

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВЫТЕСНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА НА ГОРЯЧЕМ ГАЗЕ

©2016 В.Л. Салич

Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя Салда

THE MATHEMATICAL MODELLING OF THE WORKING PROCESSES OF THE HOT GAS PRESSURE FUELING SYSTEM

Salich V.L. (Research & development institute of mechanical engineering, Nizgnjaja Salda, Russian Federation)

The work presents the mathematical model and the comparing modeling results with experimental data.

Одним из путей улучшения массогабаритных характеристик двигательных установок (ДУ) космических аппаратов (КА) является переход от широко распространённых газобаллонных вытеснительных систем подачи топлива (ВСПТ) к системам на горячем газе.

Облик такой ВСПТ, например, может включать в себя аккумулятор давления, газогенератор, газоводы, соединяющие газогенератор с аккумулятором давления и аккумулятор давления с топливными баками. Работа ВСПТ осуществляется следующим образом. Газ, находящийся в газовых объёмах (аккумулятор давления, газоводы, полости наддува топливных баков), обеспечивает подачу компонентов топлива на вход в двигателя. В процессе выработки топлива происходит падение давления газа. При достижении нижнего порога давления включается газогенератор. Отключение газогенератора может производиться либо при достижении установленного верхнего порога давления газа, либо через заданное время работы (длительность команды на включение), гарантирующее исключение «передува». После падения давления газа в результате выработки топлива до нижнего предельного значения осуществляется следующее включение газогенератора. Циклы продолжаются до полной выработки топлива. Стабильность выходных параметров двигателей в диапазоне входного давления может обеспечиваться, например, стабилизаторами расхода, входящими в состав двигателей [1,2], либо другими элементами автоматики.

Система питания газогенератора может представлять собой, например, автономную ВСПТ на холодном газе, либо систему с вытеснением топлива продуктами сгорания га-

зогенератора с использованием мультипликаторов (схема ДУ с мультипликатором представлена, например, в [3]).

Автором разработана математическая модель, описывающая динамику теплофизических процессов в агрегатах ВСПТ на горячем газе, выполнены расчеты параметров одного из вариантов ВСПТ на различных этапах работы. Дифференциальные уравнения и замыкающие зависимости модели представлены в работе [4]. В качестве примера на рис. 1 и 2 представлены сравнения результатов расчёта автора по разработанной математической модели с экспериментальными данными [5], полученными при исследовании имитатора системы наддува. Совпадение результатов расчёта с экспериментальными данными можно считать удовлетворительным. Это позволяет использовать предложенную математическую модель для расчётно-теоретических исследований различных вариантов ДУ с ВПТ на горячем газе в процессе проектирования.



Рис. 1. Сравнение расчётных и экспериментальных данных. Объём газовой подушки в баке 2л, длительность команды на включение газогенератора 0,3 с



Рис. 2. Сравнение расчётных и экспериментальных данных. Объём газовой подушки в баке 20 л, длительность команды на включение газогенератора 3 с

В докладе представляется математическая модель, пневмогидравлические схемы вариантов ВСПТ на горячем газе, сравнение расчетных и экспериментальных данных.

Библиографический список

1. Архипов Ю.С., Кутуева Е.В., Кутуев Р.Х. Огненные колесницы космических орбит. – Нижний Тагил: «Репринт», 2014. 242 с.

УДК 621.453

РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ НА КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ И КИСЛОРОДНО-МЕТАНОВОМ ТОПЛИВЕ

©2016 В.Л. Салич

Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя Салда

THE LOW THRUST ROCKET ENGINE WORKING ON OXYGEN-HYDROGEN AND OXYGEN-METHANE FUEL

Salich V.L. (Research & development institute of mechanical engineering, Nizgnjaja Salda, Russian Federation)

The paper present results of theoretical and experimental research of the thruster.

Современные тенденции развития ракетно-космической техники неизбежно приведут к востребованности ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на экологически безопасных и высокоэнергетических топливах.

В продолжение расчётно-теоретических и экспериментальных работ [1-3] создана конструкция РДМТ, работающего как на топливе «кислород-водород», так и на топливе «кислород-метан». Проведённые огневые испытания в земных условиях подтвердили работоспособность двигателя на обеих топливных композициях и показали приемлемые энергетические характеристики.

2. Салич В.Л., Шмаков А.А., Ваулин С.Д. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги: Учебное пособие. - Челябинск: ЮУрГУ, 2006. 52 с.

3. Валеева О.В., Ваулин С.Д., Ковин С.Г., Феофилактов В.И. Низкотемпературные твёрдотопливные газогенераторы: Методы расчёта рабочих процессов, экспериментальные исследования. – Миасс: Изд-во ГРЦ «КБ имени академика В.П. Макеева», 1997. 268с.

4. Салич В.Л. Математическая модель теплофизических процессов в системе наддува ДУ на горячем газе // Наука и технологии: Материалы всероссийской конференции: Миасс, 2016 (в печати).

5. Бобров П.Н, Муркин В.А., Салич В.Л., Шульгин В.П. Экспериментальные исследования по созданию ДУ с вытеснительной системой подачи топлива на горячем газе // Наука и технологии: Материалы всероссийской конференции: Миасс, 2016 (в печати).

В докладе представляются результаты расчётно-теоретических и экспериментальных исследований по созданию РДМТ на кислородно-водородном и кислородно-метановом топливах.

Библиографический список

1. Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного двигателя тягой 100Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. Серия «Авиационная и ракетно-космическая техника», 2014. Т.18, №4 (65). С. 20-26.

2. Салич В.Л. Разработка камеры ракетного двигателя малой тяги на кислородно-