

ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУР В БЛОКЕ СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Круглов К.И.

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия
e-mail: k.kruglov.mai@yandex.ru*

Используется физико-математическая модель тепловых процессов, в которой рассматривается перенос тепла лучистым и кондуктивным способом. В качестве граничных условий задачи задается тепловыделение в компонентах блока системы питания и управления (СПУ). Приводятся результаты расчета распределения температур дискретных электронных компонентов в блоке СПУ при работе высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД). В результате анализа распределения температур в блоке СПУ даны рекомендации по выбору теплофизических параметров компаунда для заливки платы блока СПУ, необходимых для обеспечения допустимого температурного режима дискретных компонентов в блоке СПУ.

Ключевые слова: высокочастотный ионный двигатель, система питания и управления, численное моделирование, радиационный теплообмен, кондуктивный теплообмен, нагрев электронных компонентов, ионно-оптическая система.

Введение

Основной принцип работы ионных двигателей состоит в получении тяги путем ускорения ионов из плазмы рабочего газа электростатическим полем до скоростей, равных десяткам километров в секунду.

Наиболее перспективной [1] схемой ионного двигателя считается предложенная Х. Лёбом [2—5] схема ВЧИД, в которой ввод мощности в разряд осуществляется с помощью переменного электромагнитного поля, создаваемого индуктором, расположенным вокруг газоразрядной камеры (ГРК). Источником ВЧ-напряжения является ВЧ-генератор (ВЧГ), который вместе с элементами питания электродов ионно-оптической системы (ИОС) входит в состав системы питания и управления двигателя, размещенной внутри металлического корпуса, расположенного на крепежном фланце (рис. 1).

Тепловые потоки, выделяемые компонентами СПУ (микросхемы, транзисторы, конденсаторы и пр.), нагревают их. Температуры данных компонентов должны поддерживаться в диапазонах, обеспечивающих поддержание их рабочих характеристик. Поэтому необходим предварительный расчет их температур. Такого рода расчеты позволяют не только уточнить номенклатуру используемых радиокомпонентов, но и выработать рекомендации по взаимному расположению элементов электрической схемы СПУ.

В предлагаемой работе представлены результаты теплового моделирования, выполненного для блока СПУ лабораторного образца двигателя ВЧИД-8 с диаметром выходного ионного пучка 8 см, изготовленного в НИИ ПМЭ МАИ.

Конструкция ВЧИД с блоком СПУ

Конструктивная схема ВЧИД-8 с наиболее значимыми для проведения теплового моделирования элементами представлена на рис. 1 [6].

Корпус блока СПУ располагается на крепежном фланце. Для обеспечения максимального лучистого отвода тепла внешние поверхности элементов и корпуса блока СПУ зачернены (степень черноты 0,9).

Теплоизолирующая пластина 7 предназначена для защиты блока СПУ от теплового излучения, идущего от ГРК, нагретой до температуры 300—350°C при работе ВЧИД. Пластина 7 прикреплена к крепежному фланцу 6, термостатированному через посадочные поверхности. Поэтому тепловой поток от двигателя при данном расчете не учитывается.

Методика численного расчета температур компонентов блока СПУ

Методика расчета включает в себя следующие этапы: разработку упрощенной геометрической мо-

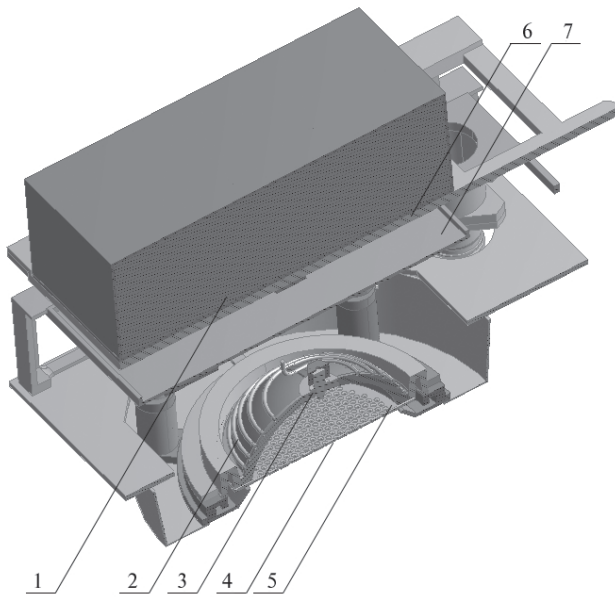


Рис. 1. Конструктивная схема ВЧИД: 1 — корпус блока СПУ; 2 — индуктор; 3 — ГРК; 4 — ускоряющий электрод; 5 — эмиссионный электрод; 6 — крепежный фланец; 7 — теплоизолирующая пластина

дели объекта, построение конечно-элементной сетки, определение входных параметров, расчет температур с использованием типовых пакетов прикладных программ.

