

ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ СПД-50

Чубов П.Н.^{1*}, Саевец П.А.^{1**}, Румянцев А.В.^{2***}

¹ Опытное конструкторское бюро «Факел»,
ОКБ «Факел», Московский проспект, 181, Калининград, 236001, Россия

² Балтийский федеральный университет им. И. Канта,
БФУ им. И. Канта, ул. А. Невского, 14, Калининград, 236041, Россия

* e-mail: chubovp@gmail.com

** e-mail: saevetspa@ya.ru

*** e-mail: albert37@list.ru

Построена тепловая модель (ТМ) стационарного плазменного двигателя СПД-50 с использованием пакета прикладных программ (ППП) «Thermica». Представлены результаты испытаний на тепловой баланс и тепловые циклы. Тепловая модель двигателя сопоставлена с результатами испытаний: отличие значений температур не превышает 6%. Приведены результаты разработки и использования тепловой модели СПД-50 малой мощности (до 300 Вт) для опробования методики расчета тепловыделения плазменной струи в разрядной камере двигателя и расчета температурного поля, определения внутренних и внешних кондуктивных и радиационных тепловых потоков, скоростей изменения температуры в стационарных и переходных режимах работы двигателя. По результатам расчетов выявлены критичные (по температуре) элементы конструкции анодного блока. Разработаны рекомендации по тепловой оптимизации двигателя, выбору конструкционных материалов и оптических покрытий. Представленная тепловая модель СПД-50 дает возможность использовать ее для разработки других вариантов теплового и монтажного интерфейсов при других разрядных и магнитных параметрах работы двигателя.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, тепловая модель, ППП «Thermica», тепловой расчет, тепловакуумные испытания.

Работоспособность и надежность функционирования стационарного плазменного двигателя (СПД) существенно зависят от уровня тепловых нагрузок в системах двигателя (разрядной камере, магнитной и электропитания) [1] и от условий внутреннего и внешнего теплообмена его элементов, которые определяют тепловой режим и требования к выбору средств обеспечения допустимых диапазонов температуры критичных элементов двигателя и тепловых потоков между ними.

Трудность решения таких задач обусловлена сложной пространственной конфигурацией и высокой плотностью элементов СПД в ограниченном объеме [2, 3], неоднородностью конструкционных материалов и их теплофизических свойств [4], большими градиентами и скоростями изменения температуры, сложными циклограммами внутренней и внешней тепловых нагрузок в зависимости от стартовых режимов двигателя и огневого функционирования.

Подходы к конструированию систем СПД, основанные только на использовании решений для прототипов и/или аналогов, на расчете тяговых и электрических параметров и на использовании результатов испытаний разрабатываемых моделей, являются недостаточными. Поэтому разработка тепловой модели двигателя, ее верификация и дальнейшее применение для выбора оптимального сочетания параметров тепловой схемы, проведение математических экспериментов для исследования тепловых режимов СПД на раннем этапе проектирования по-прежнему являются актуальными задачами.

Также для повышения эффективности работы двигателя ведется исследование возможностей оптимизации магнитных систем электроракетных двигателей [5].

Основными задачами теплового расчета являются:

— определение диапазонов температуры и тепловых потоков по элементам СПД-50 с использо-

ванием тепловых моделей, разработанных с помощью выбранного ППП и откорректированных по результатам тепловакуумных испытаний;

— подтверждение нахождения в допустимых пределах температуры внутренних элементов двигателя для более напряженного режима работы (ток разряда $I_p = 1$ А, напряжение разряда $U_p = 300$ В) [6];

— подтверждение эффективности созданной тепловой модели и системы терморегулирования оборудования.

Для получения быстрых и надежных количественных и качественных результатов при выборе и оценке различных схем обеспечения теплового режима в настоящее время разработаны и применяются несколько пакетов прикладных программ (ANSYS, NASTRAN, NISA, SolidWorks, Thermica и др.), отдельные специализированные модули которых предназначены для решения инженерных задач теплообмена в космосе.

Тепловые расчеты проводились для следующего режима работы: ток разряда $I_p = 1$ А, напряжение разряда $U_p = 300$ В, мощность разряда $N_p = 300$ Вт с имитацией условий при стендовых испытаниях двигателя.

Разработка тепловой модели СПД-50, тепловые расчеты и исследование чувствительности модели к изменениям и различным сочетаниям внутренних и внешних параметров теплообмена были проведены с учетом требований ППП «Thermica» [7], основанных на использовании метода изотермических элементов. Разрабатываемая 3D-модель двигателя, построенная в формате ППП «Thermica» с несущественными упрощениями для вычисления параметров радиационного теплообмена между элементами тепловой модели и на границе и содержащая термооптические характеристики элементов, показана на рис. 1.

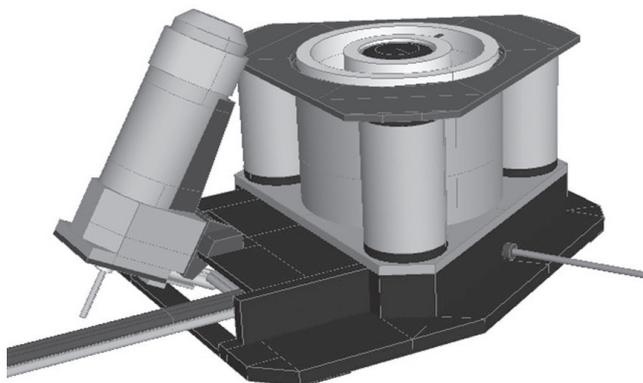


Рис. 1. Разработанная 3D-модель (формат ППП Thermica) двигателя СПД-50 (анодный и катодный блоки)

Тепловая модель анодного блока СПД-50 базируется на теплоотводе избытков тепла, возникающих при огневой работе двигателя излучением в осевом (вперед) и боковом направлениях, и на ограничении кондуктивных и радиационных тепловых потоков в сторону космического аппарата (КА). С этой целью керамика разрядной камеры с внешней и внутренней сторон закрыта тепловыми экранами, препятствующими передаче тепла внутрь двигателя. Интенсивному излучению в космос с выходной плоскости керамики способствует развитая в этом направлении поверхность керамики и ее высокая излучательная способность.

