

Рис.2. Операционный эскиз

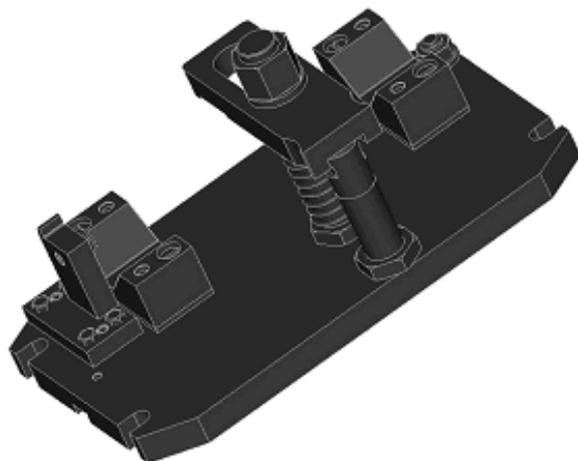


Рис.4. Прототип приспособления

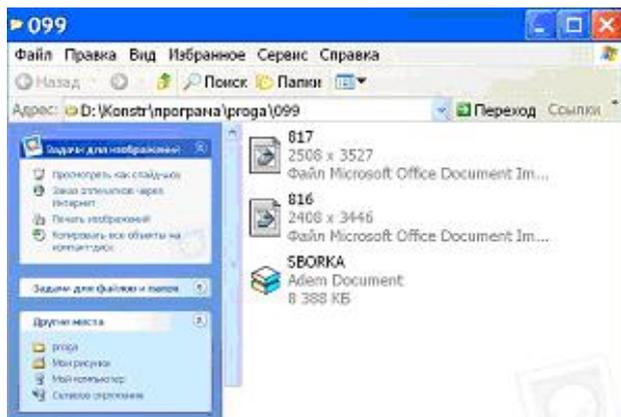


Рис. 3. Окно с файлом прототипа

Затем, открывая файл SBORKA.adm, на экран выводится электронная модель прототипа приспособления (рис. 4). В дальнейшем эту модель можно использовать для различных расчётов (на точность, прочность и других).

Постоянное наполнение базы данных и создание параметрических моделей конструкций приспособлений значительно расширяет возможности информационно - поисковой системы при проектировании технологической оснастки.

Библиографический список

1. Шулепов, А.П. Разработка информационно - поисковой системы выбора технологической оснастки в производстве ДЛА / А.П. Шулепов, Л.А. Чемпинский И.Н. Ларин // МНТК «Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Материалы докладов. Ч. 2, Самара, СГАУ, 2003. - С.96-98.

УДК 621.453

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ЖИДКОФАЗНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

Нигодюк В.Е., Сулинов А.В.

Самарский государственный аэрокосмический университет

RESEARCH OF PROCESSES OF INTERACTION IN A LIQUID PHASE SELF-IGNITING COMPONENTS OF FUEL

Nigodjuk V. E, Sulinov A.V. Results of research of kinetic aspects of transformation of liquid intermediate products are resulted at interaction in a liquid phase of self-igniting components and influences on the given process of efficiency of mixture of components in a liquid phase.

Для достижения высокой эффективности преобразования двухкомпонентного самовоспламеняющегося жидкого ракетного топлива (ЖРТ) необходимым условием является обеспечение эффективной организа-

ции жидкофазного взаимодействия компонентов [1]. В результате такого взаимодействия образуются жидкофазные и газофазные промежуточные продукты (ЖФПП и ГФПП). Преобразование ЖФПП в дальней-

шем существенно определяет эффективность процесса преобразования всего топлива.

Данная работа была посвящена изучению кинетических аспектов преобразования ЖФПП и влияния на данный процесс эффективности жидкофазного смешения компонентов.

Экспериментальное исследование было проведено на высотном огневом стенде с использованием метода проточного реактора [2]. Проточный реактор представлял собой: на входе в канал реактора для подачи компонентов топлива плоский клиновидный элемент различной геометрии и канал реактора с изменяемой длиной, выполненный в виде канала с прямоугольным поперечным сечением. Эффективность жидкофазного смешения компонентов самовоспламеняющегося ЖРТ на входе в канал реактора изменялась за счет изменения геометрии смесительного элемента. Конструкция смесителя и проточного реактора проектировалась таким образом, чтобы обеспечить разделение по поперечному сечению канала реактора потоков течения ЖФПП и ГФПП с целью изучения преобразования как жидкофазных, так и газофазных промежуточных продуктов в зависимости от времени пребывания, эффективности жидкофазного смешения компонентов и других возможных влияющих на процесс граничных условий. В частности ЖФПП подавались на плоскую стенку канала реактора и их течение происходило по стенке канала реактора.

По результатам проведенного эксперимента процесс преобразования ЖФПП можно представить следующим образом и условно разделить на две основные стадии.