По данной методике проведены серии расчетов распределений температур дискретных компонентов в блоке СПУ при различных температурах посадочной поверхности крепежного фланца.

Упрощенная геометрическая модель блока СПУ

В модели представлены следующие элементы:

- дискретные электронные компоненты (микросхемы, транзисторы, конденсаторы и пр.);
- элементы печатной платы;

- корпус блока СПУ;
- компаунд;
- крепежный фланец.

Упрощенная геометрическая модель блока СПУ ограничена 30 силовыми элементами (конденсаторами, транзисторами и пр.), наиболее значимыми для расчета нагрева в блоке СПУ (рис. 2). При этом используемый для защиты элементов компаунд смоделирован в виде твердого тела с заданной теплопроводностью [7]. Тепловой контакт между компаундом и элементами СПУ считается идеальным.

В расчетной модели компоненты печатных плат СПУ моделируются в виде цилиндров и параллелепипедов с соответствующими геометрическими размерами.

Конечно-элементная сетка разбиения объекта

Расчеты температур в блоке СПУ проводились с использования пакета прикладных программ ANSYS. При проведении расчетов был использован метод дискретных элементов (panel method), в котором объект исследования разбивается на большое число малых элементов, внутри которых численные значения теплофизических величин, а именно теплопроводности и степени черноты, считаются одинаковыми.

Сетка разбиения объекта на 70 000 отдельных элементов (рис. 3) позволяет вычислять температуру с приемлемой точностью.

Тепловыделение в блоке СПУ

На рис. 4 приведены выделяемые элементами тепловые мощности, контактные сопротивления между элементами и платой, использованные в расчете температур в блоке СПУ, а также максимальные значения температур для обеспечения работоспособности элементов [8—10]. Для большин-

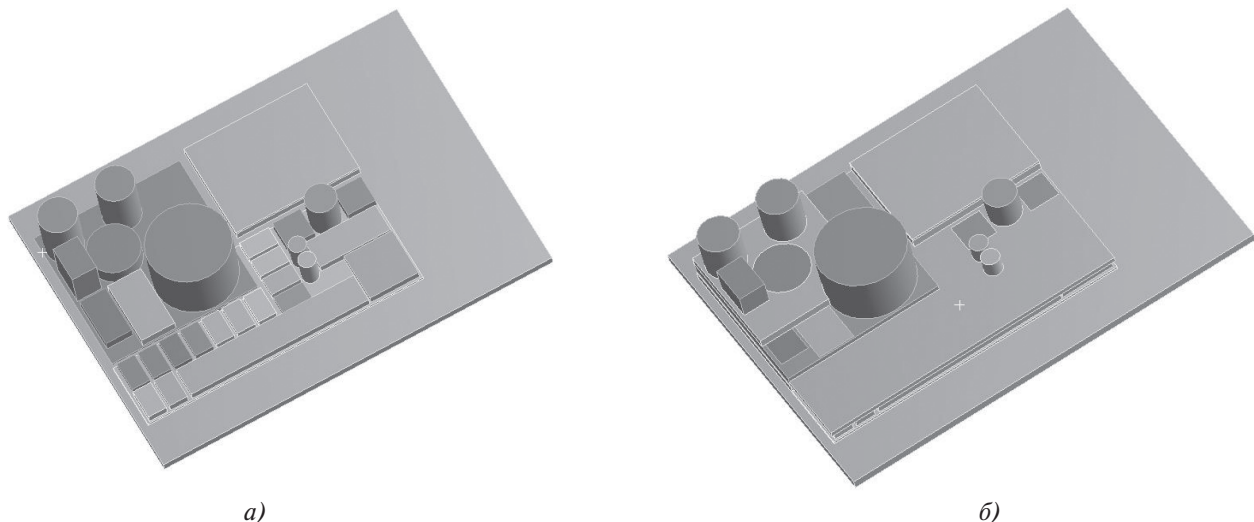


Рис. 2. Геометрическая модель блока СПУ: а — без заливки герсилом; б — с частичной заливкой герсилом

