Наука и Образование
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Сетевое научное издание
ISSN 1994-0408

Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана.
Электрон. журн. 2016. № 12. С. 57–71.

DOI: **10.7463/1216.0852758**

Представлена в редакцию: 16.11.2016
Исправлена: 30.11.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 621.455.4

О возможности использования холловского двигателя на забортном воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите

Духопельников Д. В.[1], Ивахненко С. Г.[1,*], Рязанов В. А.[1], Шилов С. О.[1]

*ivakhnenko@bmstu.ru

[1]МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

В работе рассмотрены вопросы использования холловского двигателя на забортном воздухе для поддержания низколетящего космического аппарата на рабочей высоте орбиты. Предложена схема двигательной установки, включающая конфузор для захвата нейтральных частиц, воздушный канал и двигатель. Сформулированы физические и конструктивные ограничения, накладываемые на использование забортного газа в качестве рабочего вещества двигателя. Получены зависимости, позволяющие рассчитать основные проектные параметры двигательной установки, в том числе средний диаметр канала, степень сжатия конфузора, критическое напряжение разряда и т.д. Рассчитан диапазон высот, на которых возможно удержание при использовании доступных бортовых мощностях для типовых размеров космических аппаратов.

Ключевые слова: холловский двигатель, низкая околоземная орбита, сопротивление воздуха, тяга, конфузор, поддержание орбиты

Введение

Низкоорбитальные космические аппараты (КА) составляют около 75 % от всех действующих аппаратов. На сентябрь 2016 года на орбитах с периодом обращения менее 127 минут находилось более 830 КА, принадлежащих 52 странам [1]. Это аппараты гражданского и военного назначения для дистанционного зондирования, слежения за погодой, связи и многих других целей.

Длительное поддержание космического аппарата (КА) на низкой околоземной орбите (НОО) требует большого запаса рабочего вещества для двигательной установки (ДУ). Без регулярной работы двигателя космический аппарат будет терять высоту, вследствие его торможения в остаточной атмосфере Земли, пока не сгорит в плотных слоях атмосферы.

Кардинальным решением проблемы длительного поддержания КА на НОО является использование забортного воздуха в качестве рабочего вещества для электроракетного двигателя, корректирующего орбиту [2-6]. В таком случае можно отказаться от запаса рабочего вещества на борту КА, а длительность поддержания аппарата на орбите будет определяться ресурсом двигательной установки.

В качестве двигателя для ДУ рассматриваются различные типы электростатических двигателей, в том числе двигатели Кауфмана, радиочастотные ионные двигатели, а также холловские двигатели [6].

Забортный воздух является нетипичным рабочим веществом для холловского двигателя (традиционно используется инертный газ ксенон), а значит, параметры такого двигателя будут отличаться от характеристик существующих серийных моделей. Поэтому для проектирования двигательных установок на забортном воздухе необходимо для всего диапазона возможных высот определить базовые проектные характеристики, такие как средний диаметр, напряжение разряда и т.д.

Схема двигательной установки

Принципиальная схема двигательной установки на забортном воздухе представлена на рисунке 1. Воздух остаточной атмосферы набегает на конфузор 1, который должен обеспечивать эффективный захват частиц остаточной атмосферы, сжатие и подачу в двигатель. Он может быть выполнен в форме цилиндра, конуса и т.д. [5]. В данной работе рассматривается конфузор в форме однополостного параболоида. Это обеспечивает переотражение частиц при ударе о стенку в фокус параболы и дальнейшее их перемещение в воздушный канал 2, непосредственно соединенный с ускорительным каналом двигателя. Степень сжатия α_K конфузора определяется отношением площади входного S_0 и выходного S_1 сечений конфузора:

$$\alpha_K = \frac{S_0}{S_1} = \left(\frac{D_0}{D_1}\right)^2, \qquad (1)$$

где D_0 – диаметр входного сечения, D_1 - диаметр выходного сечения.

Воздушный канал двигательной установки обеспечивает торможение воздушного потока до скоростей, соответствующих тепловому движению частиц в приближении максвелловского распределения. При этом температура газа T_a, K будет определяться температурой стенок канала и анода-газораспределителя 3, а скорость движения частиц в ускорительном канале двигателя будет равна:

$$V_a = \left(\frac{8kT_a}{\pi m_p A}\right)^{\frac{1}{2}}, \qquad (2)$$

где m_p=1,67·10^{-27} кг – масса протона, A=29 а.е.м. – средняя атомная масса воздуха, k=1,38·10^{-23} Дж/К – постоянная Больцмана.

Величина T_a будет зависеть от плотности потока частиц, геометрических параметров конфузора и воздушного канала, тепловых потоков из ускорительного канала, конфигурации системы терморегулирования КА и других факторов. Для оценочных расчетов примем температуру анода равной 600 К.

