

ВЫСОКОЧАСТОТНЫЙ ИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ МОЩНОСТИР. В. Ахметжанов¹, А. В. Богатый¹, П. А. Дронов², Г. А. Дьяконов^{1*}, А. В. Иванов²¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Российская Федерация, 125080, г. Москва, Ленинградское шоссе, 5²ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики»
Российская Федерация, 394006, г. Воронеж, ул. Ворошилова, д. 20. *E-mail: riame3@sokol.ru

В настоящее время одним из активно развивающихся направлений в мировой космической отрасли является разработка и применение малых космических аппаратов (МКА). Анализ современных тенденций развития рынка КА показывает, что функционирование ряда систем могут обеспечивать МКА массой от 100 до 500 кг, размещенные на низких (до 1000 км) орбитах. Существует объективная потребность в средствах поддержания и коррекции орбит МКА массой 100...500 кг, способных обеспечить получение высококачественной информации в течение 5...10 лет, для чего на МКА необходимо ставить двигатели управления орбитальным движением, в качестве которых могут быть использованы электроракетные двигатели (ЭРД). Типичные сроки активного существования МКА массой до 500 кг, не оснащенных ЭРД, ограничиваются 2...3 годами.

В 2010 г. в МАИ была создана лаборатория высокочастотных ионных двигателей. За последующие годы был накоплен значительный опыт в области исследования высокочастотных ионных двигателей (ВЧИД) с различными потребляемыми мощностями. В связи с вышесказанным в 2013 г. в МАИ совместно с ОАО «КБХА» была начата разработка ВЧИД малой мощности (ВЧИД ММ).

В ходе разработки ВЧИД ММ выполнены расчетные исследования, позволившие оптимизировать конструктивные параметры эмиссионного и ускоряющего электродов двигателя.

Выполнены тепловой и термомеханический расчеты ВЧИД ММ, выявившие наиболее теплонапряженные элементы двигательного блока и позволившие принять меры к перераспределению тепловых потоков, а также выбрать материалы для изготовления электродов ионно-оптической системы (ИОС) двигателя.

Была создана и испытана лабораторная модель ВЧИД ММ. В ходе стендовых испытаний были продемонстрированы рабочие характеристики, близкие к расчетным. Были сделаны выводы о путях повышения основных рабочих характеристик двигателя.

Ключевые слова: высокочастотный ионный двигатель малой мощности (ВЧИД ММ), конструктивный облик, расчетные исследования, экспериментальная отработка, производственная база.

LOW-POWER RADIO-FREQUENCY ION THRUSTERR. V. Akhmetzhanov¹, A. V. Bogaty¹, P. A. Dronov², G. A. Dyakonov^{1*}, A. V. Ivanov²¹Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics
of Moscow Aviation Institute (National Research University)
5, Leningradskoye shosse, Moscow, 125080, Russian Federation²OSC “Konstruktorskoe Buro Khimavtomatiki”
20, Voroshilova str., Voronezh, 394006, Russian Federation. *E-mail: riame3@sokol.ru

Development and application of small satellite (SS) is currently one of the dynamically developing fields of the world space industry. According to the analysis of current trends in the spacecraft market development, operation of a number of systems might be secured by a SS with the mass from 100 kg to 500 kg in low, up to 1000 km, orbits. There is an objective necessity in the means of orbit keeping and correction for SS of 100...500 kg in mass capable of securing obtaining of high-quality data during 5...10 years. For this, it is necessary to equip SS with the orbital motion control thrusters, and electric propulsions (EP) might be used as such. Typical active life of a SS with the mass of up to 500 kg that is not equipped with EP is limited by 2...3 years.

The Laboratory of Radio Frequency Ion Thrusters was founded within the Moscow Aviation Institute (MAI) in 2010. Vast experience in the investigation of radio frequency ion thrusters (RIT) characterized by different levels of power consumption has been accumulated since then. In view of this, in 2013 MAI jointly with KBKhA open joint-stock company started development of low-power RIT.

Computational studies that allowed optimization for the design parameters of emissive and accelerating electrodes of the thruster were made during the low-power RIT development.

Thermal and thermomechanical calculations were made for the low-power RIT also. Such calculations revealed the most heat-stressed elements of the thruster unit and allowed taking actions for redistribution of heat flows and selecting materials for the production of electrodes of the thruster ion-extraction system.

The low-power RIT laboratory model was made and tested. Operating performance close to the modeled ones were demonstrated by bench tests. Conclusions on the ways to increase basic operating performance of the thruster are made.

Keywords: low-power RF ion thruster, constructive shape, calculation research, experimental processing, industrial base.