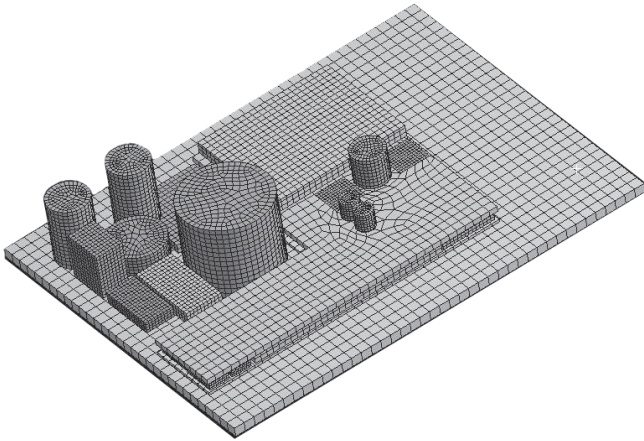


Рис. 3. Сетка разбиения блока СПУ на элементы

ства используемых компонентов максимальные значения температур составляют 90°C.

Суммарное тепловыделение в блоке СПУ от всех составляющих элементов принимается равным 66.4 Вт. Это значение соответствует выходной мощности ВЧГ 48 Вт, требуемой для работы двигателя ВЧИД-8 на номинальном режиме (тяга — 8.8 мН, ток пучка — 120 мА) [11] и подаваемой на индуктор.

Входными параметрами для численного расчета являются: теплопроводность и степень черноты

для всех элементов сетки разбиения объекта, тепловые контактные сопротивления, объемные тепловые потоки для тепловыделяющих элементов.

Граничным условием для расчета являлась температура посадочной поверхности крепежного фланца. Температура окружающей среды принималась равной тому же значению, тем самым имитировалась температура окружающих элементов конструкции космического аппарата.

Численный расчет температур компонентов блока СПУ

В модели принято, что теплообмен между элементами сетки разбиения объекта осуществляется излучением, теплопроводным (кондуктивным) способом и через контактные сопротивления.

Потоки лучистой энергии Q_p , идущие с каждого i -го поверхностного элемента, определяются следующей системой линейных алгебраических уравнений [12]:

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

где ϵ_j — степени черноты поверхностей элементов;

δ_{ij} — символ Кронеккера;

