

УДК 629.78

Первичная оценка создания двигательной установки с возможностью использования остаточной атмосферы в качестве топлива

Федянин Виктор Викторович^(*)

vvfedyanin@omgtu.ru

Шалай Виктор Владимирович

shalay@omgtu.ru

Омский государственный технический университет, Омск, Россия

Аннотация. В работе проведен анализ возможности создания двигательной установки для поддержания орбиты платформы. Построена математическая модель, позволяющая рассчитать тягу двигателя, силу сопротивления атмосферы и необходимую электрическую мощность. Для анализа и учета нелинейных зависимостей выполнено моделирование в программном обеспечении. Результаты моделирования позволили получить параметры двигателя, определить его оптимальную тягу, массовый расход и проверить систему управления в режиме стабилизации высоты.

Ключевые слова: двигательная установка, остаточная атмосфера, сверхнизкая орбита, ионный двигатель, плазменный двигатель

Введение. Одной из ключевых причин повышенного интереса является необходимость создания нового поколения космических аппаратов. Атмосферные спутники, которые предназначены для продолжительных полетов на высотах от 20 км [1]. Механика полета и управление летательным аппаратом на больших высотах приведена в [2]. Экспериментальный спутник работал на сверхнизкой орбите [3].

Возрастает актуальность использования остаточной атмосферы в качестве топлива. Разработка космических аппаратов, которые используют сверхнизкие орбиты, является перспективным направлением.

Материалы и методы; результаты. Поскольку платформа движется с высокой скоростью, частицы газа будут захватываться коллектором. Концентрацию частиц можно определить по выражению

$$n_{\text{кол}} = \frac{n_0 v_0}{\sqrt{\frac{3k_B T}{m}}}. \quad (1)$$

Проведем имитационное моделирование коллектора в процессе сбора частиц, получим распределение давления газа (рис. 1).

В процессе моделирования поток газа двигался, в то время как коллектор оставался неподвижным. Массовый расход газа на выходе можно переопределить с помощью выражения

$$\dot{m} = n_{\text{кол}} m S_{\text{вых}} v_{\text{вых}}. \quad (2)$$

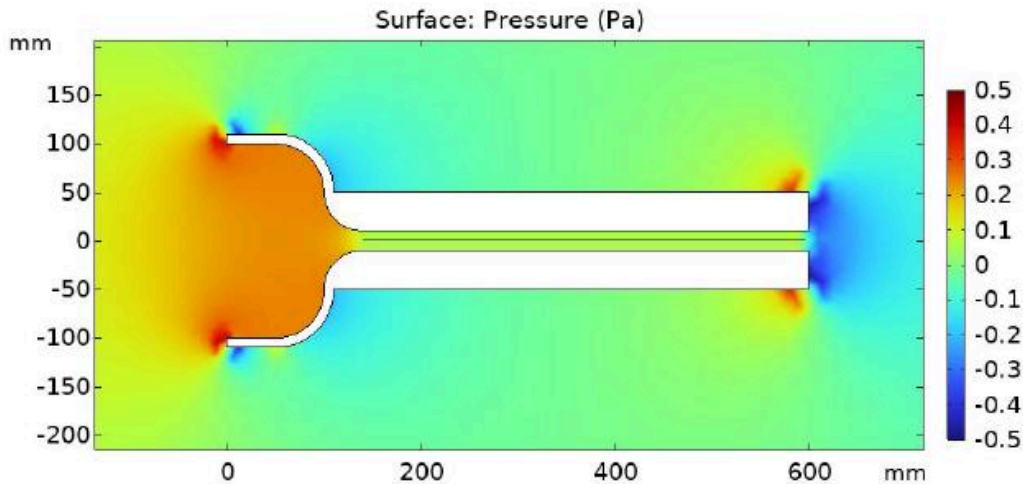


Рис. 1. Давление внутри коллектора

Рассчитаем величину тяги для случая дополнительного ускорения частиц электрическим двигателем.