Введение. В последние годы резко возросло количество выводимых на орбиту малых космических аппаратов. Стоимость МКА значительно ниже стоимости тяжелых аппаратов, что позволяет уменьшить потери при неудачном запуске или при досрочном выходе из строя в процессе эксплуатации [1]. Вследствие относительной простоты МКА существенно сокращаются также сроки их проектирования и изготовления. Анализ современных тенденций развития рынка КА показывает [2], что функционирование ряда систем могут обеспечивать МКА массой от 100 до 500 кг, размещенные на низких (до 1000 км) орбитах. К ним относятся системы мобильной связи и радионавигации, а также системы мониторинга Земли, атмосферы и околоземного космического пространства. Доля запускаемых тяжелых космических аппаратов (КА) (массой от 1 т и выше) постоянно снижается и сейчас составляет не более 30 % от общего количества запускаемых КА [3].

В последние годы существенно пересмотрены взгляды на области, в которых могут быть использованы МКА. Так, МКА все более широко используются для решения задач связи и телевидения, в том числе на геостационарных орбитах (ГСО). Согласно [2; 4] уже сейчас до 25 % геостационарных КА имеют массу менее 500 кг.

Для достижения окупаемости задач, решаемых МКА массой 150...600 кг, необходимо продление их срока активного существования (САС) до 5...10 лет [5]. Для этого необходимо оснастить МКА электрореактивными двигателями малой мощности (до 500 Вт). В качестве таких двигателей могут быть использованы ВЧИД мощностью 150...500 Вт.

Схема работы ВЧИД. Высокочастотный ионный двигатель работает следующим образом (рис. 1). Рабочий газ (ксенон) подается в газоразрядную камеру (ГРК). Высокочастотная (ВЧ) мощность в радиочастотном диапазоне подводится от ВЧ-генератора к индуктору. Зажигание разряда инициируется кратковременной подачей электронов, эмитируемых нейтрализатором в разрядную камеру. После зажигания в разрядной камере поддерживается ВЧ-разряд индуктивного типа. В разряде нагреваемые ВЧ электромагнитным полем электроны производят ионизацию рабочего тела. Ионы извлекаются из плазмы разряда и ускоряются в ИОС. На стационарном режиме работы нейтрализатор служит для инъекции электронов в пучок ускоренных ионов, что обеспечивает токовую нейтрализацию плазменной струи [6].

Конструктивная схема трехэлектродной ИОС, в которой реализуется схема «ускорение-торможение ионов», показана на рис. 2. Два электрода – эmissive (ЭЭ) и ускоряющий (УЭ) – выполнены перфорированными с множеством соосных отверстий. Третий замедляющий электрод (ЗЭ) чаще всего выполняется кольцевым, охватывающим пучок или может быть также перфорированным. Потенциал ЭЭ положителен, потенциал УЭ отрицателен по отношению к корпусу. ЗЭ заземлен или находится под потенциалом корпуса аппарата [7].

Ионы извлекаются из квазинейтральной плазмы газового разряда в ГРК через отверстия в эmissive электроде и ускоряются за счет потенциалов между ЭЭ и УЭ. Формирование пучка ионов определенной энергии, плотности тока и геометрии достигается согласованием параметров газоразрядной плазмы (концентрации плазмы и электронной температуры) с геометрическими параметрами ИОС (диаметрами отверстий, толщинами электродов и величинами межэлектродных зазоров), а также электрическими потенциалами ЭЭ и УЭ и атомной массой рабочего тела.

На выходе из двигателя ионный пучок в зоне нейтрализации трансформируется в поток квазинейтральной плазмы. Потенциал плазмы в зоне нейтрализации автоматически устанавливается таким образом, что формируется потенциальная ловушка для удержания в ее объеме электронов, компенсирующих пространственный заряд ионов [7].

Расчет основных характеристик ВЧИД. Основные рабочие характеристики ВЧИД – тяга P (Н), удельный импульс тяги $I_{уд}$ (с) и КПД η . Эти величины связаны между собой формулой

$$N = \frac{P \cdot I_{уд} \cdot g_0}{2\eta},$$

где N – полная потребляемая мощность двигателя; g_0 – ускорение свободного падения на уровне земли.

Тяга двигателя рассчитывается по формуле

$$P = \eta_\alpha \cdot i \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{M}{q} \cdot (U_+ + U_\Pi)},$$

где η_α – КПД по расходимости, оценивающий потери в создании направленного импульса (тяги) из-за расходимости пучка; i – ток ионного пучка; q – заряд иона; M – масса атома рабочего тела (в данном случае используется ксенон); U_+ – потенциал ЭЭ относительно корпуса двигателя; U_Π – потенциал плазмы в ГРК относительно ЭЭ.