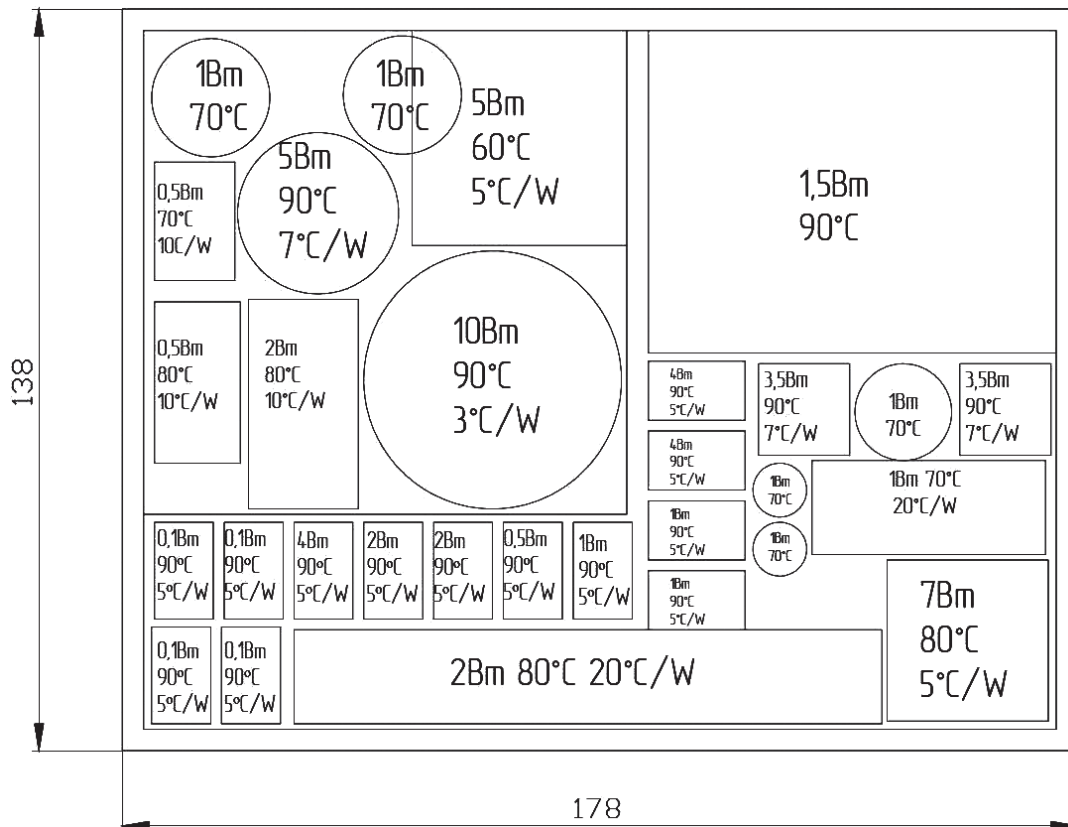


Рис. 4. Схема блока СПУ с указанными значениями выделяемого тепла на элементах, максимальных рабочих температур и температурных сопротивлений

A_i — площади соответствующих элементов;
 σ — постоянная Стефана—Больцмана;
 F_{ij} — матрица коэффициентов взаимной облученности элементов (рассчитывается в начале счета один раз, так как в данной задаче геометрия не изменяется).

Совместно с (1) решается уравнение теплового баланса также для каждого i -го элемента сетки разбиения с учетом лучистого и теплопроводного теплообмена между различными элементами сетки разбиения блока СПУ, которое можно представить в следующем виде:

$$Q_i = \sum (Q_{ji}^{Rad} + Q_{ji}^{Cond}) + Q_i^V. \quad (2)$$

Здесь Q_i — поток тепловой мощности, выходящей из i -го элемента сетки разбиения;

Q_i^V — тепловые мощности, выделяемые компонентами платы (распределяются равномерно по объему этих компонентов);

Q_{ji}^{Cond} — теплопроводный поток между граничащими друг с другом элементами i и j (определяется с помощью конечно-разностного выражения закона теплопроводности Фурье, где вместо градиента температуры используется разность температур соседних элементов, отнесенная к эффективному расстоянию между элементами, — эта процедура применяется, если соседние элементы принадлежат одному и тому же объекту; в соединениях между разными объектами используется реальный термический контакт с заданными значениями контактных сопротивлений);

Q_{ji}^{Rad} — лучистый поток тепла, поступающий на i -й элемент от всех элементов j , определяется из потоков Q_i^{Rad} , вычисляемых в (1).

Численное решение системы (1)—(2) осуществляется в программе ANSYS методом последовательных приближений. Итерации производятся до тех пор, пока не будет достигнуто выполнение уравнения теплового баланса (2) для всех i -х элементов сетки разбиения блока СПУ с заранее заданной погрешностью 0.1 Вт/м² для всех тепловых потоков Q_i .

Результаты расчета температур

Были выполнены расчеты температурных распределений на поверхностях дискретных элементов блока СПУ при различных температурах T_ϕ посадочной поверхности крепежного фланца b (см. рис. 1). На рис. 5 представлены результаты расчета температур компонентов блока СПУ при температурах $T_\phi = 50, 60$ и 70 °С. Температура корпуса

блока СПУ, изображенного на рис. 1, составила в расчете 50...52 °С, 60...62 °С и 70...72 °С соответственно.