На внешних поверхностях анодного блока используется высокотемпературное оптическое покрытие с максимально возможным коэффициентом излучения.

Теплофизические свойства конструкционных материалов и характеристики тепловых контактов между ними, необходимые для вычисления параметров кондуктивного теплообмена между элементами тепловой модели и на границе, определены конструкторской документацией.

Суммарная тепловая нагрузка в анодном блоке СПД состоит из тепловой отдачи плазмы на аноде, на стенках разрядной камеры и на фронтальных поверхностях анодного блока, а также обмоток магнитных катушек в анодном и магнитном токоподводах. Плазма в разрядной камере и за ее границами рассматривается как диатермичная среда. Поверхностная плотность тепловыделения на внутренней и наружной поверхностях разрядной камеры в зоне эрозии принимается одинаковой. Тепловое излучение плазмы на всех поверхностях керамики разрядной камеры (поверхности, с которыми взаимодействует плазма), на фронтальных поверхностях анода и двигателя, а также тепловая нагрузка в прианодном промежутке вычисляется пропорционально разрядному току и определяется площадью поверхностей. На рис. 2 указаны поверхности, на которых выделяется тепловая мощность во время работы двигателя. Ширина зоны эрозии определяется в зависимости от геометрии и взаимного положения магнитных полюсов и магнитных экранов СПД.

Тепловыделение в разрядной камере определяется в зависимости от КПД двигателя, а тепловыделение в магнитных катушках и токоподводах — в зависимости от разрядного тока, тока магнита и «горячего» сопротивления соответствующих электрических цепей.

Начальное значение общего КПД двигателя может быть представлено как произведение нескольких частных коэффициентов, одним из кото-

