

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ ЭЛЕКТРОПЛАЗМЕННОГО МИКРОДВИГАТЕЛЯ

В. В. Шалай¹, В. И. Горбунков¹, И. В. Колганов²

¹Омский государственный технический университет,
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

²АО ГКНПЦ им. М. В. Хруничева,
Россия, 121309, г. Москва, ул. Новозаводская, 18

Представлена математическая модель термодинамических процессов, происходящих в электроплазменном микродвигателе (ЭПМД) с аргоном в качестве рабочего тела. Проведен сравнительный анализ результатов экспериментальных данных с теоретическими.

Целью исследования является разработка математической модели термодинамических процессов ЭПМД и моделирование взаимодействия рабочего тела с плазмой дугового разряда.

В ходе исследований решены следующие задачи:

- определение влияния диссоциации газа и излучения дугового разряда на температуру рабочего тела, на стенки ЭПМД и электроды;
- определение давления в камере сгорания ЭПМД;
- определение тяги и удельного импульса тяги ЭПМД;
- определение эффективной скорости истечения рабочего тела в зависимости от температуры при бесконечном расширении газа в сопле ЭПМД.

Сравнительный анализ рассчитанных параметров, благодаря близости значений электронных температур с экспериментально полученными ранее при статическом состоянии ЭПМД, подтверждает достоверность представленной математической модели плазменных процессов и необходимость дальнейшего ее совершенствования.

Ключевые слова: электроплазменный микродвигатель, аргоновая плазма, температура газа, температура плазмы дугового разряда, эффективная скорость истечения рабочего тела, тепловая модель электроплазменного микродвигателя.

Введение

Для решения возникающих задач орбитально-маневрирования малых космических аппаратов (МКА), например, для наблюдения за околоземным космическим пространством и увод космических объектов на орбиту захоронения, в их состав вводятся корректирующие двигательные установки с электрическими микродвигателями различной конструкции. Создание маневрирующих МКА связано с актуальной задачей разработки новых электрических двигателей с низким энергопотреблением и высоким уровнем удельного импульса тяги [1–3].

Известны исследования и разработки в области создания электрических микродвигателей с применением в качестве рабочего тела газообразного азота для МКА с мощностью менее 1 кВт, также в Японии для МКА с массой до 100 кг был разработан электрический микродвигатель с потребляемой мощностью до 150 кВт [4–6].

Выбор двигателя для обеспечения того или иного космического полета определяется многими факторами, среди которых немалую роль играет возможность получения относительно большой скорости истечения реактивной струи. Более высокие скорости могут быть достигнуты при ускорении заряженных частиц в электромагнитных полях и данный принцип ускорения реализуется в элек-

тродвигателях. Так как заряженные частицы ускоряются электромагнитным полем, то можно получить достаточно высокую скорость их истечения, а поскольку с увеличением скорости истечения для получения того же значения тяги можно уменьшить расход рабочего тела и тем самым сократить массу ракетного двигателя [7].

Преобладающим процессом в ЭПМД для преобразования исходной электрической энергии в кинетическую энергию потока рабочего тела является тепловой механизм ускорения, в котором разгон рабочего тела осуществляется под действием градиента давления и в качестве нагревателя используется электрическая дуга. Электрическая дуга, находящаяся между стержневым катодом и расширяющейся частью анода — соплом. Конструктивно анод и катод электрически изолированы друг от друга изолятором.

В настоящее время достаточно полно освещена тема термической плазмы и физические, а также тепловые процессы, протекающие в электрических ракетных двигателях. Так как тепловая энергия рабочего тела при расширении в сопле трансформируется в кинетическую энергию истекающей струи, точно так же как и в традиционных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), поэтому все основные формулы для расчета характеристик двигателя совпадают с ЖРД, но, согласно [8, 9], математическое описание тепловых процессов в электрических ра-

кетных двигателях существенно осложняется наличием следующих особенностей:

1. Диссоциация и частичная ионизации в газе.
2. Излучение дугового разряда, так как температура изменяется по длине.
3. Наличие развитой турбулентности в зоне горения разряда и за ним, а также дополнительное турбулизирующее действие оказывает шунтирование разряда.
4. Нестабильность течения и возможность пульсационного режима течения.
5. Возможны возникновения скачков уплотнения.
6. Наличие больших тепловых потерь влияет на эффективность работы двигателя.

