

УДК 621.454.2

ДВИГАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ТЯГОЙ 50 Н ДЛЯ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА «ЛУНА-РЕСУРС»

©2014 Ю.И. Агеенко, И.В. Пегин, Д.В. Чесноков

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

В КБхиммаш им. А.М.Исаева проведены исследования по созданию жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ) коррекции тягой 50 Н с дефлекторно-центробежной схемой смешения компонентов топлива азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин на внутренней стенке камеры сгорания. В разработанной в КБхиммаш им. А.М.Исаева дефлекторно-центробежной схеме смесеобразования окислитель через струйные форсунки попадает на конический дефлектор, преобразуясь на нём в первичную плёнку, стекающую с кромки дефлектора на внутреннюю стенку камеры сгорания, преобразуясь на ней во вторичную плёнку, которая течёт по стенке камеры до места встречи с плёнкой горючего от факела распыла центробежной форсунки, соосной с камерой сгорания. От места встречи плёнки окислителя и горючего продолжают течь по стенке камеры сгорания, одновременно проникая друг в друга и осуществляя жидкофазное смешение с образованием продуктов преобразования самовоспламеняющегося 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. Двигатель имеет самую высокую (в своём классе) геометрическую степень расширения сопла ($\bar{F}_a = 200$) среди аналогов отечественного производства, при этом он сохраняет приемлемые габаритно-массовые характеристики. Камера сгорания в разработанном двигателе выполнена из ниобиевого сплава с защитным жаростойким покрытием - дисилицидом молибдена $MoSi_2$, нанесённым на внутреннюю поверхность, а на наружной поверхности используется дисилицид ниобия $NbSi_2$, образованный силицированием ниобиевого сплава. В процессе огневых испытаний разработанная в КБхиммаш струйно-центробежная схема организации рабочего процесса в камере сгорания подтвердила свою работоспособность в двигателе тягой 50 Н. Принятые конструкционные и технологические решения при создании двигателя тягой 50 Н, обеспечили высокие энергетические и энерго-массовые характеристики, а также устойчивую работу двигателя в широком диапазоне изменения давления компонентов топлива на входе в двигатель: при форсировании до 70,3 Н и дресселировании до 45,9 Н. В номинальном режиме работы удельный импульс двигателя составил $305_{-1,3}^{+2,2}$ с.

Двигатель, дефлекторно-центробежная схема, форсуночная головка, дефлектор, факел распыла.

На сегодняшний день жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются одним из основных исполнительных элементов в системе управления космических летательных аппаратов. Выполняя основную работу по обеспечению ориентации, стабилизации и коррекции летательного аппарата в пространстве, а в некоторых случаях работу по обеспечению запуска маршевого двигателя в разгонных блоках ракет, они сочетают в себе относительно небольшие габаритно - массовые показатели с высокими энергетическими характеристиками.

КБхиммаш получил заказ от НПО

им. С.А. Лавочкина на разработку ЖРДМТ тягой 50 Н в качестве двигателя коррекции для посадочного аппарата «Луна-Ресурс».

Основные требования, предъявляемые к создаваемому двигателю:

- многорежимность, обусловленная работой в непрерывном (с длительностью единичного включения до $\tau_b \sim 3000$ с) и в различных импульсных режимах с минимальным временем включения 0,045 с, и с различными паузами от 0,05 с до нескольких суток;

- большой ресурс по суммарному времени работы до 10 000 с;

- большой ресурс по суммарному коли-

честву включений (до 20 000 включений);

- возможность любого сочетания времён включений и пауз;

- обеспечение высокой экономичности, удельный импульс ($I_{уд}$) выше 2950 Нс/кг (301с) на самовоспламеняющихся компонентах топлива: азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ);

- высокая надёжность при эксплуатации более 5 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 двигателя, 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 объёму камеры сгорания;
- трудностью обеспечения эффективного жидкофазного смесеобразования и высокой полноты сгорания.

Все эти особенности создают трудности в обеспечении приемлемого теплового состояния ЖРДМТ - запаса по температуре стенки камеры сгорания, особенно в районе критического сечения, в наиболее теплонапряжённых непрерывных включениях; неперегрева форсуночной головки и недопущения вскипания компонентов топлива в наиболее теплонапряжённых импульсных режимах, при реализации высокой экономичности ($I_{уд}$ 2950 Нс/кг (301 с) и более).