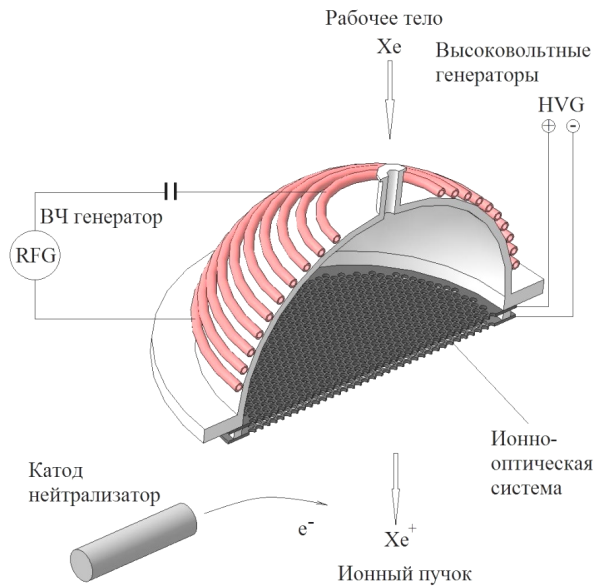


Рис. 1. Схема работы ВЧИД

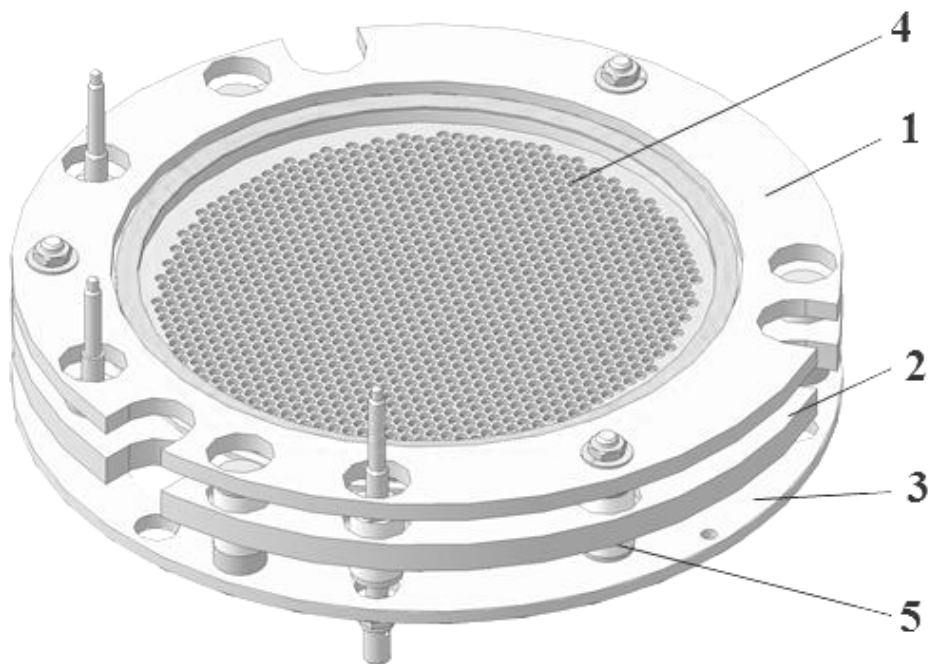


Рис. 2. Конструктивная схема ИОС:
 1 – опорный фланец ЭЭ; 2 – опорный фланец УЭ;
 3 – опорный фланец ЗЭ; 4 – эмиссионный электрод;
 5 – стяжной узел

Удельный импульс тяги рассчитывается следующим образом:

$$I_{уд} = \frac{\eta_m}{g_0} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{q}{M} \cdot (U_+ + U_{II})},$$

где η_m – коэффициент использования рабочего тела, равный коэффициенту ионизации ксенона в ГРК.

По этим формулам с учетом соображений о цене и коэффициенте ионизации, указанных в [8], были

рассчитаны основные характеристики двигателя ВЧИД ММ для потребляемой мощности 300 Вт (табл. 1).

Базовым был выбран режим работы двигателя при ускоряющем напряжении 2000 В.

Расчет основных геометрических параметров ИОС. Рассматривается элементарное отверстие ИОС. Таких отверстий в ионно-оптической системе может быть от нескольких десятков до нескольких тысяч в зависимости от размера и требуемых характеристик двигателя. Два соседних отверстия показаны на рис. 3.

Расчетные характеристики двигателя ВЧИД ММ

Ускоряющее напряжение, В	Тяга, мН	Удельный импульс тяги, с	КПД	Ток пучка, мА	Секундный расход рабочего тела, мг/с	Мощность, подаваемая от ВЧГ на индуктор, Вт
1000	10,6	2770	0,48	208	0,398	82
1500	9,6	3300	0,52	153	0,300	60
2000	8,8	3715	0,53	121	0,244	48
2500	8,1	4050	0,54	100	0,207	39