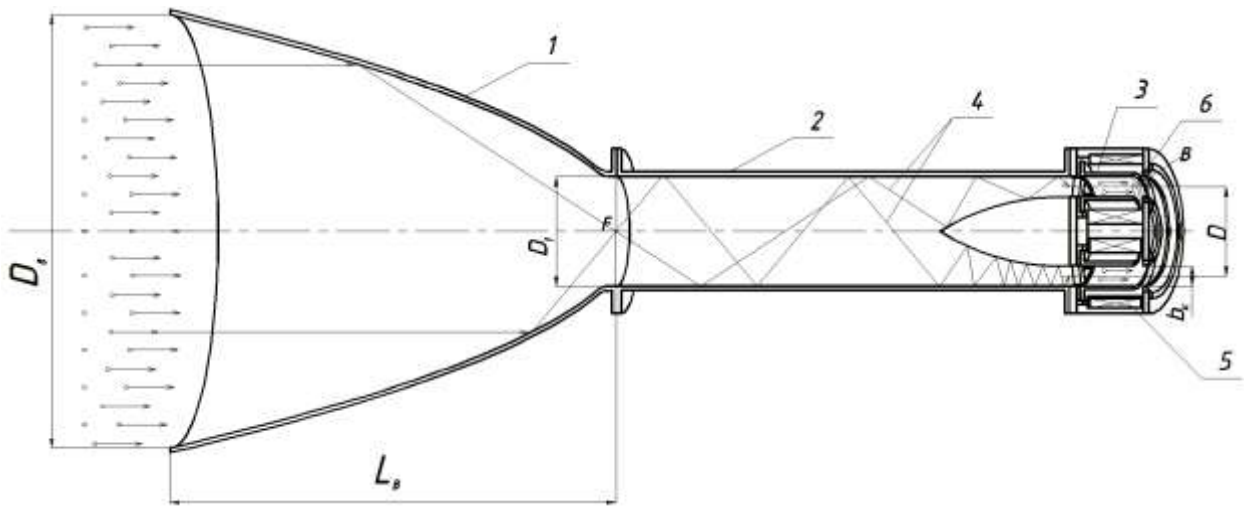

Рисунок 1. Принципиальная схема двигательной установки на забортном воздухе: 1 – конфузор, 2 – воздушный канал; 3 – анод; 4 – траектории движения частиц; 5 – магнитная система, 6 – ускорительный канал.

Магнитная система двигателя 5 создает в ускорительном канале 6 радиальное магнитное поле величиной B, Тл. Нейтральные частицы, поступающие из воздушного канала, ионизируются в канале 6 двигателя и ускоряются электрическим полем.

Для проектирования КА с двигательной установкой на забортном воздухе необходимо определить диапазон высот орбит, на которых возможно ее использование было бы эффективно. Для этого сформулируем ограничения, которые будут определяться конструктивными возможностями КА и физическими особенностями двигателей холловского типа.

Ограничение 1. Недостаток расхода через ускорительный канал.

При малых потоках воздуха через двигатель концентрация нейтральных частиц в двигателе будет слишком мала для эффективной ионизации, что скажется на тяговых характеристиках. Величина предельного значения потока определяется значением магнитного поля и температурой нейтрального газа. В качестве критерия выберем вероятность P ионизации нейтральной частицы, прошедшей через анодный слой, равную 50 % [7, 8].

Ограничение 2. Избыток расхода через ускорительный канал.

Для работы двигателя требуется выполнение следующего условия [7]:

$$\beta_e = \omega_e \tau_e \square \quad , \qquad (3)$$

где β_e – параметр Холла для электронов, ω_e – циклотронная частота для электронов, $с^{-1}$, τ_e – время между столкновениями электрона, с. Величина τ_e обратно пропорциональна

концентрации нейтральных частиц. Увеличение концентрации нейтральных частиц приводит к снижению параметра β_e. Минимальное значение параметра Холла β_{min} , необходимого для эффективной работы двигателя по разным оценкам лежит в диапазоне от 50 до 100 [7, 8, 9]. На параметр Холла так же, как и в первом случае, оказывают существенное влияние величина индукции магнитного поля и температура нейтрального газа.

Ограничение 3. Возможности бортовой системы электропитания.

Доступная электрическая мощность на борту КА определяется площадью солнечных батарей. На современном этапе развития мощность, вырабатываемая батареями, составляет 120–160 Вт с каждого квадратного метра для кремниевых фотопреобразователей и 200–300 Вт для арсенид-галлиевых. Поэтому для получения мощности в 1 кВт потребуется от 4 до 7 м^2 площади солнечных батарей, для 2 кВт – вдвое больше. Увеличение площади СБ приведет к увеличению силы сопротивления воздуха, действующей на аппарат. Необходимая для создания тяги мощность будет определяться параметрами КА и высотой орбиты.

