

## СОЗДАНИЕ ЖИДКОСТНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ SLM

Балякин А. В., Смелов В. Г., Туманов А. А.

Самарский университет, г. Самара, alexandertumanov01@mail.ru

*Ключевые слова:* ракетный двигатель, аддитивные технологии, расчёт, сборочные операции, испытания.

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются не менее сложными в проектировании и изготовлении, чем маршевые ракетные двигатели. Основной задачей ЖРДМТ является эффективное управление космическим аппаратом (КА) в космическом пространстве: стабилизация положения КА, развороты КА, корректировка скорости и траектории полёта КА. Ракетные двигатели малой тяги имеют свои конструктивные особенности, обусловленные размерами и особенностью работы в космосе. ЖРДМТ должны надёжно работать как в непрерывном, так и в импульсном режимах. Малые размеры исключают возможность использования в ЖРДМТ наружного регенеративного охлаждения стенок камеры одним из компонентов. Также, из-за малого размера смесительной головки двигателя, не представляется возможным использовать большое количество форсунок с очень малым расходом компонентов топлива, что приводит к ухудшению экономичности рабочего процесса в камере сгорания [1].

Быстро развивающаяся технология 3D-печати заставляет по-новому взглянуть на процесс проектирования и изготовления деталей в различных областях производства. 3D-печать позволяет получать объекты с более сложной геометрией; значительно снизить время, необходимое на разработку опытного образца.

В ходе работы были произведены расчёты сопла (сопло Лавалья), созданы САД-модели двигателя на основе образца ЖРДМТ. В дальнейшем был проведён структурный анализ двигателя, после чего был разработан вариант исполнения двигателя с учётом возможностей аддитивных технологий. Конструкция оптимизированного варианта двигателя изображена на рис. 1.

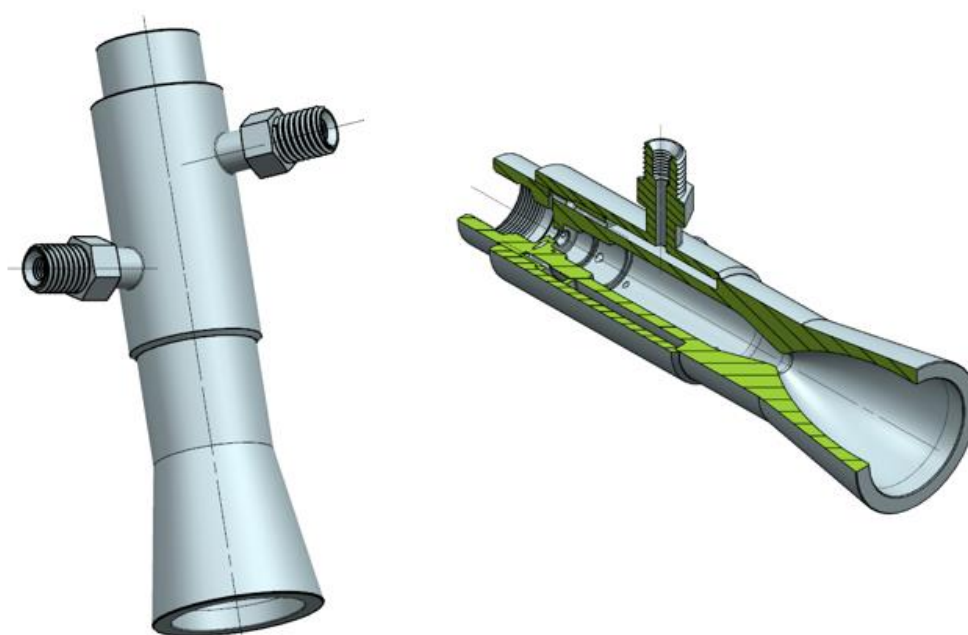


Рис. 1 – Конструкция оптимизированного варианта двигателя

Изготовление деталей ЖРДМТ проводилось на SLM (Selective Laser Melting) установке.

Применение аддитивных технологий позволяет:

- уменьшить количество изготавливаемых деталей;
- уменьшить количество сборочных операций;
- ускорить процесс изготовления и испытания образцов;
- использовать более сложную конструкцию смесительной головки.

В процессе изготовления образцов были рассмотрены особенности проектирования 3D-моделей для «выращивания» на установке, а именно изменение геометрии тангенциальных каналов смесительной головки с целью отказа применения материала поддержки в процессе «выращивания» деталей. Данные каналы необходимы для подачи и смешения компонентов топлива в камере сгорания (КС) двигателя. В дальнейшем планируется провести гидродинамические испытания, необходимые для определения расходных характеристик, прочностных характеристик и определения герметичности узлов. Главной целью проведения испытаний является изучение влияния изменения геометрии каналов на смесеобразование в КС.

### Список литературы

1. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учебное пособие / В.С. Егорычев, А.В. Сулинов. Самара: Изд-во СГАУ, 2014. 128 с.: ил.

2. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Пермь: ОАО «Авиадвигатель». 2006. 398 с.

### Сведения об авторах

Балякин Андрей Владимирович, старший преподаватель кафедры технологий производства двигателей. Область научных интересов: аддитивные технологии в производстве изделий аэрокосмической техники.

Смелов Виталий Геннадиевич, доцент кафедры технологий производства двигателей. Область научных интересов: аддитивные технологии в производстве изделий аэрокосмической техники.

Туманов Александр Алексеевич, студент группы 2205-240502D института двигателей и энергетических установок.

## CREATION OF A LIQUID LOW-THRUST JET ENGINE USING SLM TECHNOLOGY

Balyakin A.V., Smelov V.G., Tumanov A.A.  
Samara University, Samara, alexandertumanov01@mail.ru

*Keywords: rocket engine, additive technologies, design, assembly operations, testing.*

In the course of the work, the design of the nozzle were made, CAD models of the engine were created, created on the basis of a sample of a liquid-propellant rocket engine. Subsequently, a structural analysis of the engine was carried out, after which the engine was developed taking into account the possibilities of additive technologies.