

УДК 621.454.2

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕПЛОЗАЩИТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА

Д. И. Багаутдинов, С. А. Буторин, И. П. Матвеев

В настоящее время возрос спрос на запуск большого количества микро космических аппаратов, в том числе аппаратов класса CubeSat. Однако, на данный момент, в России отсутствуют ракеты-носители сверхлегкого и легкого класса, которые могли бы удовлетворить данный спрос. Было решено спроектировать двигательную установку для сверхлегкого ракеты-носителя на экологически чистых и безопасных компонентах топлива. В данной работе рассмотрены методы теплозащиты камеры жидкого ракетного двигателя, относящегося к классу жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ). По результатам расчетов и исследования была выполнена схема теплозащиты камеры ЖРДМТ.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель; регенеративное охлаждение; завеса; пристеночное охлаждение; абляционное охлаждение; графит; закись азота; температура.

Одной из актуальных задач при проектировании жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) является обеспечение надежной тепловой защиты камеры при минимально возможных потерях эффективности на цели охлаждения. Основные методы теплозащиты камеры ЖРД представлены на рисунке 1.

В данной работе рассмотрено проектирование теплозащиты ЖРДМТ, предназначенного для ракеты-носителя сверхлегкого класса, характеристики которого приведены в таблице 1.

Расчеты показывают, что значения тепловых потоков в области минимального сечения превышают 3 МВт/м^2 , что приводит к перегреву камеры в условиях ЖРДМТ. В связи с тем, что использовать многие способы охлаждения в условиях ЖРДМТ не всегда возможно, в работе не рассмотрено емкостное, теплоизоляционное и транспирационное охлаждение.

По результатам расчёта проточного регенеративного охлаждения температура охладителя (керосина) превысила температуру его

разложения, что недопустимо. Для обеспечения эффективного регенеративного охлаждения необходимо повысить расход охладителя в 5 раз, что не представляется возможным.

Согласно [2], массовый расход компонента на пристеночное охлаждение не должен превышать 20 % от общего. Была построена модель взаимодействия конусов распыла форсунок (рис. 2), согласно которой массовый расход окислителя на пристеночное охлаждение составляет 15,4 %. Для достижения оптимальной температуры продуктов сгорания 2340 К [2] коэффициент избытка окислителя в пристеночном слое должен быть равен 4, тогда средний идеальный удельный импульс тяги камеры в пустоте составляет 2520,9 м/с.

Для обеспечения дополнительной теплозащиты дозвуковой части камеры было рассчитано завесное охлаждение. Исходя из изученных свойств окислителя и давлений в ПГС установлено, что он будет поступать в газифицированном виде в камеру. Согласно расчетам, массовый расход через 4 струйные форсунки равен 14,4%.

© Багаутдинов Д. И., Буторин С. А., Матвеев И. П. 2024.

Багаутдинов Даниль Ильдарович (lepenova536.db@gmail.com), студент IV курса;

Буторин Степан Андреевич (elephant-sos@yandex.ru), студент IV курса;

Матвеев Илья Павлович (ilyati200263@gmail.com), студент IV курса

института двигателей и энергетических установок Самарского университета, 443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34.

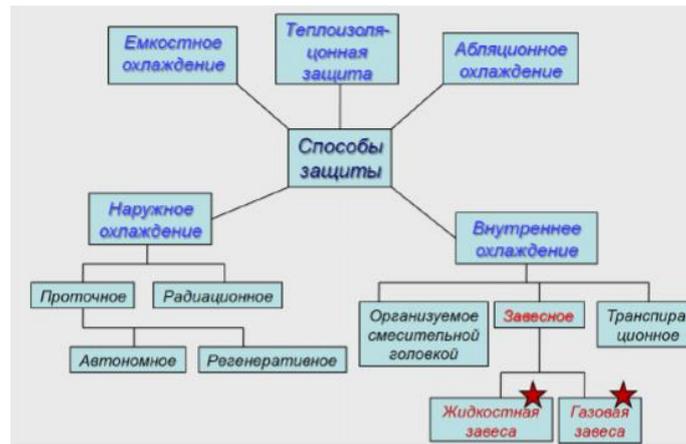


Рис. 1. Основные способы защиты стенок жидкостных ракетных двигателей [1]

Таблица 1

Характеристики изучаемого жидкостного ракетного двигателя

Компоненты	Керосин Т1 + Закись азота (жидкая)
Тяга, Н	800
Время работы, с	50
Давление в КС, МПа	2,5
Удельный импульс пустотный, м/с	2604