Ограничение 4. Габариты космического аппарата.

Габариты космического аппарата ограничены размерами головного обтекателя (ГО) ракеты-носителя (РН), который выводит аппарат на НОО. Наибольшим размером ГО из активно использующихся на сегодняшний день ракет-носителей российского производства обладает РН «Протон-М»: диаметр – 5,1 м, длина – 16,371 м [10]. ГО РН «Союз-2», предназначенной для выведения КА на НОО в разных модификациях имеет диаметр от 3,7 до 4,1 м и длину от 7,7 до 11,4 м [11]. Таким образом, предельные габаритные размеры КА на НОО составляют 3-4 м в диаметре и 8-10 м по длине. Ограничение размеров повлияет на возможные степени сжатия, создаваемые в конфузоре, что лимитирует плотность потока нейтральных частиц из атмосферы в двигатель.

Расчет параметров двигателя

Основной задачей при оценке параметров двигателя является расчет параметров ионизации и столкновений для воздушной плазмы в скрещенных электрическом и магнитном полях. 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 электронным ударом из основного состояния.

По данным [12–14] на высотах 150–250 км азот присутствует в основном в молекулярном виде, а кислород – в атомарном. При этом их концентрации примерно равны (до высоты в 200 км преобладает азот, выше - кислород) и составляют от 10^{15} до 10^{17} м$^{-3}$ в указанном диапазоне высот. Концентрация молекулярного кислорода на порядок меньше, а наличием прочих компонентов, таких как гелий, атомарный азот, аргон, водород можно пренебречь (их концентрация варьируется в диапазоне от 10^{11} до 10^{14} м$^{-3}$). Однако при сжатии и термализации в воздухозаборнике и воздушном канале велика вероятность объединения атомарных частиц кислорода в молекулу O_2. При этом концентрация кислорода будет падать и при полном превращении атомарного кислорода в молекулярный соотно-

шение концентраций будет примерно соответствовать параметрам нормальной атмосферы. Поэтому для расчета примем долю кислорода a_{O2} в поступающей в двигатель смеси равной 1/3, а азота – a_{N2}=2/3.

В работах [15, 16] приведены значения сечений элементарных процессов при налете электрона на нейтральные частицы азота и кислорода. Их оценка показывает, что основным процессом в широком диапазоне энергий частиц является упругое рассеяние электрона на молекулах азота и кислорода соответственно. Зависимости сечений ионизации (σ_{iN2} и σ_{iO2}) и упругого рассеяния (σ_{eaN2} и σ_{eaO2}) для электронных столкновений с молекулами кислорода и азота по данным [15,16] приведены на рисунке 2.

Частота упругих столкновений электронов υ_e с нейтральными частицами может быть найдена из выражения:

$$\upsilon_e = n_a\left(a_{N_2}\left\langle\sigma_{eaN_2}\left(V_e\right)V_e\right\rangle + a_{O_2}\left\langle\sigma_{eaO_2}\left(V_e\right)V_e\right\rangle\right) = n_a\Sigma_{ea}\,, \qquad (4)$$

где V_e – скорость электронов (м/с), Σ_{ea} – объемная скорость упругих рассеяний электронов м^3/с, n_a - концентрация нейтральных частиц, м$^{-3}$.

Аналогично, частота ионизации υ_i может быть определена как:

$$\upsilon_i = n_a\left(a_{N_2}\left\langle\sigma_{iN_2}\left(V_e\right)V_e\right\rangle + a_{O_2}\left\langle\sigma_{iO_2}\left(V_e\right)V_e\right\rangle\right) = n_a\Sigma_i\,, \qquad (5)$$

где Σ_i – объемная скорость ионизации, м^3/с.