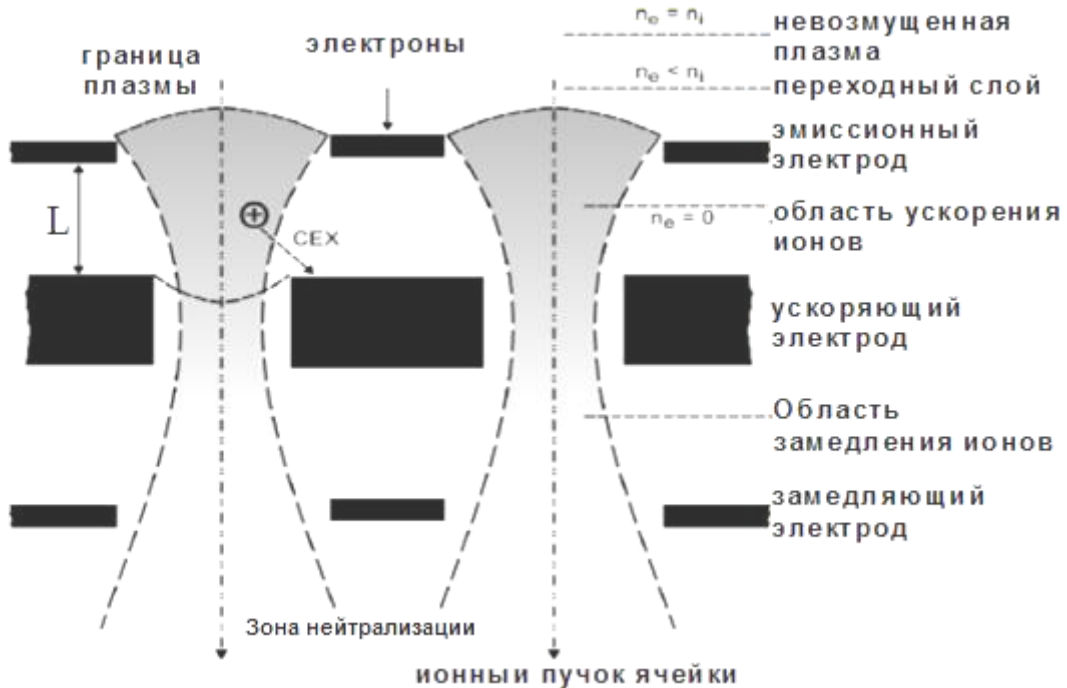


Рис. 3. Элементарные отверстия ИОС

Плотность тока ионного пучка через элементарное отверстие оценивается по формуле [9]

$$j_i \approx 0,43en_e\sqrt{\frac{2T_e}{M}},$$

где j_i – плотность ионного тока; e – элементарный заряд; n_e – концентрация электронов; T_e – температура электронов в ГРК; M – масса иона. Потенциал плазмы U_{II} относительно ЭЭ оценивается по формуле [10]

$$U_{II} \approx -\frac{T_e}{e} \ln \left(0,86 \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot m_e}{M}} \right),$$

где m_e – масса электрона.

Математическая модель первичного пучка описывается системой из трех уравнений [9].

1. Уравнение Пуассона, описывающее электрическое поле, создаваемое электродами с заданными потенциалами и объемным зарядом первичного пучка:

$$\Delta\varphi = \left(\frac{\partial^2\varphi}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial\varphi}{\partial r} + \frac{\partial^2\varphi}{\partial z^2} \right) = \frac{j_i}{\varepsilon_0 \sqrt{2e\varphi/M}}.$$

2. Уравнение движения положительно заряженных частиц в электростатическом поле:

$$M \frac{dv}{dt} = -e \cdot \text{grad}(\varphi).$$

3. Условие неразрывности, которое говорит о том, что ионы первичного пучка в межэлектродном пространстве не могут ни родиться, ни исчезнуть:

$$\text{div}(e \cdot n_i \cdot \varphi) = 0,$$

где n_i – концентрация плазмы. На данную систему уравнений накладываются следующие граничные условия:

- потенциал электрода в каждой его точке одинаков, геометрия электродов сохраняется;
- на оси симметрии по направлению нормали к оси $\text{grad}(\varphi) = 0$ (условие Неймана);
- распределение потенциала в переходном слое [11];
- граница зоны нейтрализации первичного пучка ионов.

Данная задача решается в программном комплексе IGUN [12]. При моделировании потока ионов в IGUN входными данными являются геометрические параметры ИОС, потенциалы электродов, атомная масса рабочего вещества (в данном случае ксенона – 131,3 а.е.м.), температура электронов в ГРК. Также необходимо ввести либо плотность ионного тока через элементарное отверстие, либо концентрацию плазмы в ГРК. Геометрические параметры ИОС выбираются из следующих соображений:

- толщина эмиссионного электрода выбирается минимально возможной для снижения цены ионизации рабочего тела [8];

– межэлектродный зазор надо выбрать таким, чтобы не возникла пробой ионно-оптической системы. Его величина зависит от разности потенциалов между электродами и от материалов, из которых изготовлены электроды [13].

Температура электронов принята равной 5 эВ [8]. Потенциал ЭЭ был принят равным 2000 В. Потенциал УЭ отрицателен и по абсолютной величине он должен составлять 10–11 % от потенциала ЭЭ [8]. При моделировании в IGUN выходными данными являются ток пучка через элементарное отверстие, распределение объемного заряда, траектории ионов и полуугол расходимости ионного пучка.

Были проведены расчеты различных конфигураций ИОС и в итоге была выбрана ИОС с наименьшим полууголом расходимости (11°) и геометрическими параметрами, приведенными в табл. 2. При этом замедляющий электрод был выбран кольцевым.

