

К ВОПРОСУ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ВОСПЛАМЕНЕНИЯ НЕСАМОВОСПЛАМЕНЯЮЩЕГОСЯ ХИМИЧЕСКОГО ТОПЛИВА ТИПА ГАЗ-ЖИДКОСТЬ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ МАЛОЙ ТЯГИ

Рыжков В.В.

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

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, несамовоспламеняющиеся компоненты химического топлива, процесс воспламенения, математическое моделирование, надёжность воспламенения, параметры теплового импульса, задержка воспламенения.

При создании объектов новой техники, в которых для целей управления используются двигательные установки на несамовоспламеняющихся высокоэнергетических экологически чистых компонентах топлива, требуется разработка ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) с организацией воспламенения от внешнего источника.

В обеспечение этой задачи в работе рассматривается тепловая модель воспламенения, при этом: не учитываются кинетические факторы, принято, что размеры источника тепла пренебрежимо малы, рабочий торец свечи поверхностного разряда, на котором происходят основные события предпламенных процессов, рассматривается как поверхность ограниченных размеров, рассмотрена одномерная модель, в рамках которой задержка воспламенения – один из целевых параметров, определяется как период получения требуемой концентрации компонентов в зоне подвода энергии и достижения в ней температуры самовоспламенения смеси.

Из рассмотренных в работе случаев взаимодействия теплового источника с горючим в среде газообразного окислителя наиболее общей и информативной является схема, когда источник расположен под пленкой жидкого компонента.

При этом происходят следующие предпламенные процессы [1]: нагрев плёнки до температуры активации пузыря, рост и развитие пузыря (плёнка разрывается при достижении размеров пузыря равных толщине плёнки), испарение плёнки и нагрев газовой смеси окислителя и горючего до температуры самовоспламенения, собственно воспламенение газовой смеси.

В работе получено соотношение для вероятности воспламенения от физических параметров взаимодействия и свойств (констант) компонентов топлива.

Рассмотрены также алгоритм определения значений физических параметров рабочего тела и картина развития процессов в предпламенный период.

Представлена для тепловой модели система дифференциальных уравнений [2, 3], для получения результатов реализован численный метод расчёта параметров воспламенения.

Для апробации разработанной модели в качестве топливной пары выбрана композиция жидкий этанол – газообразный кислород, а оценка достоверности проводилась с использованием времени задержки и вероятности воспламенения. Данные параметры, с одной стороны, отражают существо модели, с другой – они удобны для оценки совершенства организации процесса воспламенения в ракетном двигателе малой тяги.

Представлено сравнение расчётных и экспериментальных результатов в координатах: относительное время задержки воспламенения от энергии, относительная вероятность воспламенения от толщины плёнки, вероятность воспламенения от числа импульсов в серии, вероятность воспламенения от относительной энергии.

Можно отметить удовлетворительное соответствие расчётных и экспериментальных результатов.

Таким образом, рассмотренная модель воспламенения несамовоспламеняющихся компонентов химических топлив может быть рекомендована к использованию при проектировании новых образцов РДМТ.

Список литературы

1. Несис Е.И. Кипение жидкостей. М.: Наука, 1973. 280 с.
2. Зельдович Я.Б., Баранблатт Г.И. и др. Математическая теория горения и взрыва. М.: Наука, 1980. 478 с.
3. Лефевр А. Процессы в камере сгорания ГТД./ под ред. Дорошенко В.Е. М.: Мир, 1986. 566 с.

Сведения об авторе

Рыжков В.В., к.т.н., с.н.с., ведущий научный сотрудник. Область научных интересов: рабочие процессы в ракетных двигателях малой тяги.

ON THE ISSUE OF MATHEMATICAL MODELING OF THE IGNITION PROCESS OF NON-SELF-IGNITING PROPELLANTS OF GAS-LIQUID TYPE IN SMALL THRUST ROCKET ENGINES

Ryzhkov V. V.

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

Keywords: small thrust rocket engine, non-self-igniting propellants, ignition process, mathematical modeling, ignition reliability, thermal impulse parameters, ignition delay.

A thermal model of the ignition process of a non-self-igniting propellants under conditions of a small thrust rocket engine is considered. Mathematical relations are given which make it possible to determine the main characteristics of the process: reliability, working fluid parameters in the pre-ignition period, ignition delay, etc. The thermal model of ignition is validated.