученная при огневых испытаниях всех четырех двигателей. Как видно, расходный комплекс β незначительно изменяется при значительном изменении давлений на входе и все четыре двигателя обеспечивают высокую экономичность.

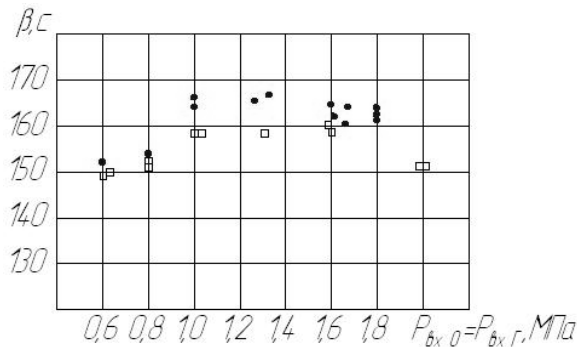


Рис.7. Зависимость расходного комплекса β от давлений компонентов на входе при разных углах раскрытия дефлектора:
● - $\alpha = 70^\circ$; □ - $\alpha = 80^\circ$

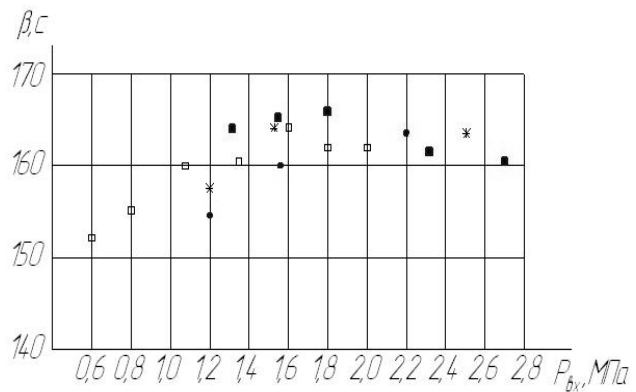


Рис.8. Зависимость расходного комплекса β от давлений компонентов на входе:
● - C5.142; * - C5.145; ■ - C5.144; □ - C5.146

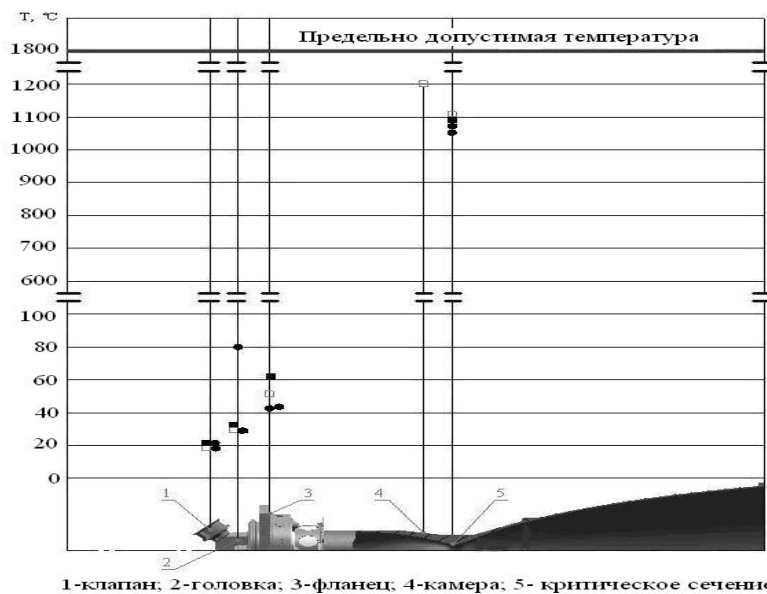


Рис.9. Распределение температур по наружной поверхности двигателей:
● - C5.142; ■ - C5.145; □ - C5.144; - C5.146

На рис. 9 представлено распределение температур по наружной поверхности двигателей. Максимальная температура наружной поверхности камеры сгорания 1200°C, что значительно ниже допустимой температуры 1800°C, которую обеспечивает материал камеры сгорания - ниобиевый сплав с жаростойким покрытием MoSi₂. Температура

форсуночной головки значительно ниже 100°C. Самая высокая температура головки у двигателя С5.142.00-0, это объясняется, как было сказано выше, из-за подогрева от ЭН, расположенного на головке, во время работы двигателя. Большой запас по температурам элементов двигателей говорит о высокой их надежности. Низкие значения тем-

ператур на клапанах, форсуночной головке и фланце крепления при работе двигателей свидетельствуют о том, что не требуется дополнительного съема тепла в объект при их работе и двигатели могут устанавливаться на теплоизоляторах. Это еще одно существенное преимущество этих двигателей и рассматриваемой схемы смесеобразования.

Выводы

1. В КБхиммаш им. А.М.Исаева разработана струйно-центробежная схема смешения компонентов АТ + НДМГ на стенке камеры сгорания, обеспечивающая высокие экономичность и надежность ЖРДМТ.

2. В КБхиммаш существует методика расчетов жидкофазного смешения компонентов и его эффективности в струйно-центробежной схеме смешения компонентов АТ + НДМГ на стенке камеры сгорания.

3. Эффективность методики расчетов жидкофазного смешения компонентов доказана расчетами, проектированием и отработкой четырех ЖРДМТ С5.142.00-0, тягой 25Н, С5.145.00-0, тягой 50Н, С5.144.00-0, тягой 100Н и С5.146.00-0, тягой 200Н, которые обеспечивают высокий удельный импульс 2945 Нс/кг (300 с), работоспособность при больших ресурсах $\tau_{\Sigma} \geq 50000$ с и $N \geq 500000$ и высокую надежность, обусловленную значительным запасом по температуре элементов двигателей при их работе.