При этих входных данных ток ионного пучка через элементарное отверстие составляет 0,389 мА. При полном токе ионного пучка 121 мА необходимо иметь в ИОС 313 элементарных отверстий. Пример расчета элементарного отверстия ИОС в программном комплексе IGUN показан на рис. 4.

Тепловое моделирование. В тепловом моделировании было принято, что теплообмен между элементами конструкции осуществляется либо излучением, либо теплопроводностью. Во всех стыковочных поверхностях предварительно рассчитываются термические контактные сопротивления в соответствии с коэффициентами теплопроводности и степенями шероховатости контактирующих поверхностей, а также давлением прижима [14].

Для решения задачи был применен метод дискретных элементов. Объект исследования разбивается на

большое число малых элементов, внутри которых все физические характеристики, прежде всего температура, одинаковы. Точность метода определяется числом элементов разбиения N , что лимитируется производительностью применяемых вычислительных средств. Число элементов сетки разбиения составило около 70000.

В расчетной модели решается система линейных алгебраических уравнений относительно потоков Q_i лучистой энергии, идущих с каждого i -го поверхностного элемента [15]:

$$\sum_{i=1}^N \left(\frac{\delta_{ji}}{\epsilon_i} - F_{ji} \frac{1-\epsilon_i}{\epsilon_i} \right) \frac{1}{A_i} Q_i = \sum_{i=1}^N (\delta_{ji} - F_{ji}) \sigma T_i^4,$$

где ϵ_i – степени черноты поверхностей элементов; δ_{ji} – символ Кронекера; A_i – площади соответствующих элементов; σ – постоянная Стефана–Больцмана.

Уравнение теплового баланса для i -го элемента сетки разбиения с учетом приходящей тепловой мощности из плазмы разряда в ГРК, лучистого и теплопроводного теплообмена между различными элементами сетки разбиения объекта ВЧИД можно представить в следующем виде:

$$q_i = \sum (q_{ji}^{Rad} + q_{ji}^{Cond}) + w_j^{Plasma},$$

где q_i – плотность потока тепловой мощности, выходящей из i -го элемента сетки разбиения; q_{ji}^{Rad} – плотность совокупного поступающего на i -й элемент лучистого потока, суммируемого по всем элементам j ; q_{ji}^{Cond} – плотность теплопроводного потока, поступающего на i -й элемент от j -элементов, соседних с i -м; w_j^{Plasma} – плотность соответствующего потока мощности, падающего из плазмы на i -й элемент.

Таблица 2

Геометрические параметры электродов ИОС ВЧИД ММ

Толщина ЭЭ, мм	Диаметр отверстий ЭЭ, мм	Межэлектродный зазор, мм	Толщина УЭ, мм	Диаметр отверстий УЭ, мм
0,3	2,5	0,8	1,5	1,7

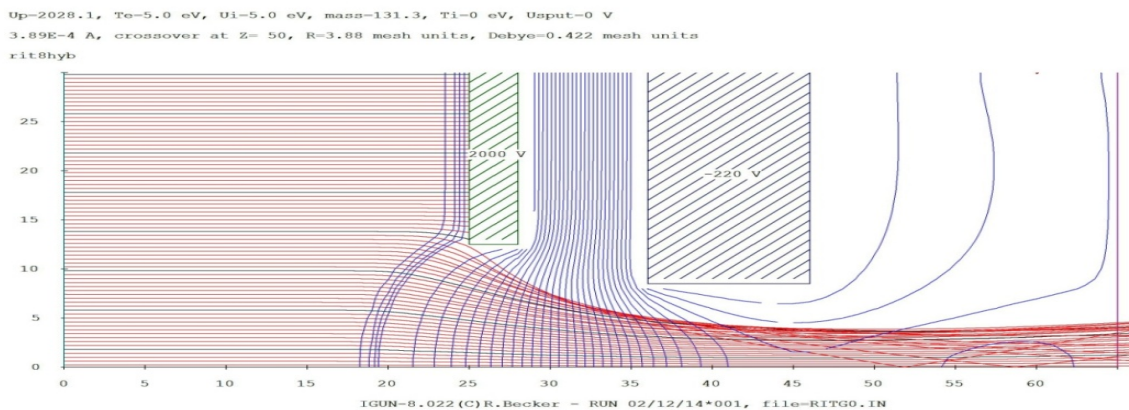


Рис. 4. Расчет элементарного отверстия ИОС в программном комплексе IGUN

Теплопроводный поток q_{ji}^{Cond} между элементами i и j , определяется с помощью конечно-разностного выражения обычного закона теплопроводности Фурье, где вместо градиента температуры используется разность температур соседних элементов, отнесенная к эффективному расстоянию между элементами.

Был проведен тепловой расчет для двух вариантов исполнения ИОС: с электродами, изготовленными из титана и из молибдена. ЭЭ из титана в центре нагревается до 345 °С и является самым нагретым элементом двигателя. Стоит отметить, что перепад температуры от центра к краю при исполнении ЭЭ из титана составляет около 100 °С, что может привести во время работы двигателя к деформации электрода. Молибденовый ЭЭ нагревается до 265 °С в центре, а перепад температур составляет 30 °С. Ускоряющие электроды из титана и молибдена нагреваются до 165 и 150 °С соответственно с перепадами температур в несколько градусов (рис. 5).