На первой стадии - стадии жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющегося ЖРТ происходит жидкофазное смешение компонентов, протекание жидкофазных экзотермических реакций и образование ЖФПП и ГФПП. Температура жидкофазных продуктов в процессе протекания рассматриваемой стадии в зависимости от эффективности жидкофазного смешения компонентов и времени пребывания ЖФПП изменяется в пределах от 330 до 370 К. При этом величина температуры ЖФПП возрастает с увеличением эффективности жидкофазного смешения компонентов и времени пребыва-

ния ЖФПП в канале. На стадии жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющегося ЖРТ происходит протекание экзотермических жидкофазных реакций с интенсивным выделением ГФПП. При этом степень газификации топлива может достигать 50%. Более высокая степень газификации соответствует более высокой эффективности организации жидкофазного смешения компонентов. Например, на длине канала реактора 7,5 мм при изменении коэффициента эффективности жидкофазного смешения от 0,37 до 0,63 коэффициент полноты преобразования топлива растет с 0,07 до 0,10, а степень газификации топлива увеличивается с 0,30 до 0,44. Время протекания стадии жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющегося ЖРТ составляет около (1,5-2) мс в зависимости от эффективности жидкофазного смешения компонентов, чем выше эффективность жидкофазного смешения, тем меньше время протекания данной стадии.

Для второй стадии преобразования ЖФПП, проходящей после завершения жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющегося ЖРТ, характерно постоянство или незначительное увеличение температуры ЖФПП по длине канала. Причем для предпламенной стадии преобразования ГФПП (парогаза) процесс газификации ЖФПП практически прекращается, а для стадии горения ГФПП (после воспламенения парогаза) процесс газификации ЖФПП происходит за счет теплоподвода от высокотемпературных газофазных промежуточных продуктов. При этом на начальной стадии горения зафиксировано, что с увеличением эффективности жидкофазного смешения компонентов при равных других граничных условиях (длинах канала реактора) увеличиваются температуры газофазных промежуточных продуктов, растет коэффициент полноты преобразования топлива и величина давления парогаза. Например, на длине канала реактора 17,5 мм при изменении коэффициента эффективности жидкофазного смешения от 0,47 до 0,69 коэффициент полноты преобразования топлива растет с 0,31 до 0,52.

Кроме того, результаты исследования на второй стадии преобразования ЖФПП

подтверждают предположение о перспективности использования ЖФПП для внутреннего охлаждения стенок ЖРДМТ [1] при эффективной организации их внутрикамерного рабочего процесса.

Библиографический список

1. Дубинкин, Ю.М. Проблемы организации рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей малой тяги / Ю.М. Дубин-

кин, В.Е. Нигодюк // Известия ВУЗов. Авиационная техника, 1993, № 2. - с. 71-74.

2. Нигодюк, В.Е. Метод исследований процессов преобразования самовоспламеняющихся жидких ракетных топлив / В.Е. Нигодюк, А.В. Сулинов // - Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Материалы междунар. науч.-техн. конф. Ч. 1. Самара: СГАУ, 2006. - С. 31-32.

CRITERIA OF CHOICE FOR AN ENGINE CAPABLE OF PERFORMING A TRANSFER ORBIT AND A DE-ORBITING OF A LAUNCHER'S ORBITAL STAGE AND GASIFICATION OF THE UNSPENT PROPELLANT OF THE STAGE

Trushlyakov V.I.¹, Emanuelli M.², Tintori C.²

¹Omsk State Technical University

²Politecnico di Milano, Italy

In this paper it will be discussed the criteria of choice of a secondary engine for a launcher's orbital stage capable of performing a transfer orbit and subsequently a de-orbiting on the occasion of a space debris removal mission. It will be analyzed also the hypothesis of using the unspent fuel of the stage with and without a gasification process.

The system that it's going to be considered, it's composed initially by the orbital stage of the launcher after the release of the payload. According to the purpose of the mission, after the payload's injection in orbit, the orbital stage could be simply de-orbited or it could be used as autonomous satellite and after a proper transfer orbit, using a tethered space micro tug that grabs the space debris, the whole system would be de-orbited into the atmosphere. To accomplish this mission, the orbital stage is designed to carry an Autonomous De-Orbiting System (ADS). The choice of the proper kind of ADS is the paper's core.

Initially it will be defined the criteria that will lead the analysis among the different type of engines (liquid, solid, hybrid, gas). The engines, according to the data provided by the astrodynamics of the mission, were sized to let a well aware and criticized choice.

It will be demonstrated in the paper that the standard engines, even if they can accomplish to the mission's request, they occupy a

large amount of space and weight on the launcher. In order to reduce the mass for the de-orbiting mission, it was studied a method to use the unspent liquid propellant of the rocket stages with a gas engine. Because of at the end of the launcher's mission, it remains usually in the tanks about the 3% of the initial propellant mass, the study was focused in exploiting this remaining resource using the residual propellant's evaporation to accomplish the maneuvers requested and in obtaining a sufficient thrust that permit a faster re-entry. This process, called gasification, can be used for different launchers, different rocket's stages of rockets and different maneuvers such as:

- Orbital transfer maneuver.
- De-orbiting.
- Safe re-entry of the 1st stage.

The gasification is performed by a system that introduces in tanks the warm gases, with temperature in a range of 800K - 1400K. The evaporation of the residual propellant is obtained by the heat exchange between the hot gases injected in the tanks and the liquid propellant. A pressure relief valve is installed in the tank to let the gas go out when the pressure reach the maximum level. It will be shown a method to find out the energy needed in the gasification and the time spent for completing the process.