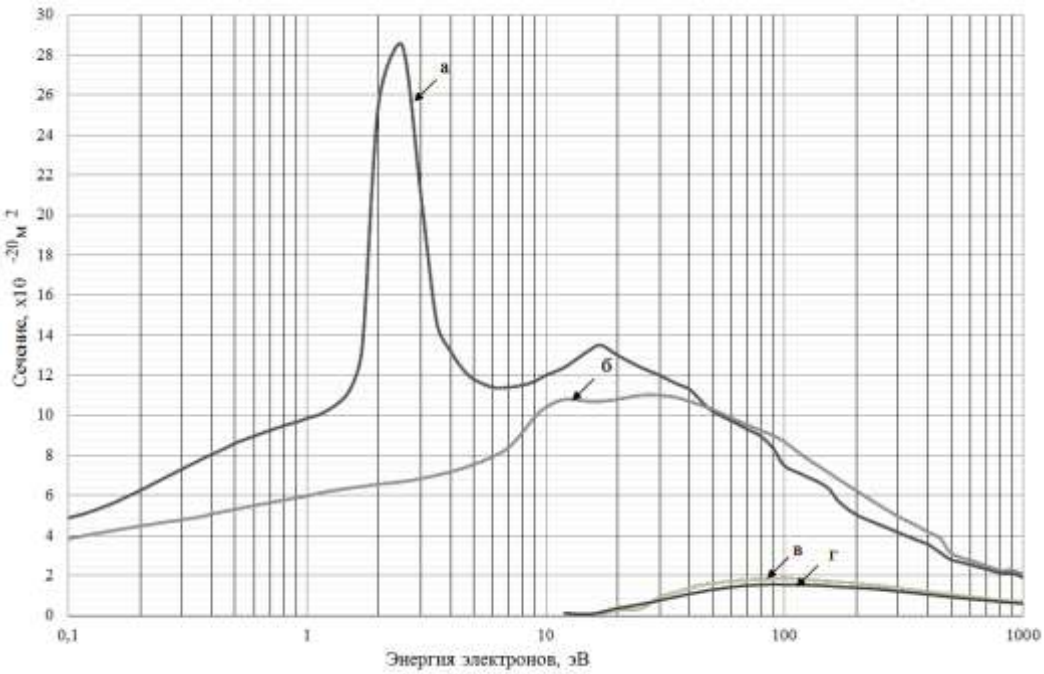

Рис. 2. Сечения элементарных процессов в разряде на воздухе: а – сечение упругого рассеяния электрона на молекуле азота σ_{eaN2}; б – сечение упругого рассеяния электрона на молекуле кислорода σ_{eaO2}; в – сечение ионизации азота электронным ударом σ_{iN2}; г – сечение ионизации кислорода электронным ударом σ_{iO2}.

В предположении максвелловского характера функции распределения электронов по энергиям в разряде объемные скорости рассеяния и ионизации являются функциями температуры электронов T_e, эВ. В двигателях с анодным слоем принято оценивать температу-

ру электронов как половину от энергии, приобретаемой электроном при прохождении разрядного напряжения. Таким образом, температуру электронов можно принимать равной 100-200 эВ. В этом диапазоне изменение объемных скоростей ионизации и упругого рассеяния не значительно (рис. 3).

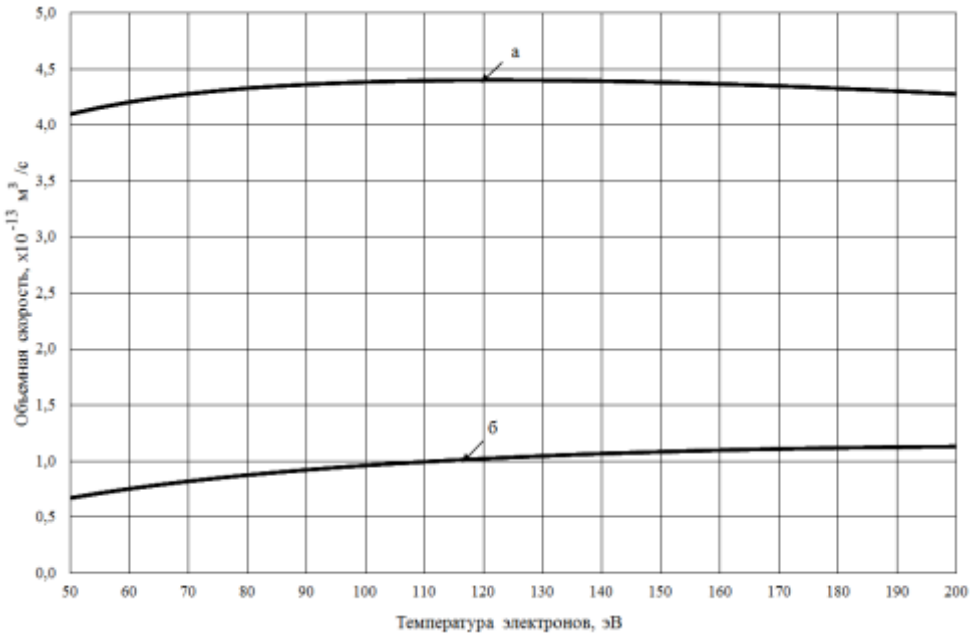

Рис. 3. Зависимости объемных скоростей упругого рассеяния (а) и ионизации (б) от температуры электронов.

Вероятность ионизации P частицы при пролете через анодный слой определяется следующим образом [7]:

$$P = \frac{j_i}{j_a} = 1 - \exp\left(-\frac{\tau_a}{\tau_i}\right), \tag{6}$$

где τ_a – время пролета нейтральной частицы сквозь анодный слой, с; τ_i – время, необходимое для ионизации, с; j_a – плотность потока нейтральных частиц в ускорительном канале, выраженная в токовых единицах, А/м^2; j_i – плотность потока ионов, А/м^2.