Применение в качестве рабочего тела газообразного аргона обуславливается тем, что аргон является одноатомным газом и анализ всех процессов, протекающих в таком газе при взаимодействии с плазмой дугового разряда, упрощается, равно как и химизм разложения рабочего тела. Этим, вероятно, объясняется относительный успех восстановления электронной температуры аргоновой плазмы благодаря экспериментально полученному спектру излучения ЭПМД [10, 11].

Описание математической модели

В описании математической модели тепловых процессов ЭПМД включены такие переменные, как диссоциация рабочего тела и излучение дугового разряда. Ввиду того, что в качестве анода выступает сопло двигателя, а не стенки камеры сгорания, очевидно, при горении дуги отсутствует шунтирование разряда, что, в свою очередь, не оказывает дополнительного турбулизирующего действия в зоне горения разряда. Также приняты следующие допущения:

1. Ввиду малых размеров ЭПМД градиентом параметров в поперечном сечении можно пренебречь и считать модель одномерной.
2. Считаем, что газ в ЭПМД движется с постоянной скоростью.
3. Считаем, что теплового слоя дуги нет.
4. Пренебрегаем влиянием скачков уплотнения.

Математическая модель для исследования тепловых процессов плазмы дугового разряда

Уравнение теплового баланса, описывающее тепловые процессы дугового разряда ЭПМД с учетом энергии, приобретаемой электронами в электрическом поле дуги, которая полностью передается тяжелым частицам через упругие столкновения [12], имеет следующий вид:

$$P = E - Q_{изл.} + Q_{н.г.} + Q_{эл.} \quad (1)$$

где $P = IU$ — подводимая мощность, подаваемая на катод;

I — сила тока;

U — падение напряжения;

$\sigma \cdot E^2 = \frac{3}{2} k(T_e - T_g) \cdot \delta \cdot v_{eg} \cdot n_e$ — энергия плазмы;

$\sigma = \frac{e^2 \lambda_e n_e}{m_e v_e}$ — проводимость плазмы;

k — показатель ударной адиабаты рабочего тела;

e — заряд электрона;

$\lambda_e = \left(\sum_k n_k \cdot Q_{ek} \right)^{-1}$ — длина свободного пробега электронов в газе, определяемая через концентра-

ции всех компонентов плазмы n_k и сечения соударения Q_{ke} ;

v_e — тепловая скорость электронов;

T_e, T_g — температуры электронов и тяжелых частиц;

$\delta = \frac{2 \cdot m_e}{m_g}$ — доля энергии при упругом ударе;

m_e, m_g — массы электронов и тяжелых частиц;

$v_{eg} = \frac{v_e}{\lambda_e}$ — частота соударения электронов с тяжелыми частицами;

n_e — концентрация электронов;

$Q_{изл.} = \epsilon_{cp} \cdot C_{cp} \cdot F_{cm} \cdot \left[\left(\frac{T_n}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{cm}}{100} \right)^4 \right]$ — потери энергии на излучение от дугового разряда;

$\epsilon_{cp} = \frac{1}{\frac{1}{\epsilon_n} + \frac{1}{\epsilon_{cm}} - 1}$ — приведенная степень черноты для двух поверхностей, расположенных параллельно друг другу;

C_{cp} — средняя удельная теплоемкость плазмы;

F_{cm} — площадь внутренней поверхности стенки ЭПМД;

T_n — температура плазмы;

T_{cm} — температура внутренней поверхности ЭПМД;

$Q_{н.г.} = \frac{\lambda_n}{\delta_n} \cdot F_r \cdot (T_n - T_r)$ — потери энергии от дугового разряда на нагрев газа за счёт конвекции;

λ_n — теплопроводность плазмы;

F_r — площадь поверхности газа в ЭПМД;

δ_n — толщина дугового разряда;

T_r — температура рабочего тела;

$\frac{Q_{эл.}}{N_g} = \frac{k_a \cdot (\Delta u_a + \phi)}{U} + \frac{k_k \cdot (1-f) \cdot [a_i \cdot \Delta u_k + a_n \cdot (\Delta u_i - \phi)]}{U}$ —

отношение потерь тепла в электроды через приэлектродные пятна в единицу времени к мощности разряда по порядку величины;

k_a, k_k — доля тепла, идущая в анод и катод соответственно, по отношению к тепловыделению в приэлектродной области ($k \approx 0,9$);

$\Delta u_a, \Delta u_k$ — анодное и катодное падения потенциала соответственно;

ϕ — потенциал выхода электрона из металла;

f — доля электронного тока на катоде;

a_i, a_n — коэффициенты аккомодации ионов и нейтралов соответственно;

Δu_i — потенциал ионизации.