Для выполнения требований в КБхиммаш им. А.М.Исаева разработан смесительный элемент ЖРДМТ с дефлекторно - центробежной схемой жидкофазного смешения компонентов топлива АТ и НДМГ на внутренней стенке

камеры сгорания.

Схема (рис.1) и краткое описание принципа её работы представлены ниже. Более подробное описание применяемой схемы, а также основные физико - химические процессы, реализуемые в данной схеме, описаны в [1].

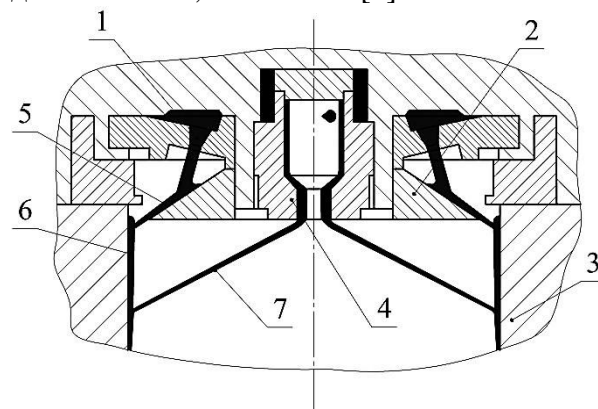


Рис.1. Конструктивная схема смесительного элемента:

- 1 - струйная форсунка окислителя; 2 - конический дефлектор; 3 - стенка камеры сгорания; 4 - центробежная форсунка; 5 - первичная плёнка окислителя; 6 - вторичная плёнка окислителя; 7 - факел распыла центробежной форсунки

Окислитель через струйные форсунки 1 попадает на конический дефлектор 2, преобразуясь на нём в первичную плёнку 5, стекающую с кромки дефлектора на внутреннюю стенку камеры сгорания 3, преобразуясь на ней во вторичную плёнку 6, которая течёт по стенке камеры до места встречи с плёнкой горячего от факела распыла 7 центробежной форсунки 4, соосной с камерой сгорания. От места встречи плёнки окислителя и горячего продолжают течь по стенке камеры сгорания, одновременно проникая друг в друга и осуществляя жидкофазное смешение с образованием продуктов преобразования самовоспламеняющегося топлива АТ и НДМГ. 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 [1].

На сегодняшний день описываемый двигатель успешно выдержал автономные

испытания в рамках этапа доводочных испытаний (ДИ) и завершающих доводочных испытаний (ЗДИ) и готов к лётным поставкам для выполнения своих функции в составе космического аппарата разработки НПО им. С.А. Лавочкина.

Имея самую высокую (в своём классе) степень расширения сопла ($F_{отн}=200$) среди аналогов отечественного производства, он при этом сохраняет приемлемые габаритно-массовые характеристики, обеспечивает высокие энергетические и динамические параметры работы на всех режимах (импульсных и непрерывных). Общий вид и краткое описание двигателя представлены на рис. 2.

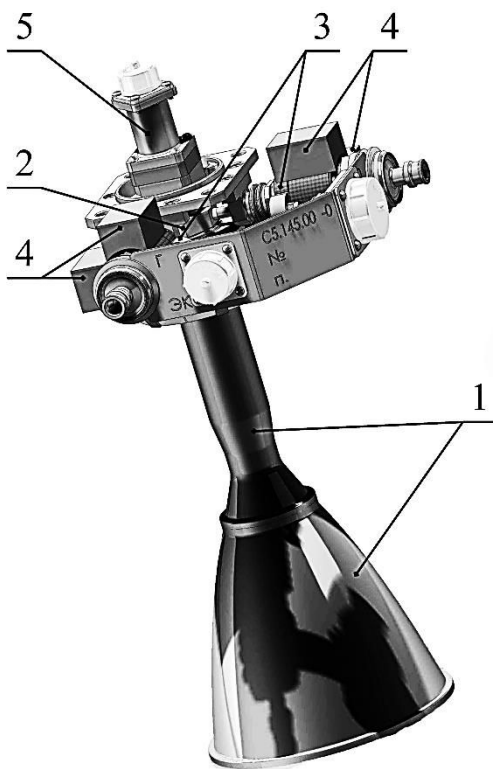


Рис.2. Общий вид двигателя коррекции тягой 50 Н:
1 - камера сгорания с сопловым насадком; 2 - форсуночная головка; 3 - быстродействующие электромагнитные клапаны; 4 - сигнализаторы магнитоуправляемые; 5 - электронагреватель

Камера сгорания в разработанном двигателе выполнена из ниобиевого сплава с защитным жаростойким покрытием дисилицид молибдена $MoSi_2$ нанесённым на внутреннюю поверхность. На наружной поверхности используется дисилицид ниобия $NbSi_2$, образованный

силицированием ниобиевого сплава.

