

ХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ЗАБОРТНОМ ВОЗДУХЕ ДЛЯ СПУТНИКОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

*Д.В. Духопельников, С.Г. Ивахненко,
В.А. Рязанов, С.О. Шилов,
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана),
г. Москва*

В современной космонавтике растет интерес к использованию спутников, находящихся на низкой околоземной орбите (НОО) для дистанционного зондирования Земли. На сегодняшний день спутники на НОО составляют около 75 % от всех космических аппаратов (КА). Длительное нахождение КА на орбитах от 150 до 250 км требует постоянной работы двигательной установки для компенсации торможения в остаточной атмосфере Земли. Поэтому основным фактором, определяющим ресурс подобного КА, будет запас рабочего тела двигателя. Для электроракетного двигателя решить этот вопрос можно используя в качестве рабочего тела забортный воздух. В работе рассматривается возможность применения в качестве двигателя КА на НОО холловский двигатель, работающий на смеси азота и кислорода.

Принципиальная схема двигателя на забортном воздухе представлена на рис. 1.

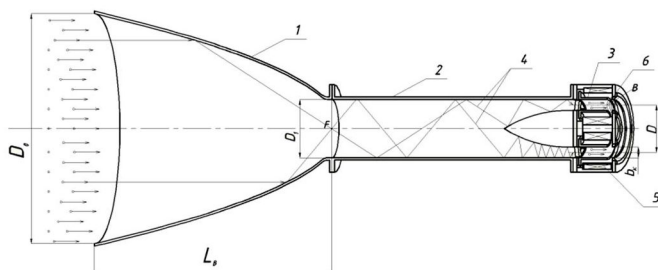


Рис. 1. Принципиальная схема двигательной установки на забортном воздухе: 1 – конфузор, 2 – воздушный канал; 3 – анод; 4 – траектории движения частиц; 5 – магнитная система, 6 – ускорительный канал.

Забортный воздух не является типичным веществом для холловского двигателя. Поэтому для дальнейшего проектирования необходимо для всего возможного диапазона высот определить базовые характеристики двигателя, такие как: средний диаметр канала, напряжение зажигания и т. д. В свою очередь для определения диапазона возможных высот необходимо ввести ряд ограничений:

1. Недостаточный расход рабочего тела через ускорительный канал.
2. Избыточный расход газа через канал.
3. Возможности бортовой системы электропитания.
4. Габариты космического аппарата.

Будем считать, что в разряде действует механизм диффузии электронов к аноду за счет упругого рассеяния на нейтральных частицах плазмообразующего газа, а ионизация нейтральных частиц происходит из основного состояния электронным ударом.

Исходя из экспериментальных данных и принимая во внимание, точно в воздухозаборнике и воздушном канале будут происходить сжатие и термализация смеси, примем долю кислорода a_{O_2} в смеси равной $1/3$, а азота – $a_{N_2}=2/3$. Зависимости сечений ионизации и упругого рассеяния для электронных столкновений с молекулами кислорода и азота определим по данным. Объемные скорости столкновений электронов Σ_{ea} и ионизации Σ_i рассчитаем согласно.

Для установленного значения вероятности ионизации $P=0,5$ частицы при пролете через анодный слой находим минимальную плотность тока нейтральных частиц j_{amin} :

$$j_{amin} = 1,6 \cdot 10^{-7} \frac{B}{A} \sqrt{\frac{T_a}{\Sigma_{ea} \Sigma_i}}, \quad (1)$$

где T_a – температура газа K , $A=29$ а.е.м. – средняя атомная масса воздуха, B – величина индукции магнитного поля, Тл.

Максимальная плотность потока j_{amax} , при которой перестает выполняться ограничение 2:

$$j_{a\max} = 4 \cdot 10^{-6} \frac{B}{\beta_{\min} \Sigma_{ea}} \sqrt{\frac{T_a}{A}}, \quad (2)$$

где β_{\min} – минимальное значение параметра Холла, необходимое для эффективной работы двигателя.

Были показаны зависимости силы тяги, ускоряющего напряжения и подводимой к двигателю мощности от высоты орбиты, при условии обеспечения необходимой силы тяги для поддержания КА на заданной орбите. Воспользовавшись этими зависимостями, определим средний диаметр канала D для заданной высоты орбиты h как:

$$D(h) = \sqrt{\frac{ep_{Air}(h) V_{КА}(h) S_0}{kT_{Air}(h) j_{amin} \pi \delta}}, \quad (3)$$

где S_0 – входная площадь конфузора, m^2 , $e=1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл – заряд электрона, $k=1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана, $p_{Air}(h)$ и $T_{Air}(h)$ – давление и температура воздуха на высоте орбиты h , $V_{КА}(h)$ – скорость КА, $\delta = 0,15-0,2$ – отношение ширины канала к среднему диаметру.

Степень сжатия воздушного потока в конфузоре, необходимая на заданной высоте для создания необходимого потока частиц равна:

$$\alpha_K(h) = \left(\frac{D_0}{D_1(h)} \right)^2 = \left(\frac{D_0}{D(h)(1+\delta)} \right)^2. \quad (4)$$

При этом длина параболического воздухозаборника может быть вычислена по формуле:

$$L_B(h) = \frac{D_1(h)}{2} (\alpha_K(h) - 1) \approx D(h) \frac{\alpha_K(h)}{2} \quad (5)$$

Габаритные размеры конфузора ограничены размерами головного обтекателя и с учетом существующих возможностей не могут превышать 3 – 3,5 м, а создание двигателя со средним диаметром канала меньше 40 мм связано с конструктивными и технологическими слож-

ностями (размерами изоляторов, разъемов и т. д.). С учетом указанных ограничений максимальные степени сжатия, которые могут быть конструктивно обеспечены, составляют около 100.

Выводы

Показано, что использование холловского двигателя с анодным слоем на забортном воздухе возможно на высотах от 200 до 300 км. При этом требуемая потребляемая мощность двигательной установки будет составлять от 400 до 2000 Вт в указанном диапазоне высот при площадях поперечного сечения КА от 1 до 3 м². Минимальные ускоряющие напряжения для поддержания КА на заданной орбите составляют от 150 до 250 В. Характерные значения диаметра канала двигателя лежат в диапазоне от 60 до 120 мм. Требуемые степени сжатия в конфузоре составляют от 20 до 70 в зависимости от высоты орбиты.

Финансовая поддержка

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 16-38-00776\16 от 25.02.2016 г.

МАГНИТНО-ГИРОСКОПИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ МАЛОГО КА

*С.Г. Макеич, Л.И. Нехамкин, В.С. Рябиков,
АО «ВНИИЭМ», г. Истра*

Для осуществления непрерывного оперативного мониторинга радиационных условий в околоземном космическом пространстве необходимо иметь группировку МКА (100 кг), находящихся на круговых орбитах разной высоты.

Для реализации проекта для всех космических аппаратов группировки требуется создать универсальную, сравнительно недорогую, простую в изготовлении и эксплуатации систему ориентации, способную работать в большом диапазоне высот (300...8000 км) и наклонный орбит (45...135°).

К системе ориентации предъявляются следующие основные требования:

- поддержание трехосной ориентации МКА в орбитальной системе координат (ОСК) в течение всего полета (а также начальное успокоение и приведение в ОСК из любого положения);
- небольшая масса (< 20 кг) и энергопотребление (< 25 Вт);