Поток нейтральных частиц, выраженный в токовых единицах, показывает, какой ток переносили бы нейтральные частицы, если бы каждая из них была однократно ионизована.

Время пролета нейтральной частицы сквозь анодный слой зависит от его толщины L и скорости частицы:

$$\tau_a = \frac{L}{V_a}. \tag{7}$$

Толщина слоя определяется выражением из [7]:

$$L = R_{ce}\left(\frac{\upsilon_e}{\upsilon_i}\right)^{\frac{1}{2}} = \frac{m_e}{eB}\sqrt{\frac{\Sigma_{ea}}{\Sigma_i}\frac{8eT_e}{\pi m_e}}, \tag{8}$$

где m_e=9.1·10^{-31} кг и e=1,6·10^{-19} Кл – масса и заряд электрона, R_{ce} – циклотронный радиус для электронов, м. Подставляя в выражение (7) соотношения (2) и (8) получаем:

$$\tau_a = \frac{m_e}{eB}\left(\frac{\Sigma_{ea}}{\Sigma_i}\right)^{\frac{1}{2}}\left(\frac{8eT_e}{\pi m_e}\right)^{\frac{1}{2}}\left(\frac{8kT_a}{\pi m_p A}\right)^{-\frac{1}{2}} \tag{9}$$

Величина τ_i зависит от концентрации электронов n_e, м^3, и объемной скорости ионизации [7]:

$$\tau_i = \frac{1}{n_e \Sigma_i}. \tag{10}$$

Концентрация электронов из условия квазинейтральности с учетом (6) равна:

$$n_e \approx n_i = \frac{j_i}{eV_i} = \frac{j_a P}{eV_i} = \frac{j_a P}{e}\left(\frac{2eU}{m_p A}\right)^{-\frac{1}{2}} \tag{11}$$

Подставляя в выражение (6) зависимости (9), (10) и (11), получаем зависимость для плотности потока нейтрального газа в токовых единицах:

$$j_a = \frac{2\ln\left(\frac{1}{1-P}\right)}{P}\frac{e^2\sqrt{k}}{m_p\sqrt{m_e}}\frac{B}{A}\sqrt{\frac{T_a}{\Sigma_{ea}\Sigma_i}}, \tag{12}$$

Для установленного критерия P=0,5 находим минимальную плотность тока нейтральных частиц $j_{a\min}$:

$$j_{a\min} = \frac{4\ln 2 e^2\sqrt{k}}{m_p\sqrt{m_e}}\frac{B}{A}\sqrt{\frac{T_a}{\Sigma_{ea}\Sigma_i}} = 1,6\cdot 10^{-7}\frac{B}{A}\sqrt{\frac{T_a}{\Sigma_{ea}\Sigma_i}} \tag{13}$$

Рассчитаем максимальную плотность потока j_{amax}, при которой перестает выполняться условие (3):

$$\beta_{\min} = \omega_e \tau_e = \frac{eB}{m_e}\frac{eV_a}{j_{a\max}\Sigma_{ea}}$$

Откуда:

$$j_{a\max} = \frac{e^2}{\beta_{\min} m_e}\left(\frac{8k}{\pi m_p}\right)^{\frac{1}{2}}\frac{B}{\Sigma_{ea}}\sqrt{\frac{T_a}{A}} = 4\cdot 10^{-6}\frac{B}{\beta_{\min}\Sigma_{ea}}\sqrt{\frac{T_a}{A}} \tag{14}$$

В работе [6] было показано, что существует минимальное ускоряющее напряжение, при котором сила тяги превышает силу сопротивления воздуха:

$$U(h) = \frac{m_p A}{8e}\left(\frac{C_f V_{KA}(h)}{\gamma \eta_T}\right)^2, \tag{15}$$

$$\gamma = \frac{S_0}{S_{KA}},$$

и соответствующая минимальная мощность, подводимая к двигателю:

$$N(h)=\frac{C_f m_p A S_0}{8k\gamma\eta_T}\frac{p_{Air}(h)V_{KA}(h)^2}{T_{Air}(h)}. \quad (16)$$

где S_0 – входная площадь конфузора, м^2, S_{KA} – площадь поперечного сечения КА, м^2, η_T – тяговый КПД двигателя, C_f=2,8 – коэффициент формы, $p_{Air}(h)$ и $T_{Air}(h)$ – давление и температура воздуха на высоте орбиты h, $V_{KA}(h)$ – скорость КА на высоте орбиты h:

$$V_{KA}(h)=\sqrt{\frac{GM_З}{R_З+h}},$$

где G=6,67·10^{-11} м^3/кг·с – гравитационная постоянная, $M_З$=6·10^{24} кг – масса Земли, $R_З$=6,37·10^6 м – радиус Земли. Соответствующая критическому напряжению сила тяги при этом равна:

$$F_T(h)=\eta_T j_a S_k\sqrt{\frac{2U(h)m_p A}{e}}, \quad (17)$$

где S_k – площадь сечения ускорительного канала, м^2.