Проведённые огневые испытания в рамках этапов ДИ и ЗДИ, результаты которых представлены на рис. 3 – 5, показывают:

1. Тепловое состояние двигателя (распределение температуры по наружной поверхности камеры и элементам ЖРДМТ) удовлетворительное. Максимальная температура камеры (при номинальных значениях входных параметров) не превышает $1120^{\circ}C$, что значительно ниже допустимой температуры $1800^{\circ}C$, которую обеспечивает материал камеры сгорания (ниобиевый сплав с жаростойким покрытием.) Используемая схема смесеобразования совместно с жаростойким покрытием обеспечивает надёжную защиту камеры сгорания и запас по предельно допустимой температуре (рис. 3).

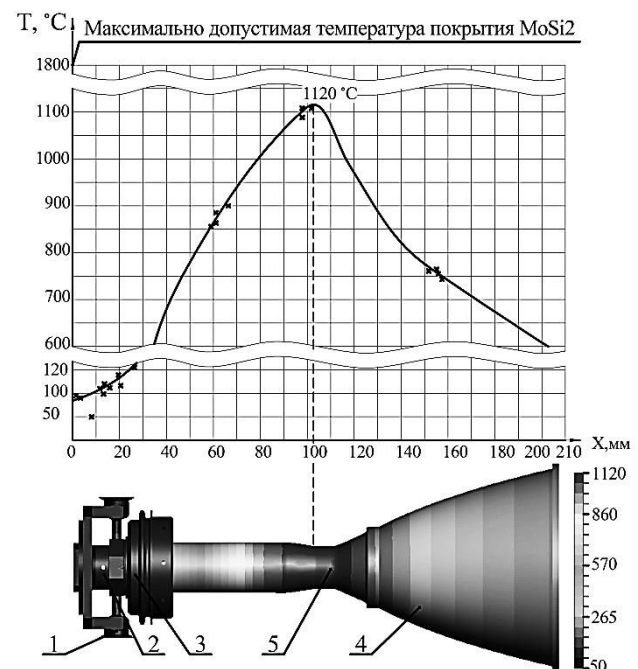


Рис.3 Диаграмма изменения температуры элементов двигателя по его длине:
1 – клапан; 2 – смесительная головка; 3 – фланец; 4 – камера сгорания; 5 – критическое сечение

2. Зависимость, представленная на рис. 4, показывает высокие энергетические характеристики двигателя и устойчивость работы двигателя.

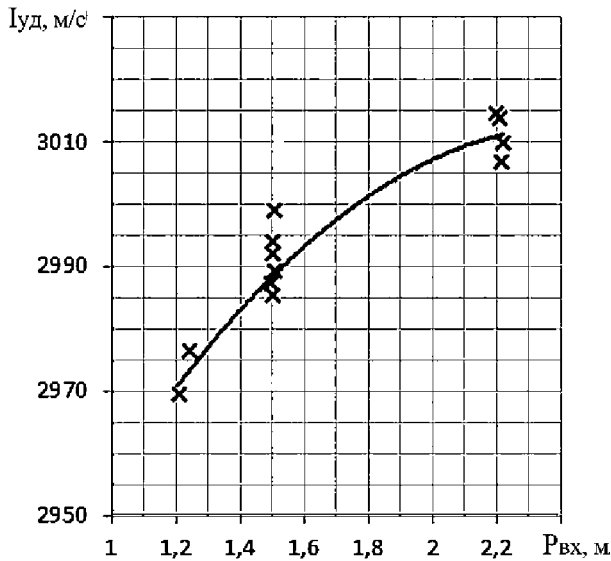


Рис.4. График зависимости удельного импульса тяги от давлений компонентов топлива на входе в двигатель

Необходимо подчеркнуть, что при изменении давления компонентов топлива на входе в двигатель в широком диапазоне 12...22 кгс/см² значение удельного импульса изменяется незначительно (рис.4).