Соотношения теплового баланса рабочего тела (газа)

Уравнение теплового баланса, описывающее тепловые процессы рабочего газа в камере сгорания ЭПМД с учетом диссоциации рабочего тела [13], имеет следующий вид:

$$C_r \cdot m_r \cdot \frac{dT_r}{dt} = Q_{г.конв} - Q_{г.конв.г.ст} - Q_{н.г.г.} - Q_{н.исх.г.} - Q_{гис.} \quad (2)$$

где $C_r \cdot m_r \cdot \frac{dT_r}{dt}$ — изменение внутренней энергии рабочего тела;

C_r — удельная теплоемкость рабочего тела;

m_r — масса рабочего тела;

dT_r — изменение температуры рабочего тела;

dt — изменение времени работы ЭПМД;

$Q_{н.г.г.} = G_{ног} \cdot C_r \cdot (T_n - T_0)$ — потери энергии на нагрев поступающего рабочего тела;

G_{nog} — массовый расход рабочего тела, поступающего в ЭПМД;

T_0 — температура подаваемого рабочего тела;

T_n — температура плазмы;

$Q_{н.исх.г.} = G_{исх} \cdot C_r \cdot (T_n - T_r)$ — потери энергии на нагрев исходящего рабочего тела;

$G_{исх}$ — массовый расход рабочего тела, истекающего из ЭПМД;

$Q_{г.конв.г.ст.} = \frac{Nu \cdot \lambda_r}{d_3} \cdot F_{cm} \cdot (T_r - T_{cm})$ — конвективная составляющая рабочего тела к внутренней поверхности ЭПМД;

$Nu = 2 + 0,51 \cdot Re^{0,52} \cdot Pr^{0,33}$ — критерий Нуссельта;

$Re = \frac{4 \cdot G_{nog}}{\pi \cdot D \cdot \eta}$ — число Рейнольдса;

D — эквивалентный диаметр;

η — вязкость рабочего тела;

Pr — число Прандтля (для газов $Pr \approx 1$);

λ_r — теплопроводность плазмы;

d_3 — эквивалентный диаметр;

F_{cm} — площадь внутренней поверхности ЭПМД;

T_{cm} — температура внутренней поверхности ЭПМД;

T_r — температура рабочего тела;

$Q_{г.конв.} = \frac{\lambda_n}{\delta_n} \cdot F_r \cdot (T_n - T_r)$ — конвективная составляющая рабочего тела от дугового разряда;

$\log K_T = \log K_{T0} + \frac{Q_{гuc.}}{19,15} \cdot \left(\frac{1}{T_{r,0}} - \frac{1}{T_r} \right)$ — энергия диссоциации рабочего тела;

$K_T = \frac{n_A^2}{n_{A2}} \cdot k \cdot T_r$, $K_{T0} = \frac{n_{A0}^2}{n_{A20}} \cdot k \cdot T_{r0}$ — константа равновесия для максимальной и начальной температур рабочего тела соответственно;

k — постоянная Больцмана;

$n_{A'}$, n_{A2} — концентрация атомов и молекул рабочего тела при максимальной температуре соответственно;

$n_{A0'}$, n_{A20} — концентрация атомов и молекул рабочего тела при начальной температуре соответственно;

$Q_{гuc.}$ — энергия диссоциации рабочего тела;

T_r' , T_{r0} — максимальная и начальная температура рабочего тела соответственно.