Основным проектным параметром для холловского двигателя является средний диаметр канала D, м. Площадь сечения ускорительного канала двигателя связана со средним диаметром и шириной канала соотношением:

$$S_k=\pi D b_k.$$

Ширина канала для случая двигателя с короткой зоной ускорения и металлическими стенками оказывает слабое влияние на эффективность ускорения. Она выбирается из ресурсных и конструктивных соображений в диапазоне от 0,15 до 0,2 от среднего диаметра:

$$S_k=\pi\delta D^2, \quad (18)$$

где δ – отношение ширины к среднему диаметру. Для различных высот орбиты потребуется различная площадь сечение канала, определяемая необходимой плотностью потока нейтральных части. Тогда средний диаметр канала для заданной высоты орбиты может быть найден:

$$D(h)=\sqrt{\frac{S_k(h)}{\pi\delta}}=\sqrt{\frac{ep_{Air}(h)}{kT_{Air}(h)}\frac{V_{KA}(h)S_0}{j_{a\min}\pi\delta}}. \quad (19)$$

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

$$\alpha_K(h)=\left(\frac{D_0}{D_1(h)}\right)^2=\left(\frac{D_0}{D(h)(1+\delta)}\right)^2. \quad (20)$$

При этом длина параболического воздухозаборника L_B может быть вычислена по формуле:

$$L_B(h)=\frac{D_1(h)}{2}\left(\alpha_K(h)-1\right)\approx D(h)\frac{\alpha_K(h)}{2}.$$

Габаритные размеры конфузора ограничены размерами ГО и с учетом существующих возможностей не могут превышать 3–3,5 м, а создание двигателя со средним диамет-

ром канала меньше 40 мм связано с конструктивными и технологическими сложностями (размерами изоляторов, разъемов и т.д.). С учетом указанных ограничений максимальные степени сжатия, которые могут быть конструктивно обеспечены, составляют около 100 ед.

Результаты и обсуждения

В таблицах 1 и 2 приведены характеристики холловских двигателей в случае установки конфузора диаметром 2,5 м и 1,5 м при поперечном сечении КА от 2,5 м^2 и 1,5 м^2 соответственно. Для расчета давления и температуры забортного воздуха использовались данные ГОСТ 4401-81 [13]. Плотность потока в канале выбиралась из выполнения соотношений (13) и (14), мощность рассчитывалась по соотношению (16), напряжение – (15), сила тяги – (17), а геометрические параметры двигателя из выражений (18) – (20).

Таблица 1. Характеристики холловского двигателя при S_{KA}=2,5 м^2; D_0 =2,5 м; η_T=0,4.

Высота орбиты, км	U, В	F_T, мН	N, Вт	j_a , А/м^2	D, мм	b_k, мм	α_K
220	180	44	1926	2680	91	14	24
225		38	1671		85	13	28
230		34	1462		80	12	32
235		30	1291		75	11	36
240		26	1129		70	11	41
245		23	1005		66	10	47
250		20	885		62	9	53

Таблица 2. Характеристики холловского двигателя при S_{KA}=1,5 м^2; D_0 =1,5 м; η_T=0,45.

Высота орбиты, км	U, В	F_T, мН	N, Вт	j_a , А/м^2	D, мм	b_k, мм	α_K
195	150	56	1911	2010	118	18	15
200		48	1656		110	16	17
205		41	1406		101	15	20
210		36	1220		94	14	23
215		31	1055		88	13	26
220		27	913		82	12	31
225		23	792		76	11	35
230		20	693		71	11	40
235		18	612		67	10	45
240		16	535		63	9	52
245		14	477		59	9	58
250		12	420		56	8	66

Тяговый КПД зависит от многих факторов, для его оценки воспользуемся выражением:

$$\eta_T = \eta_i \eta_m \eta_p$$

где η_i – КПД, учитывающий потери на ионизацию рабочего вещества, η_m – КПД, учитывающий неэффективное использование рабочего вещества, η_p – КПД, учитывающий потери пучка на стенках ускорительного канала. КПД с учетом потерь на ионизацию определяется выражением [8]:

$$\eta_i = \frac{1}{1+\frac{C_i}{U}} \approx 0,75...0,88,$$

где C_i – цена ионизации, эВ/ион. Потери на стенках для одноступенчатой схемы можно оценить в 10 %, а коэффициенты использования рабочего вещества для воздуха лежат в диапазоне от 0,5 до 0,75.

В итоге диапазон изменения тягового КПД можно оценить:

$$\eta_T = (0,75..0,88)\cdot(0,5..0,75)\cdot 0,9 = 0,34...0,55.$$

В таблицах представлены режимы работы, соответствующие мощностям менее 2 кВт, что обусловлено ограничением возможного размера солнечных батарей. Такая мощность соответствует высотам свыше 200 км. Для высот более 300 км для достижения необходимых плотностей потока размеры конфузоров становятся больше допустимых.