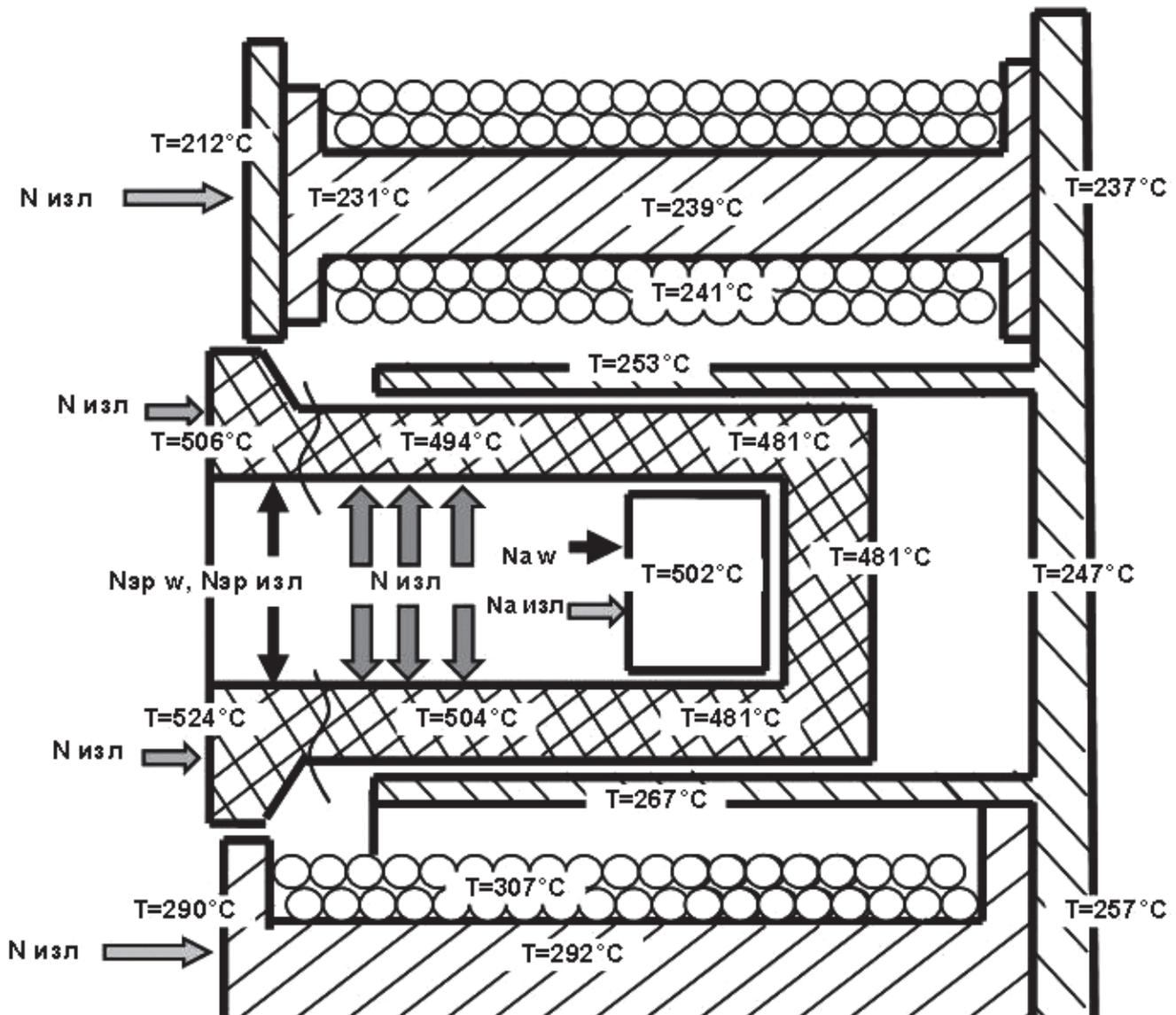


Рис. 2. Схема распределения тепловых потерь на стенках разрядной камеры, на аноде и на фронтальных поверхностях анодного блока СПД-50 и распределение температуры по конструкции двигателя: $N_{a w}$ — тепловые потери плазмы на поверхностях анода, обращенных к разряду; $N_{a изл}$ — излучение плазмы на поверхности анода, обращенные к разряду; $N_{эр w}$ — тепловые потери плазмы на стенках керамики разрядной камеры в зоне эрозии; $N_{эр изл}$ — излучение плазмы на поверхности керамики разрядной камеры в зоне эрозии; $N_{изл}$ — излучение плазмы на все остальные поверхности анодного блока СПД обращенные к разряду

рых является тепловой КПД. Оценка по [1] для остальных коэффициентов, объединенных здесь под названием «тяговый КПД» (коэффициента использования рабочего тела ($\approx 1,0$), а также коэффициентов, учитывающих соотношение ионного и разрядного токов ($\approx 0,8$), влияние расходимости струи ($0,95-0,97$), влияние разброса ионов по скорости ($0,90-0,98$) и полноту использования приложенной разности потенциалов на ускорение ионов ($\approx 0,9$)), изменяется в пределах от $0,616$ до $0,684$ (среднее значение равно $\approx 0,65$).

Например, для измеренного на начало ресурса общего КПД двигателя ($\approx 0,40$ при работе с мощ-

ностью разряда 300 Вт) и уточненного значения тягового КПД ($\approx 0,58$) тепловой КПД двигателя будет равен $\approx 0,707$. Это значит, что тепловое рассеивание из плазмы на анод, на стенки керамики в зоне эрозии и другие открытые поверхности керамики и фронтальные поверхности двигателя равно ≈ 90 Вт ($\approx 29,3\%$ от мощности разряда).

Значения температуры по результатам испытаний и расчетной модели должны находиться в пределах квалификационной температуры. Тепловые требования (тепловые критерии) для основных компонентов двигателя и нумерация элементов тепловой модели, им соответствующих, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Анодный блок СПД-50. Тепловые критерии

| Компоненты СПД | Номер элемента тепловой модели | Границы квалификационной температуры, °С | |
|--|---|--|------------|
| | | T_{\max} | T_{\min} |
| Керамика разрядной камеры | 1 – 9; 12 – 16; | 1000 * | - 90 |
| Анод | 18, 19 | 850 | -150 |
| Магнитопровод и магнитные экраны | 470, 480, 491, 492, 500, 501, 502, 520; 25, 26; 10, 11, 17; 28, 47-50, 56 | 480** | -150 |
| Внутренний магнитный полюс | 30, 32 | 490*** | -150 |
| Наружный магнитный полюс | 34, 35 | | |
| Сердечник внутренней магнитной катушки | 31, 57 | 500 **** | -150 |
| Сердечник наружной магнитной катушки (3 шт.) | 36, 361, 58; 39, 391, 59; 42, 421, 60 | | |
| Обмотка внутренней магнитной катушки | 33 | 460 ***** | -70 |
| Обмотка наружной магнитной катушки (3 шт.) | 37, 40, 43 | | |
| * из условия эрозионной стойкости керамики (максимальная рабочая температура в вакууме равна 2000 °С); | | | |
| ** из условий технологического процесса пайки; | | | |
| *** из условий совместимости керамики, металлов и сплавов; | | | |
| **** с учетом температуры Кюри 760 °С; | | | |
| ***** 460 °С — рабочая температура при ресурсе 10000 ч, 700 °С — рабочая температура при ресурсе 50 ч. | | | |

Разрабатываемая тепловая модель состоит из 130 элементов. Для тепловой модели анодного блока СПД-50 радиационные связи были вычислены с использованием программного обеспечения Thermica V4 с учетом следующих выражений, описывающих изменение термооптических свойств (степень черноты) основных материалов, используемых в конструкции СПД:

а) керамика разрядной камеры: $0,8 - 0,0003 T$, (T , °С);

б) керамика в зоне токоподводов и электрического соединителя: $0,88 - 0,0003 T$;

с) полюс + покрытие Ni + покрытие окисью алюминия: $0,943 - 0,0006 T$;

д) магнитопровод + покрытие Ni: $0,203 + 0,00029 T$.

Для получения информации о тепловом состоянии двигателя во время проведения тепловакуумных испытаний (ТВИ) на него монтируются датчики температуры, устанавливаемые на двигатель в местах, где есть достаточный доступ к поверхностям для применения контактной сварки, клея и других способов монтажа. По показаниям термопар вычисляется градиент температуры по двигателю, что позволяет осуществить коррекцию тепловой

модели по результатам ТВИ. Места установки термопар показаны на рис. 3.

Результаты тепловакуумных испытаний СПД в вакуумной камере при температуре 20 °С на тепловой баланс и термоциклические включения для режима работы двигателя с разрядной мощностью $N_p = 300$ Вт ($I_p = 1$ А, $U_p = 300$ В) представлены на рис. 4 и 5.

Коррекция тепловой модели с результатами испытаний осуществлялась путем проведения тепловых расчетов разработанной ТМ. В расчетах не учитывался конвективный теплообмен (имитация вакуума), задавалась такая же температура окружающей среды, как при испытаниях, задавались оптические свойства СПД и тепловыделения согласно рабочему режиму во время ТВИ. Результаты коррекции представлены в табл. 2. Как видно из таблицы, расчет температуры с помощью численной модели позволяет получить значения, достаточно близкие к экспериментальным данным — разность не превышает 6 %.

