

О ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ АСПЕКТАХ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НАНОСПУТНИКОВ НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Максимов А.Д., Шустов С.А.

Самарский университет, г. Самара, asddsa2014@mail.ru

Ключевые слова: наноспутник, двигательная установка, РДМТ, тяга, удельный импульс тяги, суммарный импульс.

Излагается методика определения проектного облика двигательной установки (ДУ) для ориентации и стабилизации наноспутника (НС), наилучшим образом соответствующего энергетическим требованиям с учетом заданных ограничений. Применительно к ДУ НС основным обычно является ограничение по габаритам, поскольку типичным является требование размещения ДУ НС в объеме одного юнита (10x10x10 см) [1]. При этом необходимо обеспечить максимальную величину суммарного импульса. Предлагаемая методика включает излагаемые ниже этапы.

1. Выбор вариантов рабочего тела (одно или двухкомпонентное топливо, вода или водно-спиртовая смесь, сжиженный газ, газообразное рабочее тело и т.д.) и соответствующей пневмогидравлической схемы (ПГС) ДУ НС. Один из возможных вариантов ПГС ДУ НС для рабочего тела в виде воды показан на рисунке 1 [2].

В эту ДУ НС входят четыре ракетных двигателя малой тяги (РДМТ) ориентации (RCS Thruster) тягой 2 мН и два РДМТ стабилизации (Delta-V Thruster) тягой 4 мН. Рабочим телом для этих двигателей являются пары воды.

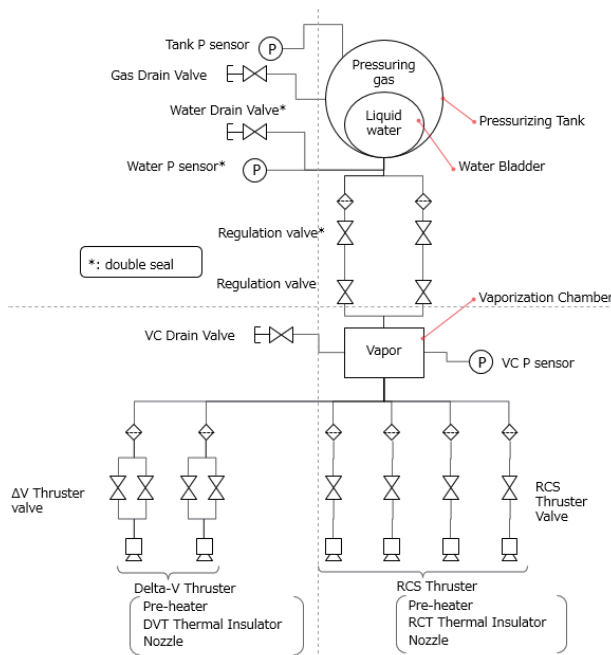


Рисунок 1 – Пневмогидравлическая схема ДУ
QUARIUS

2. Для выбранных вариантов ПГС ДУ НС формируется геометрическая 3D-модель с учетом габаритных ограничений, требований максимально-плотной компоновки, а также с учетом технологических возможностей как изготовления конструктивных элементов ДУ НС, так и их сборки. Пример 3D-модели ДУ НС показан на рисунке 2 [3].

3. Полученная 3D-модель ДУ НС используется для определения массы входящих в ДУ НС конструктивных элементов, а также располагаемого объема баков для хранения рабочего тела и массы рабочего тела.

4. На основе термогазодинамического расчета определяется

теоретический контур камер РДМТ, обеспечивающий предельно-достижимую величину удельного импульса.

5. Используя располагаемую массу рабочего тела и предельно-достижимую величину удельного импульса, определяется предельно-достижимая величина суммарного импульса I_{Σ} для рассматриваемого варианта ДУ НС.

6. Для дальнейшего более детального проектирования выбирается тот вариант ДУ НС, который при заданных габаритных ограничениях имеет наибольшую величину суммарного импульса тяги.

Излагаются особенности термогазодинамического расчета РДМТ для ориентации наноспутников, связанные с их малой тягой, которая в зависимости от требования к точности ориентации, высоты орбиты и ряда других факторов находится в диапазоне от 1 мН до 30 мН. Этому диапазону тяг соответствуют числа Рейнольдса порядка 10^2 (в качестве характерных приняты параметры в минимальном сечении) при которых на параметры течения весьма существенную роль играет вязкость в сочетании со скольжением скорости на стенке, что значительно затрудняет проведение термогазодинамического расчета с требуемой точностью. В связи с этим приводятся результаты валидации используемого термогазодинамического расчета РДМТ.

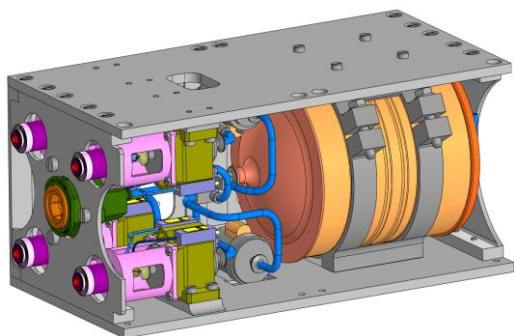


Рисунок 2 - 3D-модель варианта ДУ НС на начальном этапе проектирования

На основе 3D-модели НС (рис. 2) анализируются проектно-конструкторские и технологические аспекты создания ДУ НС, связанные с малыми геометрическими размерами ключевых конструктивных элементов. Так, диаметр минимального сечения сопел РДМТ тягой нескольких мН имеет величину порядка 0.1 мм, а длина сопла равна нескольким мм. В связи с этим при изготовлении подобных конструктивных элементов ДУ НС возникает необходимость использования технологий микроэлектромеханических систем (МЭМС) и аддитивных технологий.

Список литературы

1. Bruce Yost, Sasha Weston. (2022). State-of-the-Art Small Spacecraft Technology 2021. NASA Technical Memorandum.
2. Jun Asakawa, Hiroyuki Koizumi, Keita Nishii, Naoki Takeda, Masaya Murohara, Ryu Funase, Kimiya Komurasaki, "Fundamental Ground Experiment of a Water Resistojet Propulsion System: AQUARIUS Installed on a 6U CubeSat: EQUULEUS," Transactions of the Japan Society for Astronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Volume 16, Issue 5, PP: 427-431.
3. Максимов А.Д., Чубенко Т.А. Модель двигательной установки системы управления малым космическим аппаратом // Общероссийский научно-технический журнал «ПОЛЕТ». 2021. № 1. С. 38-50.

Сведения об авторах

Максимов Александр Дмитриевич, аспирант. Область научных интересов: двигательные установки МКА и наноспутников.

Шустов Станислав Алексеевич д.т.н, доцент, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В.П. Лукачева. Область научных интересов: термогазодинамика ракетных двигателей.

ABOUT DESIGN AND TECHNOLOGICAL ASPECTS OF THE DEVELOPMENT OF PROPULSION UNIT OF NANO-SATELLITES AT THE INITIAL DESIGN STAGE

Maximov A.D., Shustov S.T.

Samara National Research University, Samara, Russia, asdds2014@mail.ru

Keywords: nanosatellite, propulsion unit, REST, thrust, specific impulse, total impulse.

The article presents a technique for determining the design image of a propulsion unit for orientation and stabilization of a nanosatellite.