

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Богач М.В.

Опытное конструкторское бюро «Факел», г. Калининград

maxbogah@mail.ru

Ключевые слова: камера сгорания, энергопотребление, малые космические аппараты

В последние десятилетия наблюдается рост интереса к малым космическим аппаратам: CubeSat, микроспутники, наноспутники становятся важной частью как научных, так и коммерческих миссий. Их преимущества — низкая стоимость, быстрота разработки, возможность массового запуска и применения в составе орбитальных группировок. Однако компактность таких аппаратов накладывает жесткие требования к массогабаритным и энергетическим характеристикам всех их подсистем, включая двигательные установки.

Для обеспечения этих требований все больше внимания уделяется термокаталитическим жидкостным ракетным двигателям малой тяги (ЖРД МТ) как перспективным решениям для задач ориентации и стабилизации космических аппаратов (КА).

Основой термокаталитического ЖРД МТ является разложение монотоплива — жидкого топлива, способного выделять энергию при взаимодействии с катализатором. Наиболее известные примеры — гидразин (N_2H_4), перекись водорода (H_2O_2), а также более современные составы типа AF-M315E и LMP-103S. Ключевое преимущество — отсутствие необходимости в системе зажигания: запуск двигателя происходит при контакте топлива с катализатором.

Для малых КА термокаталитические ЖРД МТ обеспечивают ряд критически важных характеристик:

- Минимальное количество компонентов;
- Легко встраиваются в существующие архитектуры CubeSat и микро КА;
- Отсутствие сложных механических частей и воспламенителей снижает вероятность отказа;
- Удельный импульс тяги в диапазоне 180–260 секунд;
- Возможность применения для высокоточного позиционирования и ориентации.

Несмотря на очевидные плюсы, использование термокаталитических ЖРД МТ сопряжено с рядом трудностей. Топливо, обеспечивающее высокий удельный импульс, например, гидразин, токсично и требует сложных процедур хранения и обращения. При этом стоит отметить, что на данный момент разрабатываются альтернативы — «зеленые» топлива, позволяющие обеспечить требуемые характеристики при упрощении процессов эксплуатации.

Также возникают сложности в части обеспечения стартовых температур для запуска двигателей. Обычно разогрев камеры двигателя обеспечивается электрическим нагревателем. Но при этом на малых аппаратах как правило небольшие запасы электрической мощности, направленной в основном для питания полезной нагрузки [1]. В виду этого требуется эффективный метод оптимизации процесса разогрева до стартовой температуры.

Одним из таких решений является применение термокаталитических жидкостных реактивных двигателей с предкамерой [2]. Она используется для предварительного разогрева основной камеры двигателя до стартовой температуры. Это позволяет устранить необходимость электрического нагревателя, что существенно снижает затраты электрической мощности, до минимума — только на включение управляющего клапана предкамеры или камеры.

Существуют ограничения по ресурсу двигателей. Катализаторы, на основе иридия или платина на носителях, подвержены деградации при многократных тепловых циклах, особенно при частых включениях двигателя.

Термокаталитические ЖРД МТ на «зеленом» топливе с максимальным снижением энергозатрат представляют собой перспективное решение для двигательных систем малых аппаратов.

Список литературы

1. Patel M. R., Beik O. Spacecraft power systems. – CRC press, 2023.
2. Stechman, C., Woll, P., Fuller, R., & Collete, A. A high-performance liquid rocket engine for satellite main propulsion. In 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (p. 3161), 2000.

Сведения об авторе

Богач Максим Викторович, инженер-конструктор, инженер-конструктор, ОКБ «Факел», аспирант, БФУ им. И. Канта, Калининград.
E-mail: maxbogah@mail.ru

PROSPECTS FOR THE USE OF LOW-THRUST LIQUID ENGINES FOR SMALL SPACECRAFT

Bogach M.V.

EDB Fakel, Kaliningrad, Russia

maxbogah@mail.ru

Keywords: combustion chamber, energy consumption, small spacecraft

The features of the application of thermocatalytic liquid-propellant rocket engines for small spacecraft are considered. Special attention is paid to the problem of energy supply for starting the engine and the possibility of reducing electrical energy consumption by using a pre-chamber to preheat the combustion chamber.