Библиографический список

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2006.
2. Неустойчивость горения в ЖРД. Под редакцией Харрье Д.Т., Рирдона Ф.Г. - М.Мир, 1970.
3. Попцов В.Л. Параметры течения при взаимодействии струи с преградой. Деп. ВИНТИ № 6 - 84 от 07.01.1984.
4. Курочкин В.А. Исследование растекания по стенке осесимметричной струи. Труды МАИ, вып. 119-М.: Оборонгиз, 1960 - с. 102 - 110.
5. Агеенко Ю.И., Алексеев С.А., Нигодюк В.Е., Попцов В.Л. Экспериментальное исследование, разработка методов и программ расчета процессов вторичного растекания в

струйных смесительных элементах. НТО № 666, Куйбышев: КуАИ, 1989.

6. Агеенко Ю.И., Ульянова О.В., Шестерикова С.П. Исследование возможности создания двигателя тягой 200Н по схеме смешения компонентов топлива двигателей С5.142 и С5.144. Ракетно-космическая техника. Научно-технический сборник, серия 4, выпуск 3 (145). 1998 - с. 112 - 116.

7. А.с. № 137177 от 03.12.1979. Авторы: Агеенко Ю.И., Ильин В.М., Примазов В.А., Селезнев Е.П. Заявл. 08.06.1977 № 2220639/23.

8. Агеенко Ю.И., Алексеев С.А., Нигодюк В.Е., Попцов В.Л. Разработка программы расчета параметров жидкофазного смешения факела центробежной форсунки с пленкой. НТО № 683, Куйбышев: КуАи, 1990.

9. А.с. № 286295 от 02.01.1989. Авторы: Агеенко Ю.И., Казначеев Д.Н. Заявл. 15.07.1987. № 3 176083/23.

10. Агеенко Ю.И. Однокомпонентные и двухкомпонентные ЖРДМТ нового поколения для малых спутников. - 1-я международная конференция - выставка Малые спутники новые технологии, достижения проблемы и перспективы международного сотрудничества в новом тысячелетии. - Королев, Моск. обл., ЦНИИМАШ, 16 - 20 ноября 1998 - секция VIII. Двигательная установка.

References

1. Dobrovolskii M. V. Liquid rocket engine. Design basis Moscow / Moscow State Technical University named N.E. Bauman, 2006
2. Instability burning in LRE. edited by Harie D.T., Rirdona F.G. - M. Mir, 1970
3. Popcov V.L. Characteristic flow under interaction flow with barrier. Dep. All-Russian Institute of Scientific and Technical Information №6 - 84 on 07.01.1984.
4. Kurochkin V.A. Research spreading on the wall axially symmetrical jet. Transactions MAI, part 119-M.: Oborongiz, 1960 - p. 102-110.
5. Ageenko J.I. Alekseev S.A., Nigodjuk V.E., Popcov V.L. Experimental investigation, method preparation and calculation program process respreading in jet-mixing type. STR №666, Kuibyshev: KuAI, 1989

6. Ageenko J.I., Ulyanova O.V., Shesterikova S.P. Research facilities creation engine thrust 200N on scheme mixture component fuel engine S5.142 and S5.144. rocket space technology. Scientific-and-technical collection, series 4, part 3 (145). 1998 – p. 112 – 116

7. С. а. №137177 on 03.12.1979. author: Ageenko J.I., Ilin V.M., Primazov V.A., Seleznev E.P. notify 08.06.1977 №2220639/23.

8. Ageenko J.I. Alekseev S.A., Nigodjuk V.E., Popcov V.L. Program design calculation parameters liquid-phase mixture jet swirler with film. STR №683, Kuibyshev: KuAI, 1990.

9. С. а. №286295 on 02.01.1989. author: Ageenko J.I., Kaznacheev D.N. notify 15.07.1987. №3 176083/23.

10. Ageenko J.I. Single-component and two-component LREST new generation for small satellite. 1 international conference – show small satellite new technologies, progress problems and perspective international cooperation in new millennium. – Korolev, Moscow region., CRIMAS, 16 – 20 November 1998 – section VIII. Propulsion device.

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

© 2009 Y. I. Ageenko

Isayev chemical engineering design bureau – branch Khrunichev State Research and Production Space Center

Many years investigations results in field of mixing parameters studies in the thrusters developed CMDDB named after A.M.Isaev are described. The NT and NDMH spray-centrifugal mixing scheme on the confusion chamber wall in considered.

Liquid rocket engine of small thrust, space vehicle, mixing element, completeness of mixture, factor liquid phase mixtures

Информация об авторах

Агеенко Юрий Иванович, главный конструктор направления, начальник отдела жидкостных реактивных двигателей малой тяги Конструкторского бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева - филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева. Тел. 8 (495) 516-80-26. E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Область научных интересов: организация рабочих процессов в жидкостных реактивных двигателях малой тяги, исследование параметров смесиобразования в них.

Ageenko Yuri Ivanovich, chief designer lines, Head of the liquid rocket engine of small thrust, renowned designer. Phone: 8 (495) 516-80-26. E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Area of research: the organization of work processes in liquid rocket engines of small thrust, the study of parameters of mixture.