При $T_\phi = 50$ °С (рис. 5,а) температуры практически всех компонентов схемы, за исключением трансформатора, имеющего температуру, близкую

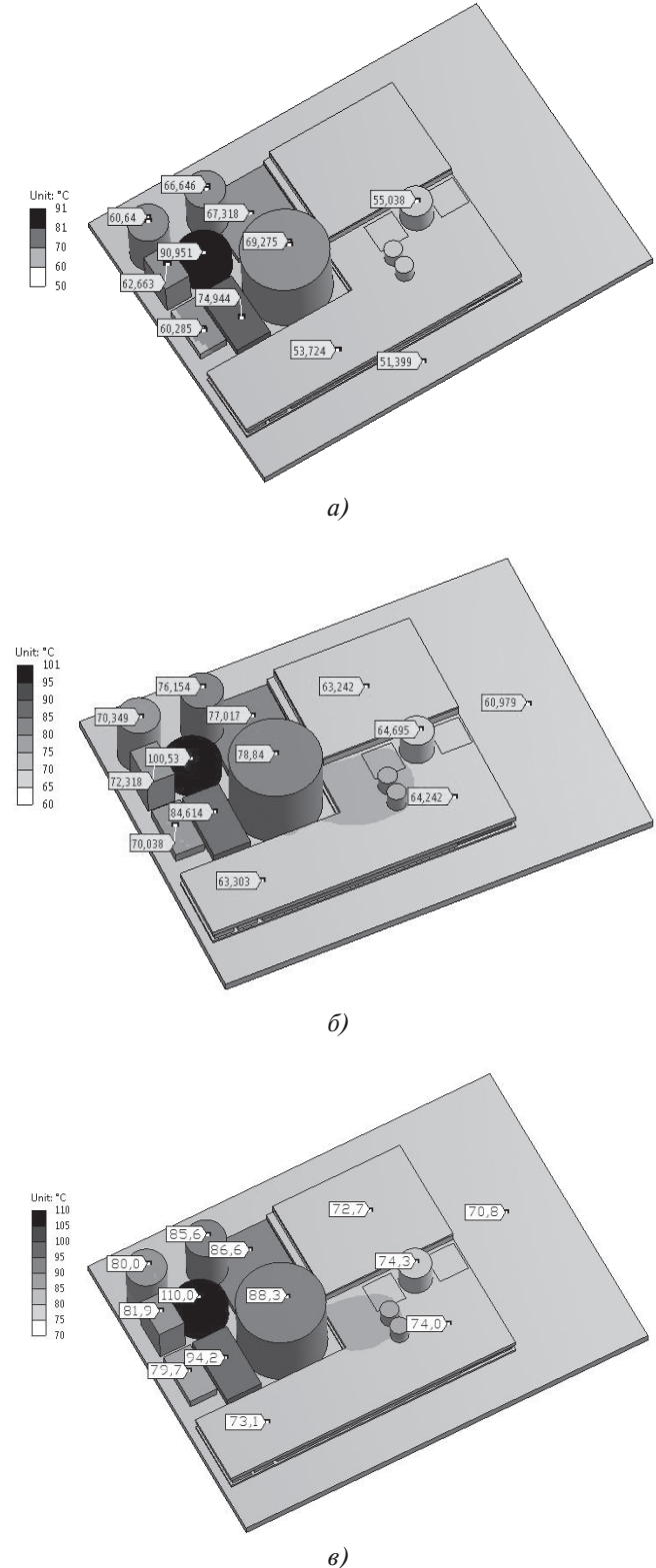


Рис. 5. Температуры на поверхностях элементов блока СПУ: а — $T_\phi = 50$ °С; б — $T_\phi = 60$ °С; в — $T_\phi = 70$ °С

к критической, и микросхемы с температурой 67.3°C , что на 8°C выше граничной температуры, находятся в разрешенном диапазоне температур. При $T_{\text{ф}} = 70^{\circ}\text{C}$ почти все компоненты, отвечающие за работу ВЧ-генератора, оказываются нагретыми до температур, превышающие критические температуры, что отрицательно скажется на работе СПУ.

Температура крепежного фланца во всех случаях практически не отличается от заданных температур посадочной поверхности $T_{\text{ф}}$. Лучистый и кондуктивный нагрев пластины от корпуса блока СПУ во всех случаях увеличил ее температуру всего лишь на $\sim 0.9^{\circ}\text{C}$.

Была проведена серия расчетов с различными значениями коэффициентов теплопроводности компаунда в диапазоне от $1.2 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$ (герсил) до $2.7 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$ (другие композитные наполнители). На рис. 6 представлена температура наиболее нагретого компонента схемы при различных коэффициентах теплопроводности компаунда из указанного диапазона.