Отметим, что в непрерывном номинальном режиме работы двигателя (при давлении компонентов топлива на входе 15 кг/см² и соотношении расходов компонентов топлива 1,85) удельный импульс, зарегистрированный по результатам испытаний всех ЖРДМТ С5.145.00-0, находится в диапазоне: с. Это очень высокий удельный импульс для такого класса ЖРДМТ.

3. На рис. 5 представлены осциллограммы работы двигателя (изменение давления в камере сгорания в течение всего времени включения, регистрация величины тока в электромагнитных клапанах, давления окислителя и горючего на входе в двигатель). Наблюдается довольно устойчивая работа двигателя.

Выводы

1. Разработанная в КБХиммаш струйно - центробежная схема организации рабочего процесса в камере сгорания подтвердила свою работоспособность в двигателе тягой 50 Н.

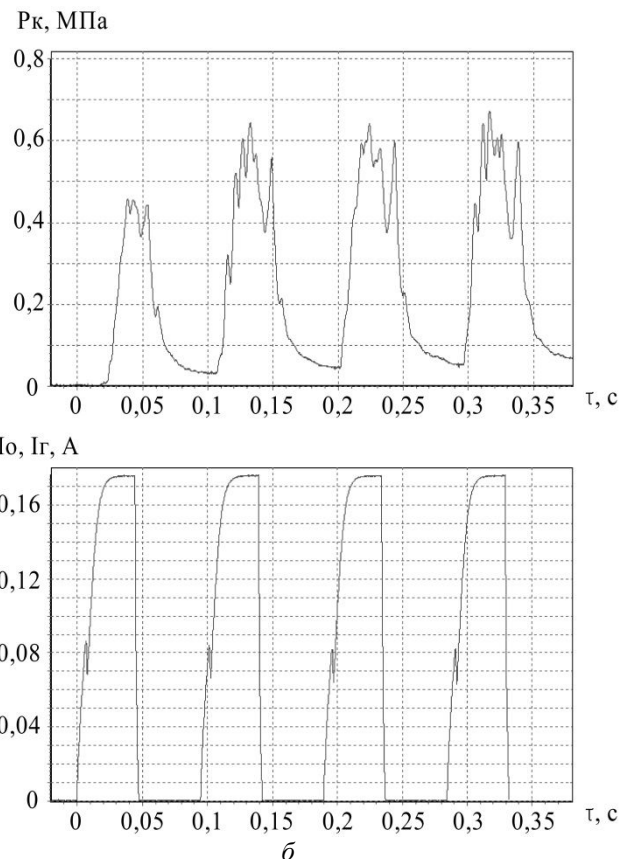
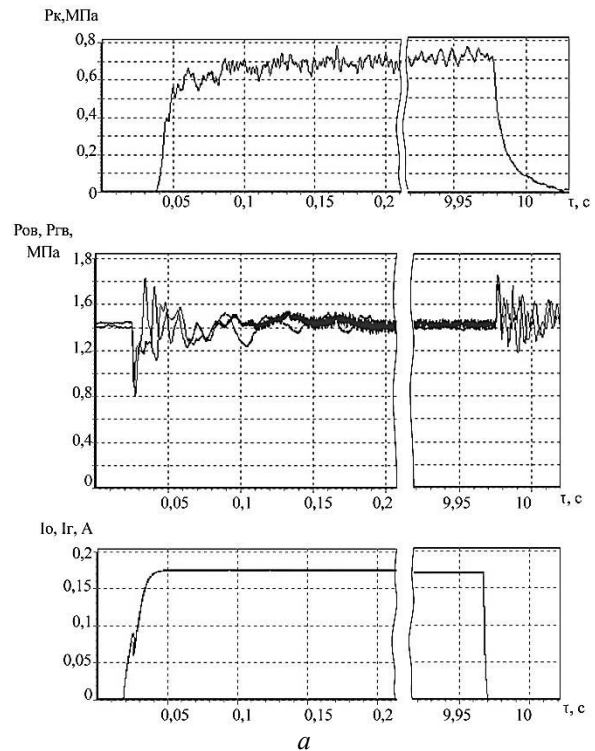


Рис.5. Графики изменения параметров при работе двигателя: непрерывный (а) и импульсный (б) режимы

2. Конструкционные и технологические решения, принятые при создании

двигателя тягой 50 Н, обеспечили высокие энергетические и энерго - массовые характеристики, а также устойчивую работу двигателя в широком диапазоне изменения давления компонентов топлива на входе в двигатель (при форсировании

до 70,3 Н и дросселировании до 45,9 Н).