Из других элементов конструкции наиболее нагретым оказалась ГРК, нагретая до 240 °С. Индуктор нагревается тепловым излучением от ГРК, его температура составляет 220 °С.

Из элементов конструкции, с внешних поверхностей которых происходит основной сброс тепла в окружающее пространство из двигателя излучением, наиболее нагретой до 220 °С является часть силового кольца, к которому крепятся ГРК и ЭЭ. Несмотря на малую толщину и плохую теплопроводность керамики стенок ГРК, силовое кольцо в этой части аккумулирует значительное количество тепла, «стекающего» к нему со стенок ГРК и ЭЭ.

Температуры посадочных поверхностей, где ионная часть ВЧИД механически сопрягается с другими элементами двигательной установки, составляют около 100 °С и менее.

Термомеханическое моделирование. Как было показано при тепловом моделировании, электроды ИОС неравномерно нагреты по радиусу, что может

вызвать термомеханические деформации, которые могут привести к расфокусировке пучка, а также к уменьшению зазора между электродами и межэлектродному пробою.

Полученные при тепловом моделировании исходные данные позволяют решить задачу о температурном выпучивании электродов ИОС в геометрически нелинейной постановке [16]. Это дает возможность определить критические значения радиального перепада температуры для идеально плоских электродов, а также рассмотреть их поведение после потери устойчивости. Кроме того, более обоснованно и результативно можно провести численное исследование нелинейного изгиба электродов на основе математического аппарата краевых интегральных и интегродифференциальных уравнений [17].

Результаты термомеханического моделирования представлены в табл. 3, где ЭЭ-1 и УЭ-1 – эмиссионный и ускоряющий электроды, изготовленные из молибдена, а ЭЭ-2 и УЭ-2 – из титана.

Как видно из табл. 3, прогиб титанового ЭЭ составляет примерно 1 мм. Поэтому титановый ЭЭ не может использоваться в составе ИОС разрабатываемого ВЧИД. У молибденового ЭЭ прогиб приемлемый. Прогиб УЭ практически не влияет на фокусировку ионного пучка. По итогам термомеханического моделирования было принято решение выполнить ЭЭ из молибдена, а УЭ – из титана. Выбор материала УЭ связан с более низким коэффициентом ионного расширения титана по сравнению с молибденом [18].

Экспериментальная отработка. Лабораторный образец ВЧИД малой мощности был испытан на стендовой базе Московского авиационного института совместно с блоком системы питания и управления с высокочастотным генератором разработки УНПЦ «ФРЭЛА» МАИ. Двигатель работал при секундных расходах рабочего тела 0,29 и 0,22 мг/с. Результаты экспериментальной отработки представлены в табл. 4.

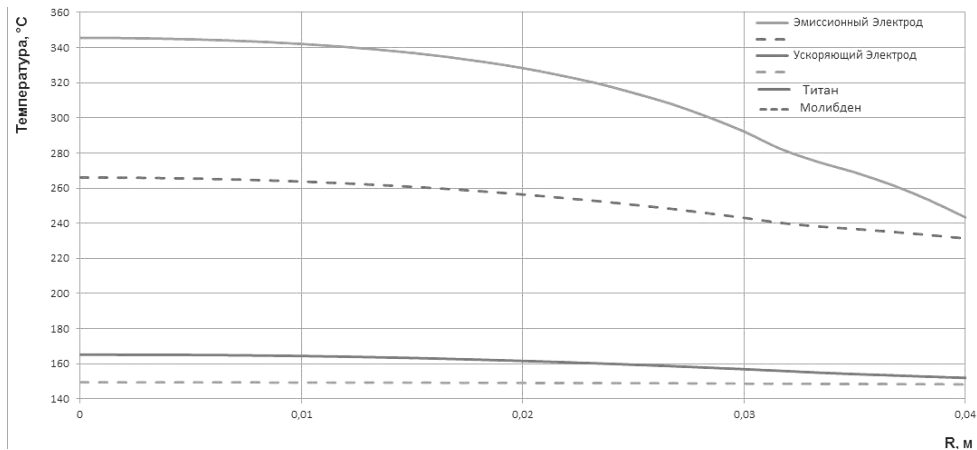


Рис. 5. Радиальные распределения температур ЭЭ и УЭ

Таблица 3

Прогибы электродов

Обозначение электрода	Толщина, мм	Диаметр отверстий, мм	Величина прогиба, мм
ЭЭ-1	0,3	2,5	0,1358
ЭЭ-2	0,3	2,5	0,9849
УЭ-1	1,5	1,7	0,0184
УЭ-2	1,5	1,7	0,0177