На рис. 4 и 6 показана коррекция разработанной модели для динамических расчетов: результаты испытаний — сплошные линии; результаты расчета тепловой модели — пунктирные линии.

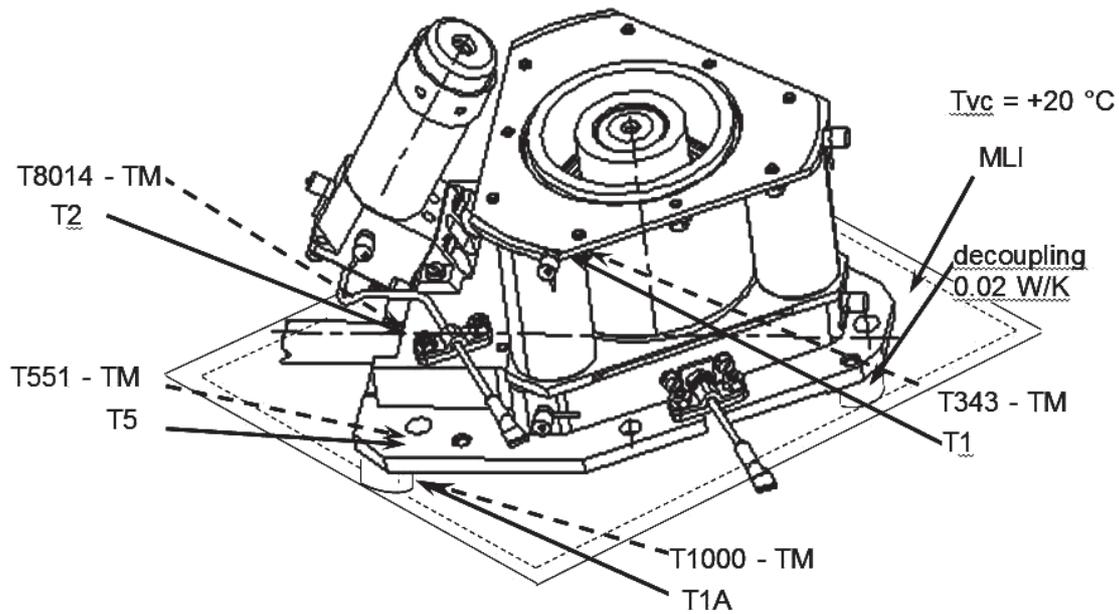


Рис. 3. Места установки датчиков температуры на СПД-50 при ТВИ

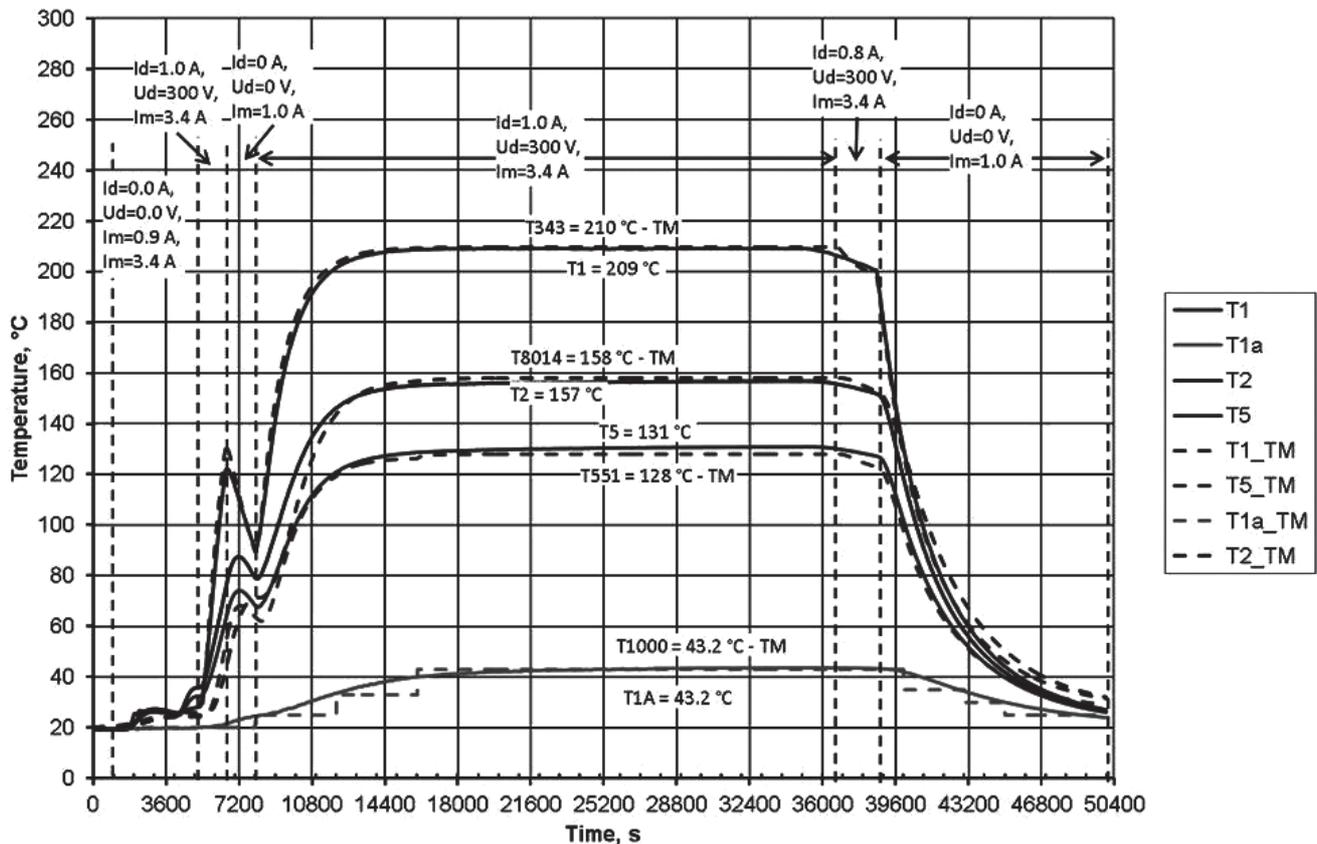


Рис. 4. Результаты ТВИ на тепловой баланс СПД-50 (данные для коррекции ТМ анодного блока)