Заключение

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 м^2. 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.

Для работы на более низких орбитах необходимо повышать тяговую эффективность создаваемых двигателей или использовать более совершенные источники электропитания, обеспечивающие высокие мощности.

На орбитах, выше указанных, остаточная атмосфера сильно разряжена и размеры необходимого конфузора будут больше допустимых размеров ГО. Для превышения допустимой высоты орбиты необходимо разрабатывать конфузоры, имеющие размеры, превышающие размеры головного обтекателя, например, раскрывающиеся конструкции.

Для дальнейшего проектирования двигательной установки необходимо провести уточненные газодинамические и тепловые расчеты конфузора, воздушного канала и анодного узла, а также провести экспериментальные исследования ионизационных и столкновительных характеристик в воздушной плазме.

Финансовая поддержка

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

Список литературы

1. АСПОС ОКП: Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве. Режим доступа: http://www.aspos.mcc.rsa.ru/ (дата обращения 24.11.2016).
2. Garrigues L. Study of a Hall effect thruster working with ambient atmospheric gas as propellant for low earth orbit missions // 32nd Intern. Electric Propulsion Conference: IEPC 2011 (Wiesbaden, Germany, Sept. 11-15 2011): Proc. Giessen, 2011. 12 p.
3. Nishiyama K. Air breathing ion engine // 24th Intern. Symp. on Space Technology and Science (Miyazaki City, Japan, May 30- 6 June 2004): Proc. Miyazaki City, 2004.
4. Hisamoto Y., Nishiyama K., Kuninaka H. Development statue of atomic oxygen simulator for air breathing ion engine // 32nd Intern. Electric Propulsion Conference: IEPC 2011 (Wiesbaden, Germany, Sept. 11-15 2011): Proc. Giessen, 2011.
5. Hohman K. Atmospheric breathing electric thruster for planetary exploration. Natick: Busek Co. Inc., 2012. 14 p. Режим доступа: https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/niac/hohman_atmospheric_breathing_.html
6. Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Курилович Д.А. Холловские двигатели на забортном воздухе для космических аппаратов на низкой опорной орбите // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 12. С. 227-238. DOI: 10.7463/1213.0660910
7. Гришин С.Д., Лесков Л.В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 216 с.
8. Л.А. Квасников, Л.А. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной и др. Теория и расчёт энергосиловых установок космических летательных аппаратов. 2-е изд. М.: Изд-во МАИ, 2001. 480 с.
9. Scharfe M.K. Electron cross field transport modeling in radial-axial hybrid Hall thruster simulation: Doct. diss. Stanford, 2009. 227 p.
10. Ракета-носитель «Протон-М». Режим доступа: http://www.khrunichev.ru/main.php?id=42 (дата обращения 24.11.2016).
11. АО «РКЦ «Прогресс». Режим доступа: http://samspace.ru/ (дата обращения 24.11.2016).
12. Space Environment Technologies. Режим доступа: http://www.spacewx.com (дата обращения 24.11.2016).
13. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 1982-07-01. М.: Изд-во стандартов, 2004. 175 с.

14. Shabshelowitz A. Study of RF plasma technology applied to air-breathing electric propulsion: Doct. diss. Ann Arbor, 2013. 158 p.
15. Itikawa Yu. Cross sections for electron collisions with nitrogen molecules // J. of Physical and Chemical Reference Data. 2006. Vol. 35. No. 1. DOI: 10.1063/1.1937426
16. Itikawa Yu. Cross sections for electron collisions with oxygen molecules // J. of Physical and Chemical Reference Data. 2009. Vol. 38. No. 1. DOI: 10.1063/1.3025886

Science & Education of the Bauman MSTU
Electronic journal
ISSN 1994-0408

Science and Education of the Bauman MSTU, 2016, no. 10, pp. 57–71.

DOI: **10.7463/1216.0852758**

Received: 16.11.2016
Revised: 30.11.2016

© Bauman Moscow State Technical Unversity

On the Application of Hall Thruster Working with Ambient Atmospheric Gas for Orbital Station-Keeping

D.V. Duhopel'nikov[1], S.G. Ivakhnenko[1,*], V.A. Ryazanov[1], S.O. Shilov[1]

*ivakhnenko@bmstu.ru

[1]Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: Hall thruster, Low Earth orbit, force of air resistance, thrust, confuser, station-keeping