Соотношения теплового баланса стенок камеры сгорания

Уравнение теплового баланса, описывающее тепловые процессы корпуса камеры сгорания ЭПМД, имеет следующий вид:

$$C_{cm} \cdot m_{cm} \cdot \frac{dT_{cm}}{dt} = Q_{изл.} + Q_{г.конв.г.ст.} - Q_{изл.ст.} \quad (3)$$

где $C_{cm} \cdot m_{cm} \cdot \frac{dT_{cm}}{dt}$ — изменение внутренней энергии поверхности ЭПМД;

C_{cm} — удельная теплоемкость материала корпуса ЭПМД;

m_{cm} — масса корпуса ЭПМД;

dT_{cm} — изменение температуры корпуса ЭПМД;

dt — изменение времени работы ЭПМД;

$Q_{г.конв.г.ст.} = \frac{Nu \cdot \lambda_r}{d_3} \cdot F_{cm} \cdot (T_r - T_{cm})$ — конвективная составляющая рабочего тела к внутренней поверхности ЭПМД;

$Q_{изл.} = \epsilon_{ср} \cdot C_{ср} \cdot F_{cm} \left[\left(\frac{T_n}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{cm}}{100} \right)^4 \right]$ — излучение дугового разряда;

$Q_{изл.ст.} = \frac{Nu \cdot \lambda_{cm}}{d_3} \cdot F_{ст.нар.} \cdot (T_{cm} - T_{окр})$ — излучение в окружающую среду;

λ_{cm} — теплопроводность материала корпуса ЭПМД;

$F_{ст.нар.}$ — площадь наружной поверхности ЭПМД;

T_{cm} — температура наружной поверхности ЭПМД;

$T_{окр}$ — температура окружающей среды.

Уравнение сохранения массы

Для определения давления в камере сгорания воспользуемся уравнением сохранения массы, так как количество исходящего газа примем равным количеству подаваемого газа в ЭПМД, и тогда уравнение примет следующий вид:

$$G_{nog} = G_{исх} \quad (4)$$

где $G_{nog} = W_{nog} \cdot F_n \cdot \rho_r$ — массовый расход рабочего тела, подаваемый в камеру сгорания ЭПМД;

$W_{nog} = \frac{1}{\sqrt{1+\xi}} \cdot \sqrt{R \cdot T_0 \cdot \frac{2k}{(k-1)} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_k}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}$ — скорость подачи газа;

ξ — коэффициент потерь;

R — универсальная газовая постоянная;

P_k — давление в камере сгорания ЭПМД;

P_0 — давление подачи рабочего тела;

F_n — площадь поверхности, через которую осуществляется подача рабочего тела в ЭПМД;

ρ_r — плотность рабочего тела;

$G_{исх} = W_{исх} \cdot F_{кр} \cdot \rho_{кр}$ — массовый расход рабочего тела, истекаемый из камеры сгорания ЭПМД;

$F_{кр}$ — площадь поверхности критического сечения сопла;

$\rho_{кр}$ — плотность ионизированного рабочего тела;

$W_{исх} = \frac{1}{\sqrt{1+\xi}} \cdot \sqrt{R \cdot T_r \cdot \frac{2 \cdot k}{(k-1)} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_a}{P_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}$ — скорость истечения газа и камеры сгорания;

P_a — давление на срезе сопла ЭПМД.

Соотношения между основными характеристиками ЭПМД

Для расчетного определения основных характеристик ЭПМД, а именно тяга и удельный импульс, через газодинамические функции газового потока [14] используются следующие зависимости соответственно:

$$P_{гв} = G_{исх} \cdot W_{кр} \cdot F_a \cdot (P_a - P_0), \quad (5)$$

$$J_{yg} = 0,45 \cdot d_{кр}^{-0,1} \cdot \left(\frac{I \cdot U}{G_{исх}} \right)^{0,5} \quad (6)$$

где $P_{гв}$ — тяга ЭПМД;

$G_{исх}$ — массовый расход рабочего тела, истекаемый из камеры сгорания ЭПМД;

F_a — площадь среза сопла;

P_a — давление на срезе сопла;

P_0 — давление окружающей среды;

J_{yg} — удельный импульс тяги;

$d_{кр}$ — диаметр критического сечения сопла;

$$W_{кр} = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot \left(\frac{R \cdot T_r}{M}\right)} - \text{эффективная скорость}$$

истечения газа;

M — молярная масса газа.