Разработанная тепловая модель двигателя, откорректированная по результатам испытаний, дает возможность анализировать тепловые процессы внутри двигателя, где невозможно установить термомпары. На рис. 2 показана расчетные значения температуры по элементам двигателя.

На рис. 7 показаны температуры на самом горячем элементе двигателя — керамике разрядной камеры. Рабочий диапазон температуры керамики находится в пределах от минус 90 до плюс 1000 °C. Как видно из рис. 7, температура керамики разрядной камеры не выходит за пределы этого диапазона.

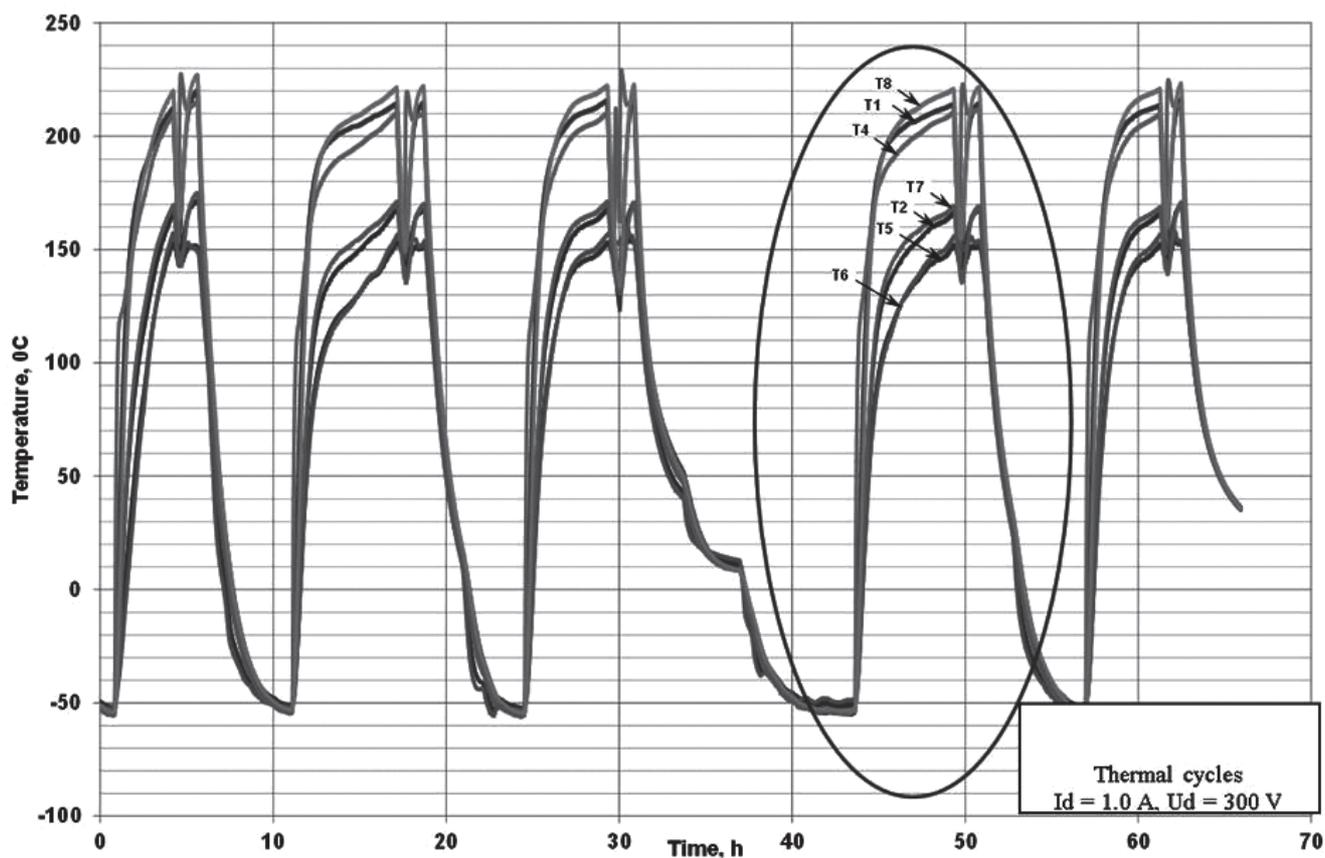


Рис. 5. Результаты термоциклических испытаний СПД-50 (выделена зона, которая использована для коррекции ТМ анодного блока)

Таблица 2

ТМ анодного блока СПД-50. Результаты коррекции ТМ

| Индекс датчика температуры, № элемента ТМ | СПД-50М, результаты испытаний, °С | Расчетная температура, °С (ПО Thermica / Thermisol) | |
|--|-----------------------------------|---|-----------------|
| | | Расчет | ΔT , °С |
| $I_d=1,0 \text{ A}$, $U_d=300 \text{ В}$, $I_m=3.4 \text{ А}$, КПД общий = 0.4100, КПД тяговый = 0.5800, КПД тепловой (тепловыделение, %) = 0.7069 (29.23%) | | | |
| T1, №345 | 209.1 | 212.2 | 3.1 |
| T2, №8014 | 156.5 | 166.0 | 9.5 |
| T5, №5511 | 130.4 | 130.3 | -0.1 |
| Монтажная плита | 43.2 | 43.2 | 0.0 |
| $T_{окр.ср}$ (T в вак. камере) | 22.0 | 22.0 | 0.0 |