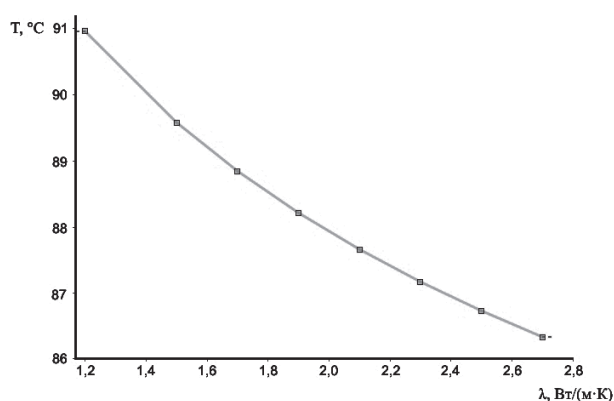


Рис. 6. График зависимости максимальной температуры в блоке СПУ от коэффициента теплопроводности компаунда

Выводы

Разработана и апробирована методика определения температур электронных компонентов СПУ лабораторного образца ионного двигателя ВЧИД-8. Расчеты температур, выполненные по предлагаемой методике, позволяют оценить распределение температур для конкретной электрической схемы СПУ и сделать вывод о возможности применения выбранной номенклатуры электронных компонентов.

Анализ результатов расчетов показал, что температуры всех электронных компонентов блока системы питания и управления лабораторного образца ВЧИД-8 определяются температурой посадочной поверхности крепежного фланца и возрастают линейно с её ростом, при этом разность между максимальной и минимальной температурой в бло-

ке СПУ не зависит от температуры посадочной поверхности.

Определены требования к теплопроводности компаунда для заливки платы блока СПУ. При использовании материалов с теплопроводностью, превышающей $1,7 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$, удается обеспечить допустимую температуру электронных компонентов при температуре посадочного места, достигающей 50°C .

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках государственного задания (проект № 9.9055.2017/БЧ)

Библиографический список

1. Попов Г.А. Электрические ракетные двигатели (ЭРД): Разработки ЭРД в России. Роль Московского авиационного института // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 112-122.
2. Loeb H.W. Recent Work on Radio Frequency Ion Thrusters // Journal of Spacecraft and Rockets. 1971. Vol. 8. No. 5, pp. 494-500.
3. Loeb H.W., Freisinger J., Groh K.H. Feasibility Study of Large-Scale RF-Ion Thrusters // 41st Congress of the International Astronautical Federation. Paper IAF-90-231. 1990, Dresden, GDR, 12 p.
4. Loeb H.W., Da X. Large-Scale Radio-Frequency Ion Thrusters for Manned Mars Missions// 43rd Congress of the International Astronautical Federation. Paper IAF-92-0619. Washington DC, USA, 1992, 9 p.
5. Loeb H.W. Principle of Radio-Frequency Ion Thrusters RIT. Workshop RIT-22 // Demonstrator Test at Astrium at Giessen University. Giessen, Germany, 2010, 86 p.
6. Антропов Н.Н., Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Гришин Р.А., Кожевников В.В., Плохих А.П., Попов Г.А., Хартов С.А. Экспериментальные исследования высокочастотного ионного двигателя // Известия РАН. Энергетика. 2016. № 2. С. 4-14.
7. Компаунд силиконовый теплопроводный электроизоляционный «Герсил — 312». URL: http://www.polisil-m.ru/index.php?option=com_sobi2&catid=23&Itemid=39
8. IRF3708 Datasheet. URL: <https://www.infineon.com/cms/en/product/power/mosfet/20v-30v-n-channel-power-mosfet/20v-30v-n-channel-power-mosfet/IRF3708/productType.html?productType=5546d462533600a401533d2ae90f7039>
9. MAX5064B Datasheet. URL: <https://datasheets.maximintegrated.com/en/ds/MAX5062-MAX5064B.pdf>
10. SK52~SK56 Datasheet. URL: http://www.panjit.com.tw/pdf/Power%20Schottky/SK52_SERIES%20160513%20REV.05.pdf
11. Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Дронов П.А., Дьяконов Г.А., Иванов А.В. Высокочастотный ионный двигатель малой мощности // Вестник Сибирского

государственного аэрокосмического университета
им. академика М.Ф. Решетнева. 2015. Т. 16. № 2.
С. 378-385.