Математическая модель и результаты расчетов теплового состояния электротермического микродвигателя для нестационарного режима

В результате получим систему из шести связанных уравнений:

$$\begin{aligned} P &= E - Q_{изл.} + Q_{н.г.} + Q_{эл.} \\ C_r \cdot m_r \cdot \frac{dT_r}{dt} &= \\ &= Q_{г.контв.} - Q_{г.контв.г.см} - Q_{н.п.г.} - Q_{н.исх.г.} - Q_{гис.} \\ C_{ст} \cdot m_{ст} \cdot \frac{dT_{ст}}{dt} &= Q_{изл.} + Q_{г.контв.г.см.} - Q_{изл.ст.} \\ G_{ног} &= G_{исх} \\ P_{гв} &= G_{исх} \cdot W_{кр} \cdot F_a \cdot (p_a - p_0) \\ J_{уг} &= 0,45 \cdot d_{кр}^{-0,1} \left(\frac{I \cdot U}{G_{исх}}\right)^{0,5} \end{aligned} \quad (7)$$

Для решения системы уравнений (7) при нестационарном режиме работы ЭПМД задавались сила тока $I=3$ А, падение напряжения $U=19$ В и изменение времени работы 1–60 с, рабочий газ аргон подавался в полость через завихритель под давлением $1,094 \cdot 10^5$ Па, начальная температура газа на входе, начальная температура стенок и системы анод-катод ЭПМД принимается равной температуре окружающей среды (293 К); также использовались данные для определения теплофизических свойств материала и рабочего тела, приведенные в [15].

Результаты расчета тепловой модели ЭПМД

С использованием начальных условий в поставленном эксперименте была решена система из шести связанных уравнений (7), график полученных зависимостей температуры плазмы дугового разряда (T_n), температуры рабочего тела (T_r) и температуры внутренней полости корпуса ЭПМД ($T_{ст}$) представлен на рис. 1.

Результаты анализа математической модели тепловых процессов и основных характеристик ЭПМД с результатами эксперимента представлены в табл. 1.

Обсуждение результатов

Применение начальных условий, полученных экспериментальным путем в математической модели тепловых процессов, протекающих в ЭПМД, и анализ графика, представленного на рис. 1, показали следующее:

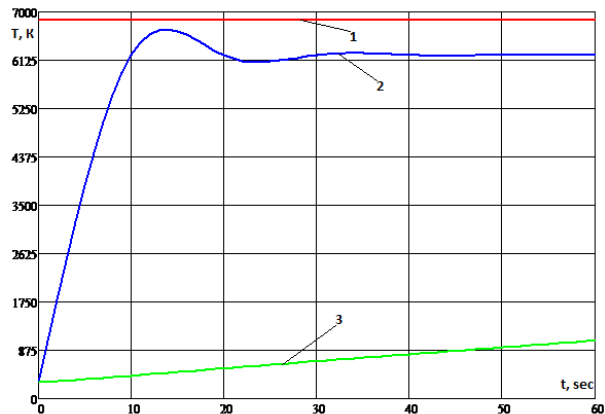


Рис. 1. Результаты расчета оценки электронной температуры в случае статистического состояния плазмы дугового разряда T_n (1), температуры рабочего тела T_r (2) и внутренней полости корпуса $T_{ст}$ (3) ЭПМД
Fig. 1. Results of calculation of the assessment of electronic temperature in case of the statistical state of arc discharge plasma T_n (1), gas temperature T_r (2) and internal cavity $T_{ст}$ of plasma thruster device

1. Максимальные значения температуры рабочего тела соответствуют времени 14 с и представлены в сводной табл. 1; также можно наблюдать дальнейшую стабилизацию температуры рабочего тела с максимальной просадкой на 24 с.

2. Время выхода ЭПМД на стационарный режим составило 51 с.

3. При стационарном режиме работы ЭПМД температуры плазмы дугового разряда и рабочего тела составили $T_n = 6850$ К, $T_r = 6215$ К соответственно. Данный разброс объясняется наличием диссоциации аргона при температурах выше 3000 К.

4. Полученная температура корпуса и системы анод-катод ($T_{ст.макс.} = 1048$ К) приводит к образованию паров вольфрама и подтверждается экспериментальными данными.