На рис. 8 и 9 приведены результаты расчета температуры и скорости изменения температуры при старте и в стационарном режиме. Допустимая максимальная рабочая температура для керамики разрядной камеры составляет 1000°С, для анода-газораспределителя — 850 °С. Видно, что температура керамики разрядной камеры и анода-газораспределителя не превышает максимальную рабочую температуру. Максимальное значение скорости изменения температуры для керамики разряд-

ной камеры составляет 750 °С/мин (данные для борнитридных керамик), для анода-газораспределителя — 17000 °С/мин [3] (средняя скорость охлаждения после нагрева при термической обработке сталей и сплавов).

После коррекции тепловой модели СПД-50 можно определить критические элементы конструкции, подвергающиеся температурному воздействию двигателя.

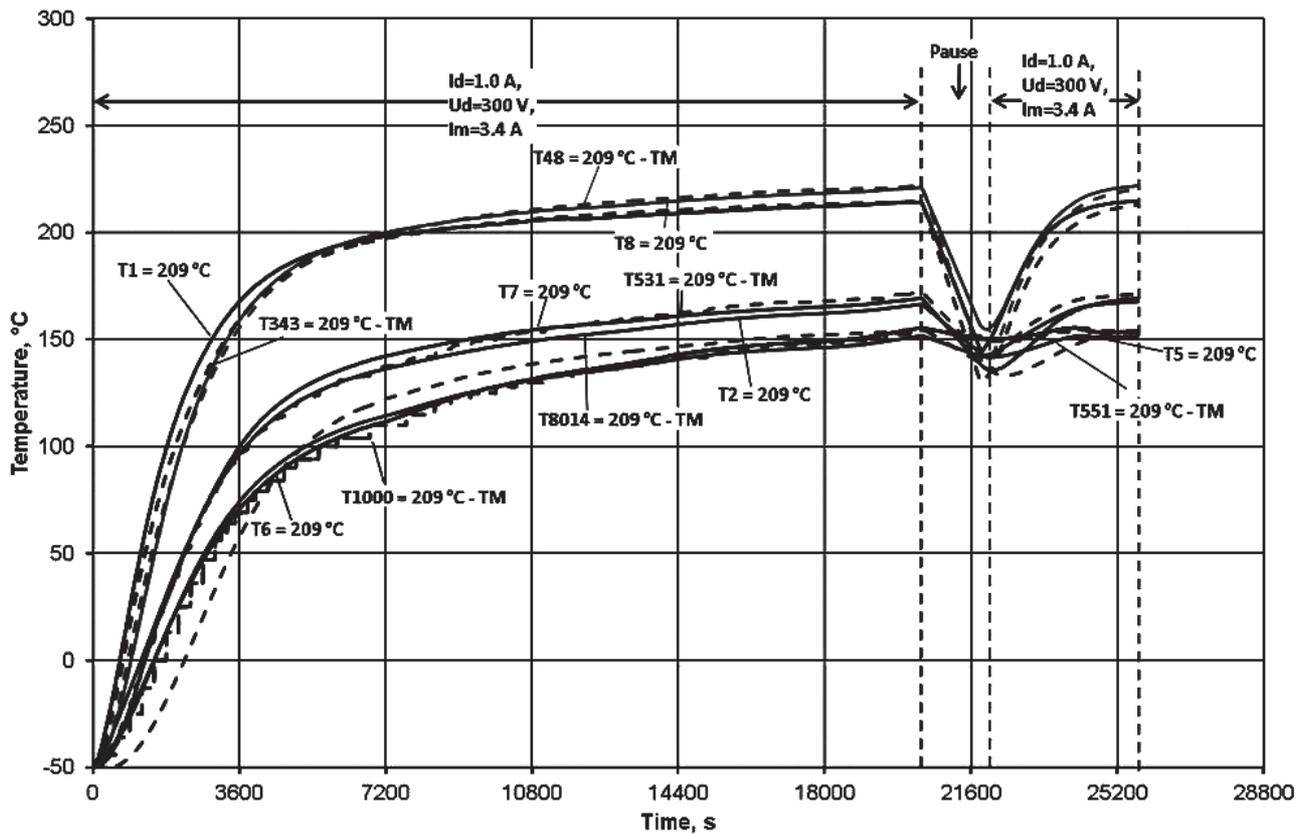


Рис. 6. Результаты термоциклических испытаний СПД-50 (данные для коррекции ТМ анодного блока)

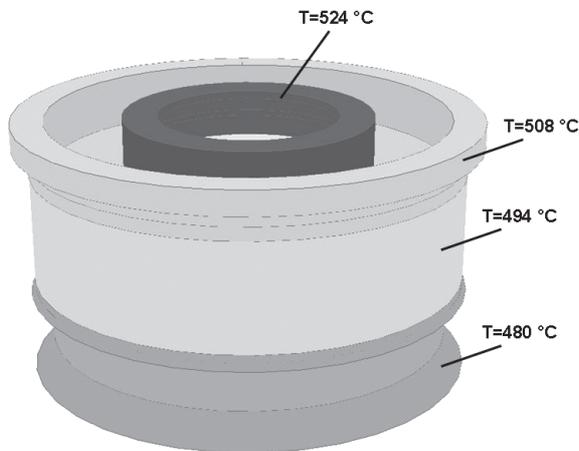


Рис. 7. Температуры на керамике разрядной камеры СПД-50

Одними из критических элементов в тепловом аспекте в подобных устройствах являются применяемые для токоподводов провода, максимальная температура которых не должна превышать 220°C . По результатам теплового расчета был определен элемент провода с критическим уровнем температуры — его значение приближалось к 220°C , следовательно, нет запаса по температуре, что крайне неблагоприятно в случае, если изделию придется работать при внештатной ситуации — возникнут температурные перегрузки.