Скорость выхода ионизированных частиц

$$v_{\text{вых}} = \sqrt{\frac{2q_i U}{m_i}}. \quad (3)$$

Все частицы ионизированы и ускорены, тогда результирующая тяга двигателя составит

$$F_{\text{двиг}} = \dot{m} v_{\text{вых}}, \quad (4)$$

а сила сопротивления атмосферы будет равна

$$F_{\text{соп.атм}} = \frac{n_0 m_i v_{\text{вых}}^2 C_d S_{\text{плат}}}{2}. \quad (5)$$

При условии максимальной эффективности ионизации тяга, создаваемая электрическим двигателем, превышает силу сопротивления. Результаты расчета приведены в таблице.

$F_{\text{двиг}}, \text{ мН}$	$F_{\text{соп.атм}}, \text{ мкН}$	$n_{\text{колл}}, \text{ м}^{-3}$	$\dot{m}, \text{ кг/с}$	$U, \text{ В}$	$m_i, \text{ кг}$
1,271	167	$1,26 \cdot 10^{16}$	$1,56 \cdot 10^{-8}$	1000	$4,81 \cdot 10^{-26}$

Стоит отметить, что остаточная атмосфера на этой высоте может не только создавать сопротивление, но и обеспечивать возможность получения подъемной силы.

Проведем моделирование в программном обеспечении. Поддержания высоты выполним с помощью системы управления на ПИД-регуляторе.

Величина управляющего воздействия будет определяться как

$$A(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t) + K_D \frac{de(t)}{dt}. \quad (6)$$

Если управляющее воздействие имеет положительное значение, то включается двигатель и корректирует орбиту от целевой полуоси (рис. 2).

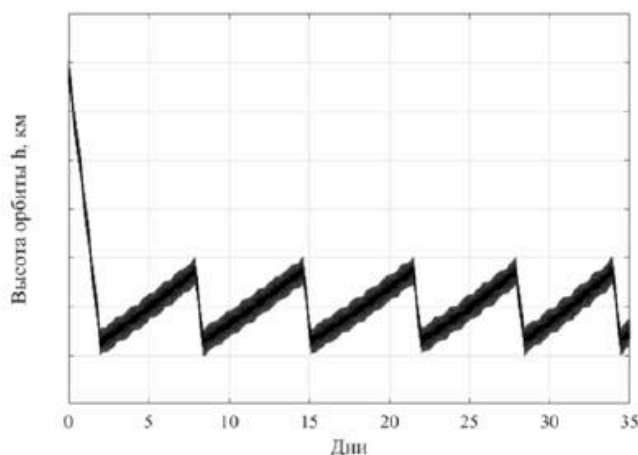


Рис. 2. Стабилизация платформы

Электрический двигатель работал в импульсном режиме. Амплитудное значение массового расхода газа составило $\dot{m} = 1,0 \cdot 10^{-8}$ кг/с. Проинтегрируем функции тяги и массового расхода для получения среднего значения

$$\bar{f} = \frac{1}{b-a} \int_a^b f(x) dx, \quad (7)$$

где a и b — начальный и конечный моменты времени, между которыми вычисляется среднее значение функции. Среднее значение массового расхода составило $\dot{m} = 5,93 \cdot 10^{-9}$ кг/с, а тяги двигателя $F_{\text{двиг}} = 232$ мкН.

Заключение. Проведенное в работе исследование показывает возможность создания двигательной установки, работающей на сверхнизкой орбите и использующей в качестве топлива остаточную атмосферу.

Список источников

- [1] Вытовтов А. В., Калач А. В., Разиньков С. Ю. Современные беспилотные летательные аппараты. *Вестник БГТУ имени В.Г. Шухова*, 2015, № 4, с. 70–74.
- [2] Köthe A. *Flight Mechanics and Flight Control for a Multibody Aircraft*. Doc. Thesis. Berlin, Germany, Technische Universität Berlin, 2019. <https://doi.org/10.14279/depositonce-7555>
- [3] Соболев И.А. Проектный облик сверхнизкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, № 4 (148). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2024-4-2351>