В результате анализа сравнительной табл. 1 видно, что разница основных характеристик, полученных экспериментальным путем, и данных, полученных теоретическим путем, составляет для температуры рабочего тела $\Delta T_r = 7,6$ % и идеальной скорости истечения продуктов разложения топлива $\Delta W_{кр} = 14$ %, что показывает и доказывает достоверность математической модели тепловых процессов в ЭПМД.

Выводы и заключение

В ходе проведения исследования в части обоснования достоверности и правильности математической модели тепловых процессов в ЭПМД подтверждены основные характеристики, показывающие

Таблица 1. Сравнение результатов эксперимента и расчетных характеристик ЭПМД
Table 1. Comparison of experiment results and plasma thruster device design characteristics

Рабочее тело	Экспериментальные данные		Расчетные данные							
	T_n , К	$W_{кр}$, м/с	T_n , К	T_r , К	$T_{ст}$, К	$W_{кр}$, м/с	$p_{к'}$, кПа	$p_{a'}$, кПа	$P_{дв.}$, мН	$J_{дв.}$, м/с
Аргон	6725±740	2640	6850	6215	1048	3009	58,33	2	20,3	854

расхождения с экспериментальными данными: $\Delta T_r = 7,6 \%$, $\Delta W_{кр} = 14 \%$. Максимальная температура стенок корпуса ЭПМД и системы анод-катод составила $T_{ст.макс.} = 1048 \text{ K}$, а также дополнительно был проведен расчет при длительной работе ЭПМД ($\approx 300 \text{ с}$), максимальная температура стенок корпуса ЭПМД и системы анод-катод составила $T_{ст} = 3312$, что говорит о возможности проведения более длительных по времени экспериментов, но увеличение времени эксперимента приведет к следующему:

1. При высоких температурах стенок корпуса ЭПМД и системы анод-катод образуются пары вольфрама, которые непосредственно влияют на состав рабочего тела.

2. Износ системы анод-катод при длительном времени работы ЭПМД может привести к нестабильному горению дугового разряда.

Полученное расхождение математической модели с экспериментальными данными показывает хорошую сходимость тепловых характеристик ЭПМД. Математическая модель показала достоверность полученных данных и может использоваться для совершенствования конструкции ЭПМД с учетом полученных характеристик. Для достижения минимума допущений при расчете и учета максимально возможных особенностей электрических ракетных двигателей необходимо проведение дальнейших исследований, в частности, с применением в качестве рабочего тела иных газов, как одноатомных, так и многоатомных.

Список источников

1. Coxhill I., Gibbon D., Drube M. The Evolution of Xeon Resistojet Propulsion System at SSTL Surrey Satellite // 5th International Spacecraft Propulsion Conference, Crete, May 2008.
2. Gibbon D., Ward J., Ray N. The Design, Development and Testing of a Propulsion System for the SNAP-1 Nanosatellite // 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah, August 2000.
3. Sweetin M. N., Lawrence T., Leduc J. Low-cost maneuvers for minisatellites using novel resistojet thrusters // Proceedings Institution of Mechanical Engineers. 1999. Vol. 213, Part G. P. 233–231. DOI: 10.1177/095441009921300403.
4. Tang H., Zhang X., Liu Y., Wang H., Shi C. Experimental Study of Startup Characteristics and Performance of a Low-Power Arcjet // Journal of Propulsion and Power. 2011. Vol. 27, no. 1. P. 218–226. DOI: 10.2514/1.47380.
5. Pan W., Meng X., Huang H., Wu C. Performance of low-power nitrogen and helium arcjets at various back-pressure // Presented at the 22nd International Symposium on Plasma Chemistry, 5–10 July, Belgium, 2015.
6. Horisawa H., Kimura I. Study of Very Low-Power DC Plasma-Jet Microthrusters // Presented at the 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, USA, October 15–19, 2001. DOI: 10.2514/6.2001-3791.
7. Горшков О. А., Муравлев В. А., Шагайда А. А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов: моногр. / под ред. А. С. Коротева. Москва: Машиностроение, 2008. 279 с. ISBN 978-5-217-03440-6.
8. Гришин С. Д., Лесков Л. В. Электрические ракетные двигатели. Москва: Машиностроение, 1989. 216 с.
9. Финкельбург В., Меккер Г. Электрические дуги и термическая плазма: моногр. / под ред. В. А. Фабрикант. Москва: Изд-во иностранной литературы, 1961. 371 с.