Для снижения температуры провода можно использовать несколько вариантов:

- замена используемого провода проводом с большим запасом по температуре;
- увеличение тепловой развязки между проводом и горячими элементами конструкции;
- увеличение оттока тепла от критического элемента заменой используемого провода проводом с большим сечением жилы.

Наиболее приемлем вариант с увеличением площади сечения жилы провода для увеличения оттока тепла от критического элемента провода, так как в этом случае изменение конструкции и документации минимальное.

Результаты повторного теплового расчета показали, что при увеличении площади сечения провода в 1,5 раза температура критического элемента снизилась на 20°C , что обеспечивает приемлемый запас по температуре.

Выводы

Разработана тепловая модель двигателя СПД-50, произведена коррекция тепловых расчетов с результатами испытаний. Различие между расчетными данными и результатами испытаний не превышает 6%.

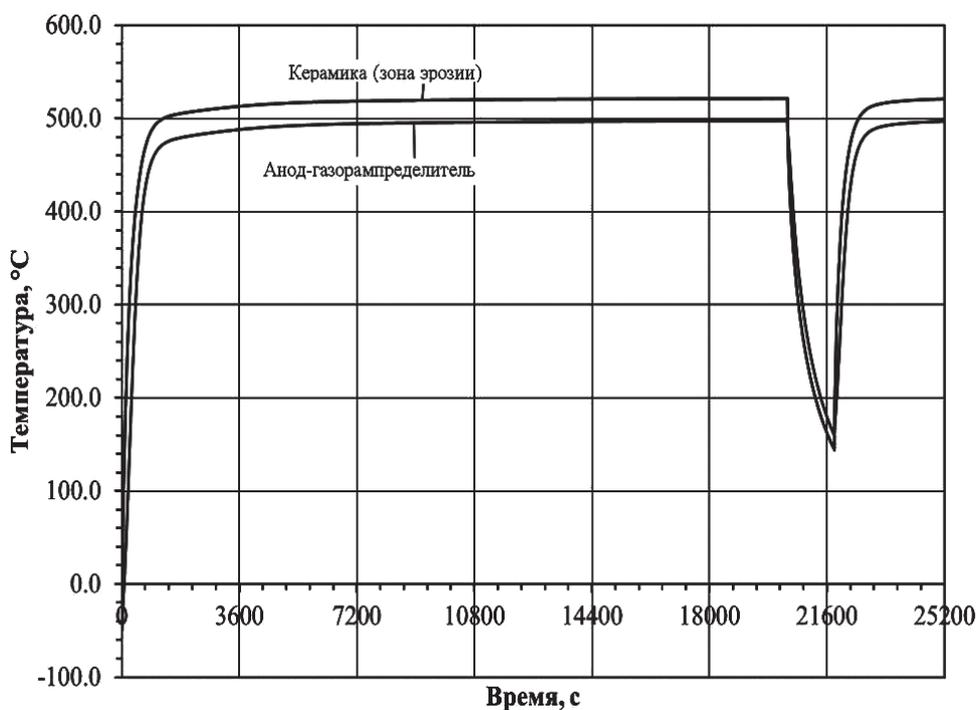


Рис. 8. Температура элементов ТМ СПД-50 (формат Thermica)

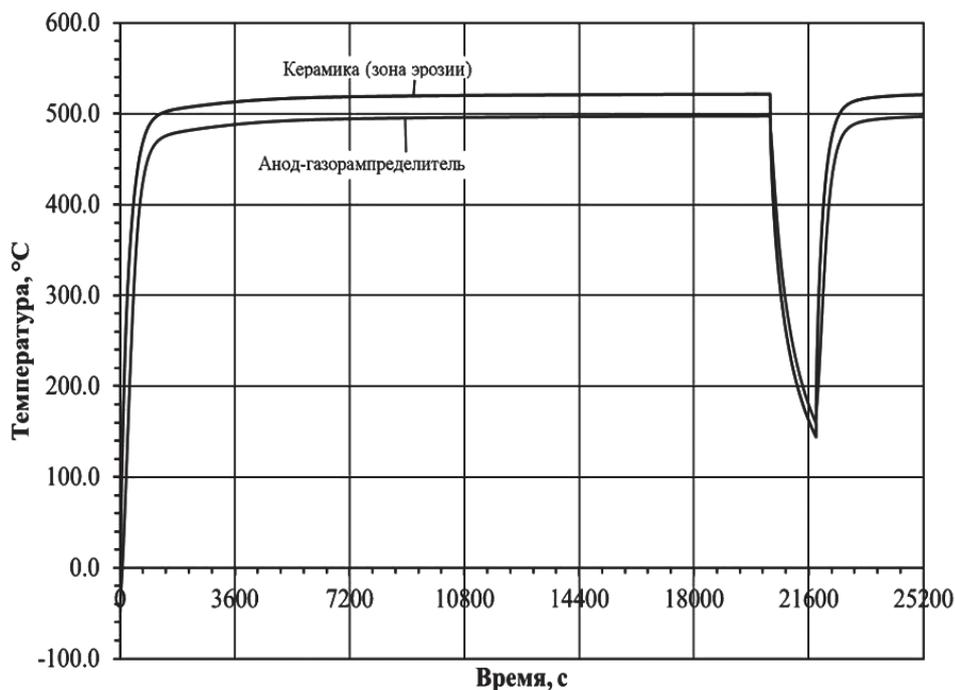


Рис. 9. Скорость изменения температуры элементов ТМ СПД-50 (формат Thermica)

С помощью разработанной тепловой модели были найдены: градиент температуры на керамике разрядной камеры и скорость изменения температуры керамики и анода-газораспределителя. Проведенные расчеты показали, что полученные данные не превышают максимальных значений.