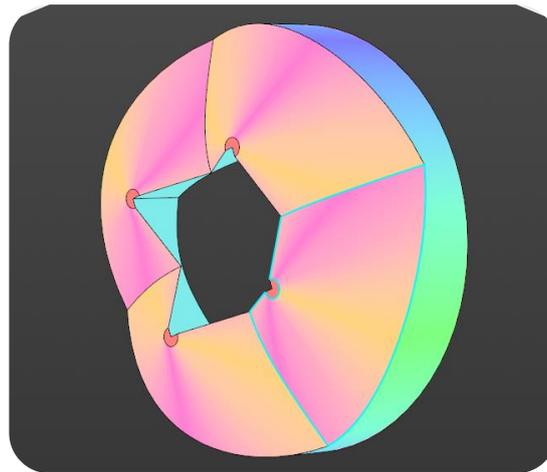


Рис. 2. Модель взаимодействия конусов распыла форсунок

Коэффициент избытка окислителя в завесе равен 5 для обеспечения необходимой температуры продуктов сгорания – 1961 К. Средний идеальный удельный импульс тяги камеры в пустоте с учетом пристенка и завесы равен 2454,17 м/с.

Также был рассмотрен вариант с использованием соплового вкладыша из боросилицированного графита, чтобы избежать прогара стенки в сверхзвуковой части камеры. Графит работоспособен до температур, близких к температуре сублимации – 3770 К [3].

По итогам расчётов, получена схема охлаждения двигателя (рис. 3).

Литература

1. Разработка экспериментально-расчетной системы исследования эффективности завесного охлаждения жидкостного ракетного двигателя малой тяги / А. Г. Воробьев, И. Н. Боровик, А. Н. Хохлов [и др.] // Труды МАИ. 2012. С. 1–11.
2. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980. 535 с.
3. Борисов В. А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твёрдого топлива. Куйбышев: КуАИ, 1982. 72 с.

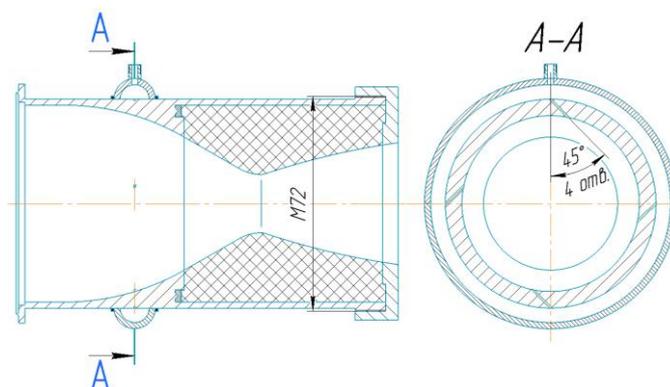


Рис. 3. Схема охлаждения двигателя

DESIGN OF THE COMBUSTION CHAMBER HEAT SHIELD OF A LIQUID ROCKET ENGINE FOR AN ULTRALIGHT LAUNCH VEHICLE

D. I. Bagautdinov, S. A. Butorin, I. P. Matveev

Currently, there is an increased demand for launching a large number of micro spacecraft, including CubeSat class vehicles. However, at the moment, Russia lacks ultra-light and light class launch vehicles that could satisfy this demand. It was decided to design a propulsion system for an ultralight launch vehicle using environmentally friendly and safe fuel components. In this paper, the methods of thermal protection of the chamber of a liquid rocket engine belonging to the class of low thrust liquid rocket engines (SLLRE) are considered. According to the results of calculations and research, the scheme of heat protection of the chamber of the liquid propellant rocket engine was made.

Key words: liquid rocket engine; regenerative cooling; curtain; wall cooling; ablative cooling; graphite; nitrous oxide; temperature.

Статья поступила в редакцию 07.05.2024 г.

© Bagautdinov D. I., Butorin S. A., Matveev I. P., 2024.

Bagautdinov Danil Ildarovich (lenovoa536.db@gmail.com) 4th year students;

Butorin Stepan Andreevich (elephant-sos@yandex.ru) 4th year students;

Matveev Ilya Pavlovich (ilyami200263@gmail.com), 4th year students of the Institute of Engine and Power Plant Engineering of Samara University,

443086, Russia, Samara, Moskovskoye shosse, 34.