10. Горбунков В. И., Косицын В. В., Рубан В. И., Шалай В. В. Оценка температуры плазмы дугового разряда электротермического микродвигателя // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2018. Т. 2, № 3. С. 44–50. DOI: 10.25206/2588-0373-2018-2-3-44-50.

11. Gorbunkov V. I., Kositsin V. V., Ruban V. I., Shalay V. V. Multicomponent arcjet plasma parameters // IOP Conf. Series: Journal of Physics. Conf. Ser. 2018. Vol. 944. 0120140. DOI: 10.1088/1742-6596/944/1/012040.

12. Жуков М. Ф., Коротева А. С., Урюков Б. А. Прикладная динамика термической плазмы. Москва: Наука, 1975. 300 с.

13. Древесин С. В., Донской А. В., Гольдфарб В. М. [и др.]. Физика и техника низкотемпературной плазмы. Москва: Атомиздат, 1972. 352 с.

14. Абрамович Г. П. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. 5-е изд., перераб. и доп. Москва: Наука, 1991. Ч. 1. 600 с. ISBN 5-02-014015-5.

15. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. Москва: Наука, 1972. 721 с.

ШАЛАЙ Виктор Владимирович, доктор технических наук, профессор (Россия), заведующий кафедрой «Нефтегазовое дело, стандартизация и метрология», президент Омского государственного технического университета (ОмГТУ), г. Омск.
SPIN-код: 2322-6820

AuthorID (РИНЦ): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

ГОРБУНКОВ Владимир Иванович, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Теоретическая и общая электротехника», научный руководитель научно-исследовательской лаборатории «Фотоника и спектроскопия газовых разрядов» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 2858-6763

AuthorID (РИНЦ): 601948

ORCID: 0000-0002-5495-5641

AuthorID (SCOPUS): 36954424000

ResearcherID: Q-5370-2016

Адрес для переписки: vigorbunkov@list.ru

КОЛГАНОВ Иван Вениаминович, инженер-конструктор 2-й категории АО ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, г. Москва.

Адрес для переписки: kolganov_iv@protonmail.com

Для цитирования

Шалай В. В., Горбунков В. И., Колганов И. В. Математическое моделирование тепловых процессов электроплазменного микродвигателя // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2022. Т. 6, № 3. С. 17–23. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-3-17-23.

Статья поступила в редакцию 26.06.2022 г.

© В. В. Шалай, В. И. Горбунков, И. В. Колганов

MATHEMATICAL MODELING OF PLASMA THRUSTER DEVICE THERMAL PROCESSES

V. V. Shalay¹, V. I. Gorbunkov¹, I. V. Kolganov²

¹Omsk State Technical University, Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

²JSC «Khrunichev State Research and Production Space Center»,
Russia, Moscow, Novozavodskaya st., 18, 121309

A mathematical model of thermodynamic processes occurring in the arcjet thruster device with using argon for arcjet working process carrying out. A comparative analysis of the results of experimental data with theoretical data has been carried out.

The purpose of the study is to develop a mathematical model of thermodynamic processes in the arcjet thruster device and simulate the interaction of argon with arc discharge plasma.

The comparative analysis of the calculated parameters, thanks to the proximity of electron temperature values with the previously experimentally obtained under the static state in the arcjet thruster device, confirms the reliability of the presented mathematical model of plasma processes and the need for its improvement.

Keywords: arcjet plasma thruster, gas and electron temperature, thermal equilibrium, specific impulse, argon plasma, thermal model arcjet plasma thruster.