Результаты экспериментальной обработки лабораторного образца ВЧИД ММ

№ эксперимента	Характеристика		
	1	2	3
ВЧ-мощность, Вт	53,1	53,6	61,4
Ток пучка, мА	110	110	110
Ускоряющее напряжение, В	2000	2000	2000
Секундный расход рабочего тела, мг/с	0,29	0,29	0,22
Коэффициент использования рабочего тела	0,520	0,520	0,685
Удельный импульс тяги, с	2865	2865	3775
Тяга, мН	8,1	8,1	8,1
Мощность двигателя, Вт	273,1	273,6	281,4
КПД двигателя	0,417	0,416	0,533
Цена ионизации рабочего тела, Вт/А	483	487	558

Как видно из табл. 4, характеристики двигателя несколько ниже рассчитанных. Это связано с неоптимальной конструкцией лабораторной модели. Достаточно высокая цена ионизации рабочего тела объясняется тем, что в лабораторной модели двигателя использовался ЭЭ толщиной 0,5 мм. При снижении толщины ЭЭ до 0,3 мм следует ожидать снижения цены ионизации.

Заключение. В Московском авиационном институте совместно с ОАО «КБХА» был разработан высокочастотный ионный двигатель малой мощности для управления орбитальным движением малых космических аппаратов.

Были рассчитаны основные рабочие характеристики двигателя и выбран основной режим работы. Был произведен расчет основных геометрических параметров ионно-оптической системы ВЧИД и выбрана конфигурация электродов ИОС, при которой достигается достаточно малый полуугол расходимости ионного пучка. В ходе теплового моделирования были определены температуры основных элементов конструкции двигателя на основном режиме работы. На основе теплового моделирования был произведен термомеханический расчет ионно-оптической системы, показавший, что в качестве материала для изготовления ЭЭ необходимо использовать молибден, так как при исполнении ЭЭ из титана при нагреве электрод сильно прогибается, что негативно сказывается на параметрах ионного пучка.

Был создан лабораторный образец ВЧИД ММ и проведена его экспериментальная обработка. На эксперименте были получены основные рабочие характеристики, близкие к расчетным. В настоящее время идут работы по оптимизации конструкции двигателя и улучшению его рабочих характеристик.

Благодарности. Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки ведущей научной школы Российской Федерации НШ-895.2014.8 и гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации

(Минобрнауки России) комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по договору № 02.G25.31.0072; при государственной поддержке проведения прикладных научных исследований и разработок, направленных на создание продукции и технологий по соглашению № 14.577.21.0101.

Acknowledgments. This work was supported by the grant No. NSh-895.2014.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation; by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education; with the Russian Federation Government (Russian Ministry of Education and Science) support for complex projects on creating high technology industries implemented with the participation of higher education establishments, agreement no. 02.G25.31.0072; with government support for applied research and development aimed at the creation of products and technologies under the Agreement № 14.577.21.0101, which are gratefully acknowledged.

Библиографические ссылки

1. Урличич Ю., Кузенков А. Спутниковая связь: состояние и перспективы // Аэрокосмический курьер. 2012. № 2. С. 52–53.
2. Звездин И. Малые космические аппараты: перспективы рынка // Взлет. 2005. № 1. С. 50–55.
3. da Silva Curriel R. A. "SSHP-satellite classification" small satellites home page / Surrey Space Centre. Nov. 2000.
4. Dana Reizniece-Ozola. Business and legal aspects for small satellite control and payload data download using available commercial space-based communication systems // ISU EMBA 12 Module E – Thesis. 28 August. 2012.
5. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли / Н. Н. Севастьянов [и др.] // Труды МФТИ. 2009. Т. 1, № 3. С. 14–22.
6. Loeb H. W. Development of RIT-Microthrusters. IAC-04-S.4.04. 55th IAC. Bremen, 2004.

7. Численное моделирование первичного пучка ионов и потока вторичных ионов в ионно-оптической системе ионного двигателя / В. К. Абгарян [и др.] // Труды МАИ : электронный журнал. 2013. № 71. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=46702> (дата обращения: 12.2.2015).

8. Loeb H. W. Principle of radio-frequency ion thrusters RIT. RIT-22 demonstrator test of Astrium ST at University of Giessen. 06–11 September. 2010.

9. Numerical Simulation of a High-Perveance Ion-Optical System with a Plasma Emitter / V. K. Abgaryan [et al.] // X-ray, Synchrotron and Neutron Techniques : Journal of surface investigation. 2013. Vol. 7, no. 6. P. 1092–1099.

10. Numerical Simulation of a System of Formation of an Intense Ion Beam From Gas Discharge Plasma of an Ion Thruster Presented at the 64th International Astronautical Congress / R. Akhmetzhanov [et al.] (Beijing, China, September 23–27, 2013). IAC-13-C4.4.11.

11. Обухов В. А., Сосновский В. Е. Расчет переходного слоя в эмиссионном отверстии газоразрядного источника ионов // 5 конференция по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. М. : Наука, 1982. С. 105–106.

12. Официальный сайт разработчика программного комплекса IGUN [Электронный ресурс]. URL: <http://egun-igun.com> (дата обращения: 3.2.2015).