The paper considers the application of the Hall thruster using the ambient atmospheric air for orbital station keeping. This is a relevant direction at the up-to-date development stage of propulsion systems. Many teams of designers of electric rocket thrusters evaluate the application of different schemes of particle acceleration at the low-earth orbit. Such technical solution allows us to abandon the storage systems of the working agent on the spacecraft board. Thus, lifetime of such a system at the orbit wouldn`t be limited by fuel range. The paper suggests a scheme of the propulsion device with a parabolic confuser that provides a required compression ratio of the ambient air for correct operation. Formulates physical and structural restrictions on ambient air to be used as a working agent of the thruster. Pointes out that the altitudes from 200 to 300 km are the most promising for such propulsion devices. Shows that for operation at lower altitudes are required the higher capacities that are not provided by modern onboard power supply systems. For the orbit heightening the air intakes with significant compression rate are of necessity. The size of such air intakes would exceed nose fairing of exploited space launch systems. To perform further design calculations are shown dependencies that allow us to calculate an effective diameter of the thruster channel and a critical voltage to be desirable for thrust force excess over air resistance. The dependencies to calculate minimal and maximal fluxes of neutral particles of oxygen and nitrogen, that are necessary for normal thruster operation, are also shown. Calculation results of the propulsion system parameters for the spacecrafts with cross-sectional area within 1 - 3 m^2 and inlet diameter of air intake within 1 - 3 m are demonstrated. The research results have practical significance in design of advanced propulsion devices for low-altitude spacecrafts.

The work has been supported by the RFFR grant 16-38-00776\16 as of 25.02.2016

References

1. *ASPOS OKP: Avtomatizirovannaia sistema preduprezhdeniia ob opasnykh situatsiiakh v okolozemnom kosmicheskom prostranstve*. Available at: http://www.aspos.mcc.rsa.ru/ , accessed 24.11.2016 (in Russ.).
2. Garrigues L. Study of a Hall effect thruster working with ambient atmospheric gas as propellant for low earth orbit missions. *32nd Intern. Electric Propulsion Conference: IEPC 2011 (Wiesbaden, Germany, Sept. 11-15 2011): Proc.* Giessen, 2011. 12 p.
3. Nishiyama K. Air breathing ion engine. *24th Intern. Symp. on Space Technology and Science (Miyazaki City, Japan, May 30- 6 June 2004): Proc.* Miyazaki City, 2004.
4. Hisamoto Y., Nishiyama K., Kuninaka H. Development statue of atomic oxygen simulator for air breathing ion engine. *32nd Intern. Electric Propulsion Conference. IEPC 2011 (Wiesbaden, Germany, Sept. 11-15 2011): Proc.* Giessen, 2011.
5. Hohman K. Atmospheric breathing electric thruster for planetary exploration. Natick: Busek Co. Inc., 2012. 14 p. Режим доступа: https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/niac/hohman_atmospheric_breathing_.html
6. Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Kurilovich D.A. Air breathing Hall effect thrusters for low Earth orbit spacecraft. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana* = Science and Education of the Bauman MSTU, 2013, no. 12. DOI: 10.7463/1213.0660910
7. Grishin S.D., Leskov L.V. *Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov* [Electric rocket engines of space vehicles]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 276 p. (in Russ.).
8. Kvasnikov L.A., Latyshev L.A., Ponomarev-Stepnoy N.N. a.o. *Teoria i raschet energosilovykh ustanovok kosmicheskikh letaltel'nykh apparatov* [Theory and calculation of energy-power plants of spacecraft]. Moscow: MAI Publ., 2001. 480 p. (in Russ.).
9. Scharfe M K. Electron cross field transport modeling in radial-axial hybrid Hall thruster simulations: Doct. diss. Stanford, 2009. 227 p.
10. *Raketa-nositel' «Proton-M»* [The rocket carrier «Proton-M»]. Available at: http://www.khrunichev.ru/main.php?id=42, accessed 24.11.2016 (in Russ.).
11. *AO "RKTS "Progress"* [Joint-stock company "Space Rocket Centre "Progress"]. Available at: http://samspace.ru/, accessed 24.11.2016 (in Russ.).
12. Space Environment Technologies. Available at: http://www.spacewx.com , accessed 24.11.2016.
13. *GOST 4401-81. Atmosphera standartnaia. Parametry. Vved. 1982-07-01* [State standard 4401-81. Standard atmosphere. Parameters. Intr. 1982-07-01]. Moscow: Standard Publ., 2004. 175 p. (in Russ.).
14. Shabshelowitz A. Study of RF plasma technology applied to air-breathing electric propulsion: Doct. diss. Ann Arbor, 2013. 158 p.

15. Itikawa Yu. Cross sections for electron collisions with nitrogen molecules. *J. of Physical and Chemical Reference Data*, 2006, vol. 35, no. 1. DOI: 10.1063/1.1937426
16. Itikawa Yu. Cross sections for electron collisions with oxygen molecules. *J. of Physical and Chemical Reference Data*, 2009, vol. 38, no. 1. DOI: 10.1063/1.3025886