Созданная тепловая модель позволила выявить на предварительном этапе разработки конструкции

критичные элементы с минимальным температурным запасом, найдено оптимальное решение.

Температура критичных элементов СПД не превышает максимальной допустимой рабочей температуры, что подтверждает правильность подходов к выбору тепловой модели и параметров системы терморегулирования анодного блока СПД-50.

Представленная тепловая модель анодного блока СПД-50 может быть использована для разработки других вариантов теплового и монтажного интерфейсов при иных разрядных и магнитных параметрах работы двигателя.

Библиографический список

1. Белан Н.В., Ким В.П., Оранский А.И., Тихонов В.Б. Стационарные плазменные двигатели. — Харьков: ХАИ, 1989. — 316 с.
2. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена. — М.-Л.: Машгиз, 1962. — 456 с.
3. Авдеевский В.С., Галицкий Б.М., Глебов Г.А., Данилов Ю.И. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: Учебник для авиационных специальностей вузов. — М.: Машиностроение, 1975. — 624 с.
4. Лахтин Ю.М. Термическая обработка в машиностроении: Справочник. — М.: Машиностроение, 1980. — 783 с.
5. Гопанчук В.В., Никулин Н.М., Потепенко М.Ю. Исследование возможностей оптимизации магнитных систем электрореактивных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 1. С. 64-74.
6. Potapenko M.Yu., Gopanchuk V.V. Development and Research of the Plasma Thruster with a hollow magnet Anode PlaS-40 // 33rd International Electric Propulsion Conference (IEPC-2013-52). The George Washington University. Washington, D.C. USA. 6-10 October 2013, 10 p.
7. Thermica Version 4.6.0 User Manual, Ref: ASTRI.UM.757138.ASTR, 2013. — 198 p.

THERMAL CALCULATION OF THE SPT-50 STATIONARY PLASMA THRUSTER

Chubov P.N.^{1*}, Saevets P.A.^{1**}, Rumyantsev A.V.^{2***}

¹ Experimental Design Bureau "Fakel",
181, Moskovsky av., Kaliningrad, 236001, Russia

² Immanuel Kant Baltic Federal University,
IKBFU, 14, A. Nevskogo str., Kaliningrad, 236041, Russia

* e-mail: chubovp@gmail.com

** e-mail: saevetspa@ya.ru

*** e-mail: albert37@list.ru

Abstract

Development of the SPT-50 thermal model, thermal calculations and study of the model sensitivity to changes and to various combinations of internal and external heat exchange parameters was carried out with account for the requirements of the Thermica software applications package (SAP) based on employing of isothermal elements method. The thermal model under development consists of 130 elements. The radiation couplings for the SPT-50 anode unit's thermal model were computed employing Thermica V4 SAP. To obtain the information on the thruster thermal state during thermal vacuum tests (TVT) it was equipped with temperature detectors, installed on the thruster in places with enough access to the surfaces for contact welding, glue and other ways of mounting. The SPT's thermal balance thermal vacuum and thermal cycling tests were performed. The thermal model correction with the testing results was realized by thermal calculations employing the developed thermal model. The calculations did not account for convective heat exchange (imitation of vacuum). The ambient temperature was set the same as the during testing, and SPT's optical and heat emission properties were set according to the operating mode during TVT.

The developed thruster thermal model, updated by testing results tests, allows analyze thermal processes inside the thruster in the places where installation of thermocouples is impossible. After the SPT-50 thermal model correction one can define the critical design elements, thermally affected by the thruster. Based on the thermal calculation results, the element of wire with critical temperature level has been defined, and this value approached maximum temperature value of 220°C. To decrease the wire temperature, we increase the wire core section area to enhance the heat sink from the wire's critical element. The calculations revealed that the temperature of the SPT's critical elements does not exceed maximum admissible working temperature. It confirms correctness of the approaches to selection of thermal design and parameters of the thermal regulation system of the SPT-50 anode unit. The presented thermal model of the SPT-50 anode unit can be employed for developing other options of thermal and mounting interfaces for other discharge and magnetic thruster operating parameters.

Keywords: stationary plasma thruster, thermal model, software applications package Thermica, thermal calculation, thermal-vacuum tests.

References

1. Belan N.V., Kim V.P., Oranskii A.I., Tikhonov V.B. *Statsionarnye plazmennye dvigateli* (Stationary plasma thrusters), Kharkov, KhAI, 1989, 316 p.
2. Kutateladze S.S. *Osnovy teorii teploobmena* (Fundamentals of heat exchange theory), Moscow – Leningrad, Mashgiz, 1962, 456 p.
3. Avduevskii V.S., Galitseiskii B.M., Glebov G.A., Danilov Yu.I., *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi tekhnike* (Fundamentals of heat transfer in aircraft and space-rocket equipment), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 624 p.
4. Lakhtin Yu.M. *Termicheskaya obrabotka v mashinostroenii* (Thermal treatment in machine engineering), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 783 p.
5. Gopanchuk V.V., Nikulin N.M., Potapenko M.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 1, pp. 64-74.
6. Potapenko M.Yu., Gopanchuk V.V. Development and Research of the Plasma Thruster with a hollow magnet Anode PlaS-40. *33rd International Electric Propulsion Conference (IEPC-2013-52)*. The George Washington University. Washington, D.C. USA, 6–10 October 2013, 10 p.
7. Thermica. Version 4.6.0. User manual. *References: ASTRI.UM.757138.ASTR*, 2013, 198 p.