13. Goebel D. M., Katz I. Fundamentals of electric propulsion. JPL Space science and technology series. March 2008. 493 p.

14. Radio Frequency Ion Beam Source : Pat. US5036252, Int. Cl. H 01 J 27/16 / Loeb H. Filed 1989.

15. Биргер И. А. Некоторые математические методы решения инженерных задач. М. : Оборонгиз, 1956. 150 с.

16. Биргер И. А. Круглые пластинки и оболочки вращения. М. : Оборонгиз, 1961. 368 с.

17. Расчеты на прочность, устойчивость и колебания в условиях высоких температур / Н. Н. Безухов [и др.] ; под ред. И. И. Гольденблата. М. : Машиностроение, 1965. 567 с.

18. Зигмунд П. Распыление твердых тел ионной бомбардировкой / под ред. Р. М. Бериша М. : Мир, 1984. Т. 1. С. 23–98.

References

1. Urlichich Yu., Kuzenkov A. [Satellite communications: Status and Prospects]. *Aerokosmicheskiy kur'er*. 2012, No. 2. P. 52–53 (in Russ.).

2. Zvezdin I. [Small satellites: market prospects]. *Vzlet*. 2005, No. 1, P. 50–55 (In Russ.).

3. Da Silva Curiel R. A. “SSHP-satellite classification” small satellites home page. Nov. 2000, Surrey Space Centre.

4. Dana Reizniece-Ozola. Business and legal aspects for small satellite control and payload data download using available commercial space-based communication systems. ISU EMBA 12 Module E–Thesis. 28 August 2012.

5. Sevastyanov N. N., Branets V. N., Panchenko V. A. et al. [Analysis of modern possibilities of creating small

satellites for remote sensing of the Earth]. *Trudy MFTI*. 2009, Vol. 1, No. 3, P. 14–22 (In Russ.).

6. Loeb H. W. Development of RIT-Microthrusters. IAC-04-S.4.04. 55th IAC, Bremen, 2004.

7. Abgaryan V. K., Akhmetzhanov R. V., Loeb H. W. et al. [Numerical Simulation of the Primary Ion Beam and of the Flow of Secondary Ions in the Grid System of an Ion Thruster]. *Trudy MAI*. 2013, No. 71 (In Russ.). Available at <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=46702> (accessed 12.2.2015).

8. Loeb H. W. Principle of radio-frequency ion thrusters RIT. RIT-22 demonstrator test of Astrium ST at University of Giessen, 06-11 September, 2010.

9. Abgaryan V. K., Akhmetzhanov R. V., Loeb H. W. et al. Numerical Simulation of a High-Perveance Ion - Optical System with a Plasma Emitter. *Journal of surface investigation. X-ray, Synchrotron and Neutron Techniques*. 2013, Vol. 7, No. 6, P. 1092–1099.

10. Akhmetzhanov R., Loeb H. W., Cherkasova M. V., Obukhov V. A. Numerical Simulation of a System of Formation of an Intense Ion Beam From Gas Discharge Plasma of an Ion Thruster Presented at the 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, September 23–27, 2013, IAC-13-C4.4.11.

11. Obukhov V. A., Sosnovskiy V. Ye. [Calculation of the transition layer in the emission aperture of gas-discharge ion source]. *5-aya Konferentsiya po plazmennym uskoritelyam i ionnym inzhektoram*. [Materials of the 5th Conference on Plasma Accelerators and ion injectors], Moscow, Nauka Publ., 1982, P. 105–106 (In Russ.).

12. *Ofitsial'nyy sayt razrabotchika programmnogo kompleksa IGUN* [Official website of IGUN software developer]. Available at: <http://egun-igun.com> (accessed: 3.2.2015).

13. Goebel D. M., Katz I. Fundamentals of electric propulsion. JPL Space science and technology series, March 2008, 493 p.

14. Loeb H. Radio Frequency Ion Beam Source. Patent US5036252, Int. Cl. H01J 27/16, filed 1989.

15. Birger I. A. *Nekotorye matematicheskie metody resheniya inzhenernykh zadach* [Some mathematical methods of solving engineering problems]. Moscow, Oborongiz Publ., 1956, 150 p.

16. Birger I. A. *Kruglye plastinki i obolochki vrashcheniya* [Circular plates and rotating shells]. Moscow, Oborongiz Publ., 1961, 368 p.

17. Bezukhov N. N., Bazhanov V. L., Goldenblat I. I. et al. *Raschety na prochnost', ustoychivost' i kolebaniya v usloviyakh vysokikh temperatur* [Calculations of strength, stability and vibration at high temperatures]. Edited by I. I. Goldenblat. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965, 567 p.

18. Zigmund P. *Raspylenie tverdykh tel ionnoy bombardirovkoj* [Sputtering of solids by ion bombardment]. Vol. I. Edited by P. M. Berish. Moscow, Mir Publ., 1984, P. 23–98.

© Ахметжанов Р. В., Богатый А. В., Дронов П. А., Дьяконов Г. А., Иванов А. В., 2015