References

1. Coxhill I., Gibbon D., Drube M. The Evolution of Xeon Resistojet Propulsion System at SSTL Surrey Satellite // 5th International Spacecraft Propulsion Conference, Crete, May 2008. (In Engl.).
2. Gibbon D., Ward J., Ray N. The Design, Development and Testing of a Propulsion System for the SNAP-1 Nanosatellite // 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah, August 2000. (In Engl.).
3. Sweetin M. N., Lawrence T., Leduc J. Low-cost maneuvers for minisatellites using novel resistojet thrusters // Proceedings Institution of Mechanical Engineers. 1999. Vol. 213, Part G. P. 233–231. DOI: 10.1177/095441009921300403. (In Engl.).
4. Tang H., Zhang X., Liu Y., Wang H., Shi C. Experimental Study of Startup Characteristics and Performance of a Low-Power Arcjet // Journal of Propulsion and Power. 2011. Vol. 27, no. 1. P. 218–226. DOI: 10.2514/1.47380. (In Engl.).
5. Pan W., Meng X., Huang H., Wu C. Performance of low-power nitrogen and helium arcjets at various back-pressure // Presented at the 22nd International Symposium on Plasma Chemistry, 5–10 July, Belgium, 2015. (In Engl.).
6. Horisawa H., Kimura I. Study of Very Low-Power DC Plasma-Jet Microthrusters // Presented at the 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, USA, October 15–19, 2001. DOI: 10.2514/6.2001-3791. (In Engl.).
7. Gorshkov O. A., Muravlev V. A., Shagayda A. A. Hollovskie i ionnye plasmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov [Hall and ion electric propulsion for spacecraft] / ed. by A. S. Koroteeva. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 279 p. ISBN 978-5-217-03440-6. (In Russ.).
8. Grishin S. D., Leskov L. V. Elektricheskie raketnye dvigateli [Electric rocket motors]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1989. (In Russ.).
9. Finkel'nburg V., Mekker G. Elektricheskie dugi i temicheskaya plazma [Electric arcs and thermal plasma] / ed. by V. A. Fabrikant. Moscow, 1961. 371 p. (In Russ.).
10. Gorbunkov V. I., Kositsin V. V., Ruban V. I., Shalay V. V. Otsenka temperatury plazmy dugovogo razryada elektrotermicheskogo mikrodvigatelya [Arcjet plasma temperature estimation in thruster device] // Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatcionno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2018. Vol. 2, no. 3. P. 44–50. DOI: 10.25206/2588-0373-2018-2-3-44-50. (In Russ.).
11. Gorbunkov V. I., Kositsin V. V., Ruban V. I., Shalay V. V. Multicomponent arcjet plasma parameters // IOP Conf. Series: Journal of Physics. Conf. Ser. 2018. Vol. 944. 0120140. DOI: 10.1088/1742-6596/944/1/012040. (In Engl.).
12. Zhukov M. F., Koroteyev A. S., Uryukov B. A. Prikladnaya dinamika termicheskoy plazmy [Applied Dynamics of Thermal Plasma]. Moscow: Nauka Publ., 1975. 300 p. (In Russ.).
13. Drevesin S. V., Donskoy A. V., Gol'dfarb V. M. [et al.]. Fizika i tekhnika nizkotemperaturnoy plazmy [Physics and technology of low-temperature plasma]. Moscow: Atomizdat. Publ., 1972. 352 p. (In Russ.).
14. Abramovich G. P. Prikladnaya gazovaya dinamika. V 2 ch. [Applied gas dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1991. 5th ed. 600 p. ISBN 5-02-014015-5. (In Russ.).
15. Vargaftik N. B. Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gasov i zhidkostey [Handbook of thermophysical properties of gases and liquids]. Moscow: Nauka Publ., 1972. 721 p. (In Russ.).

SHALAY Victor Vladimirovich, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Transport, Oil and Gas Storage, Standardization and Certification Department, President, Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk.

SPIN-code: 2322-6820

AuthorID (RSCI): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

GORBUNKOV Vladimir Ivanovich, Candidate of Physico-Mathematical Sciences, Associate Professor of Theoretical and General Electrical Engineering Department, Head of Photonics and gas discharges spectroscopy Laboratory, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2858-6763

AuthorID (RSCI): 601948
ORCID: 0000-0002-5495-5641
AuthorID (SCOPUS): 36954424000
ResearcherID: Q-5370-2016
Correspondence address: vigorbunkov@list.ru
KOLGANOV Ivan Veniaminovich, Design Engineer
category 2, JSC «Khrunichev State Research and
Production Space Center», Moscow.
Correspondence address: kolganov_iv@protonmail.
com

For citations

Shalay V. V., Gorbunkov V. I., Kolganov I. V. Mathematical modeling of plasma thruster device thermal processes // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2022. Vol. 6, no. 3. P. 17–23. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-3-17-23

Received June 26, 2022.

© V. V. Shalay, V. I. Gorbunkov, I. V. Kolganov