3. Двигатель обеспечивает высокие энергетические характеристики. В номинальном режиме работы удельный импульс составляет $I_{уд}^н = 305_{-1,3}^{+2,2}$ с.

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 Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королёва (национального исследовательского университета). 2009. № 3(19), часть 2. С. 171-177.

Информация об авторах

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

Пегин Иван Вячеславович, заместитель начальника отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги «Конструкторского бюро химического машино-

строения им. А.М.Исаева» - филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Область научных интересов: проектирование жидкостных ракетных двигателей малой тяги, исследование организации рабочих процессов.

Чесноков Денис Владимирович, ведущий инженер-конструктор отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги «Конструкторского бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева» - филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Область научных интересов: проектирование жидкостных ракетных двигателей малой тяги.

50 N THRUST CORRECTION ENGINE FOR THE "LUNA-RESURS" LUNAR MODULE DESCENT ENGINE

©2014 Yu.I. Ageenko, I.V. Pegin, D.V. Chesnokov

Isaev Chemical Machinery Design Bureau – Branch of Federal State Unitary Enterprise «Khrunichev State Research and Production Space Center», Korolev, Russian Federation

Research to develop a 50 N thrust correction low-thrust liquid rocket engine with a deflector-centrifugal scheme of mixing nitrogen tetroxide and unsymmetrical dimethylhydrazine propellants on the inner wall of the combustion chamber has been conducted at the Chemical Machinery Design Bureau named after A.M. Isaev. In the deflector-centrifugal mixing scheme developed at the Chemical Machinery Design Bureau the oxidizer gets to the conical deflector via the jet nozzle and is transformed into a primary film running off the edge of the deflector onto the inner wall of the combustion chamber where it is transformed into a secondary film that flows along the wall of the chamber to the point of meeting the film from the centrifugal fuel spray nozzle coaxial with the combustion chamber. Upon meeting the films of oxidizer and fuel continue flowing along the wall of the

combustion chamber at the same time penetrating each other and carrying out the liquid-phase mixing with the formation of transformation products of hypergolic fuel. Thus, practically all the fuel gets to the inner wall of the combustion chamber, participating in its cooling and removal of a considerable part of the heat flow directed along the wall of the combustion chamber from its critical section in the direction of the nozzle head. The engine has the highest (in its class) geometric nozzle expansion ratio ($\bar{F}_a=200$) among analogues of domestic production, meanwhile preserving acceptable dimensions and weight characteristics. The combustion chamber in the engine designed is made of a niobium alloy with a protective heat resistant coating - molybdenum disilicide MoSi_2 deposited on the inner surface while niobium disilicide NbSi_2 formed by silicon impregnation of a niobium alloy is used on the outer surface. During the firing tests the jet centrifugal scheme of organizing the work process in the combustion chamber designed at the Chemical Machinery Design Bureau confirmed its efficiency in a 50 N-thrust engine. The adopted design and technological solutions in creating a 50N thrust engine ensured high power and energy-mass characteristics, as well as stable engine performance in a wide range of pressures of fuel entering the engine: up to 70.3 N in power augmentation and up to 45.9 N in throttling. The specific impulse of the engine was $305_{-1,3}^{+2,2}$ seconds in nominal conditions.

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

References

1. Ageenko Yu.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.)

About the authors

Ageenko Yuri Ivanovich, Candidate of Science (Engineering), Chief Designer, Head of the Department of Low-Thrust Liquid Rocket Engines, Renowned Designer. E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Area of Research: organization of work processes in low-thrust liquid rocket engines, study of mixing parameters.

Pegin Ivan Vyacheslavovich, Deputy Chief of the Department of Low-Thrust Liquid Rocket Engines. E-mail:

kbhimmash@korolev-net.ru. Area of Research: designing low-thrust liquid rocket engines, organization of work processes in low-thrust liquid rocket engines.

Chesnokov Denis Vladimirovich, Leading Design Engineer of the Department of Low-Thrust Liquid Rocket Engines. E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Area of Research: designing low-thrust liquid rocket engines.