

НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ МАЛОЙ ТЯГИ НА НЕСАМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ ЖИДКОМ ГОРЮЧЕМ И ГАЗООБРАЗНОМ ОКИСЛИТЕЛЕ

Рыжков В.В.

Самарский университет, г. Самара, ke_src@ssau.ru

Ключевые слова: Ракетные двигатели малой тяги, несамовоспламеняющиеся жидкое горючее и газообразный окислитель, схема смесеобразования, клиновой смесительный элемент, математическая модель, результаты расчётного исследования, влияние определяющих факторов, схема двигателя.

Создание перспективных двигательных установок для космических аппаратов (КА), разгонных блоков (РБ) и других объектов ракетно-космической техники (РКТ) является актуальной задачей в связи с высокими требованиями к параметрам орбит, на которые выводятся полезные нагрузки, используя собственные двигательные установки (ДУ), а также к выполнению функций управления пространственным положением объектов РКТ при движении и маневрах в космическом пространстве.

В настоящее время разработаны и созданы двигательные установки с жидкостными ракетными двигателями малой тяги (ЖРДМТ) на самовоспламеняющихся топливах в широком диапазоне изменения тяг двигателей $P = 6...400$ Н и с ракетными двигателями малой тяги (РДМТ) на несамовоспламеняющихся компонентах топлива ($P = 200, 4000$ Н).

В связи с потребностью в эффективных и высокоэнергетичных двигательных установках на компонентах топлива: КЕРОСИН+ O_2 , с использованием двигателей в более широком диапазоне номиналов тяг, чем существующие в настоящее время, для систем обеспечения запуска маршевых ЖРД, ориентации и стабилизации КА, разгонных блоков, а также систем управления космических кораблей и др. задач, представляет интерес разработки ракетных двигателей малой тяги на несамовоспламеняющихся экологически чистых топливах.

Подходы, реализуемые при проектировании систем смесеобразования в ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива, не могут быть применены в РДМТ на несамовоспламеняющихся топливах и необходимо использовать другие, в основе которых лежат механизмы «тонкого» распыливания и преобразования капель жидкого горючего в среде газообразного окислителя.

В математическую модель расчёта смесеобразования в ракетных двигателях малой тяги на несамовоспламеняющихся газожидкостных компонентах топлива заложены следующие принципы организации рабочего процесса: преобразование жидких компонентов до минимально возможных размеров, включая схему взаимодействия струи жидкости с преградой; вторичное преобразование (дробление) жидкости высокоскоростным потоком газообразного окислителя и доведение до минимально возможного среднего заутеровского диаметра капель; обеспечение равномерного распределения компонентов в окружном и поперечном направлениях камеры сгорания и некоторые другие.

Рассмотрена схема взаимодействия струи жидкости с преградой как одна из перспективных.

Осесимметричная струя несжимаемой вязкой жидкости натекает на плоскость, представляющую собой твердую бесконечную поверхность, и безотрывно растекается по ней. Ось струи наклонена к плоскости поверхности под некоторым углом. Скорость струи в начальном сечении, достаточно удаленном от плоскости растекания, расход жидкости в струе с фиксированным диаметром.

Предложена модель взаимодействия струи с преградой с учетом экспериментально установленных реальных факторов.

При этом пленка ограничена областью гидравлического прыжка – «жгутом», размеры которого увеличиваются вниз по течению пленки.

С целью обеспечения эффективного смешения компонентов желательнее свести к минимуму потери расхода в «жгутах», так как малая скорость и большая толщина «жгутов» приводит к образованию капель большого размера.

Полученные соотношения позволяют определить геометрию пленки и распределение скорости, толщины и расхода в ней при взаимодействии струи с преградой конечных размеров.

После этапа формирования пленки жидкого компонента на плоскости преграды (клина) с параметрами, по толщине и ширине близкими к оптимальным, необходимо обеспечить взаимодействие потоков жидкости и газа таким образом, чтобы реализовать в камере сгорания факел определенной направленности (либо суммарный вектор импульса газожидкостного потока направлен параллельно оси двигателя, либо направлен под некоторым углом к оси двигателя, исходя из конструктивных соображений).

Возможность управления вектором потока позволяет формировать повышенные энергетические характеристики двигателя, в том числе, используя вторичные эффекты смешения компонентов топлива в камере сгорания.

Важной характеристикой факела распыливания газожидкостного смесительного элемента является распределение капель жидкого компонента по размерам, которые являются начальным условием для моделей горения в камере сгорания двигателя. Для этих целей широко используется подход с применением равномерно распределенных капель в камере со средним размером (средним заутеровским диаметром).

В предложенной схеме РДМТ на качество смесеобразования оказывают влияние следующие конструктивные факторы: диаметр струи (отверстия) жидкого компонента натекающей на поверхность клина (преграду), угол натекающей струи на поверхность, длина поверхности – формирующие пленку жидкого компонента определенной толщины на кромке клина, кроме этого ориентация клина в плоскости огневого днища смесительной головки (угол между осевой линией клина и осью двигателя).

Получены результаты оценки влияния определяющих факторов на зависимость толщины (ширины) пленки от координат при растекании жидкости по поверхности клина, при различных значениях угла натекающей струи и диаметра струи.

Таким образом, рассчитана и обоснована конструктивная схема РДМТ с ожидаемыми повышенными энергетическими параметрами. С использованием разработанной математической модели выбраны основные конструктивные и режимные параметры системы смесеобразования двигателя, в котором основное внимание уделено формированию равномерной эпюры K_m в поперечном сечении камеры сгорания, организации мелкодисперсного распыла жидкого компонента и заложены резервы повышения удельного импульса тяги за счёт применения современных конструкционных материалов.

Предложенный подход к организации рабочего процесса в РДМТ на несамовоспламеняющемся газообразном окислителе и жидком горючем с использованием математического моделирования смесеобразования позволит в дальнейшем сократить время на экспериментальную отработку двигателей.

Сведения об авторе

Рыжков Владимир Васильевич, канд. техн. наук, научный руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики. Область научных интересов: рабочие процессы в ЖРДМТ.

SOME RESULTS OF MATHEMATICAL MODELLING OF THE MIXTURE FORMATION PROCESS IN A LOW THRUST ROCKET ENGINE USING A NON-SELF-IGNITING LIQUID PROPELLANT AND A GASEOUS OXIDIZER

Ryzhkov V. V.

Samara National Research University, Samara, Russia, ke_src@ssau.ru

Keywords: Low thrust rocket engine, not-self-igniting liquid fuel and gaseous oxidizer, mixing scheme, wedge mixing element, mathematical model, computational study results, influence of determining factors, scheme of engine.

The paper presents approaches to the organization of mixture formation of a gas-liquid non-self-igniting propellants in the chamber of a low-thrust rocket engine. A physical and mathematical model of the interaction of jets of a liquid component with the surface of a wedge mixing element, and fuel films with a flow of a gaseous oxidizer has been developed. The influence of various factors was determined: the diameter of the liquid jets, the angle of the jet on the surface, the length of the surface on the thickness of the liquid film. A scheme was proposed for a low-thrust rocket engine on non-self-igniting liquid fuel and gaseous oxidizer. Recommendations for the design parameters of the mixing head for the considered type of rocket engine have been developed.