12. Siegal R., Howell J.R. Thermal Radiation Heat Transfer.
USA, Washington, 1992. — 1072 p.

NUMERICAL CALCULATION OF TEMPERATURE DISTRIBUTION IN POWER SUPPLY UNIT OF A RADIO FREQUENCY ION THRUSTER

Kruglov K.I.

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia
e-mail: k.kruglov.mai@yandex.ru*

Abstract

Thermal flows emitted by power supply unit (PSU) components lead to their heating, which, in its turn, may lead to changes of their operating characteristics up to their failure. Thus, the temperatures of these components should be maintained within the ranges ensuring maintenance of their operating characteristics. For this purpose a preliminary simulation of thermal processes in the PSU housing was performed.

The article presents a model for temperature distribution calculation in separate components of a radio frequency ion thruster's structure. These calculations were performed using ANSYS bundled software.

Due to the negligible effect of thermal flows from the thruster unit on the thermal state of PSU, thermal simulations of the thruster unit and the PSU were performed separately. The aluminum thermostatically controlled mounting flange, located above the gas-discharge chamber presents the boundary.

All PSU's structural elements in the computer model are simulated as simple geometric forms, such as cylinders or parallelepipeds with appropriate geometrical dimensions.

The total heat emission in the PSU unit from all its constituting elements is taken equal to 66.4 W. This value corresponds to the operating mode of a low-power radio frequency ion thruster.

To intensify maximally the heat removal by radiation, the emissivity factor of 0.9 was attributed to all external surfaces of the PSU unit components.

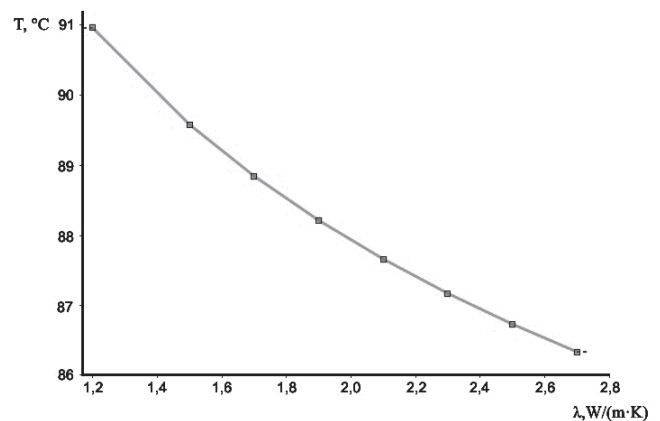
To maximize radiant heat removal, the outer surfaces of elements of PSU were modeled with the emissivity of 0.9. To increase the conductive heat exchange, a partial PSU components' potting (gersil) was performed.

The calculation used the real thermal contact between adjacent surfaces with corresponding values of

thermal junction resistance. A series of calculations was conducted for various the compound's thermal resistance values from 1.2 to 2.7 W/(m·K).

The figure below shows the dependence of the temperature of the most heated component of the structure under various thermal conductivity coefficients of the compound.

The requirements for the thermal conductivity of the compound for filling the PSU's PCBs were determined. When using materials with thermal conductivity exceeding 1.7 W/(m·K), it is possible to ensure the permissible temperature of electronic components at a temperature of the mounting flange reaching 50°C.



Dependence of the maximum PSU's temperature on the coefficient of thermal conductivity of the compound

The developed physico-mathematical model can be employed at the stage of the ion thruster preliminary designing.

Keywords: radio frequency ion thruster, power supply unit, numerical simulation, radiative heat exchange, conductive heat exchange, heating of electronic components, ion-optics system.

References

1. Popov G.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 112-122.
2. Loeb H.W. Recent Work on Radio Frequency Ion Thrusters. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1971, vol. 8, no. 5, pp. 494-500.
3. Loeb H.W., Freisinger J., Groh K.H. Feasibility Study of Large-Scale RF-Ion Thrusters. *41st Congress of the International Astronautical Federation*. Paper IAF-90-231, 1990, Dresden, GDR, 12 p.
4. Loeb H.W., Da X. Large-Scale Radio-Frequency Ion Thrusters for Manned Mars Missions. *43rd Congress of the International Astronautical Federation*, Paper IAF-92-0619, Washington DC, USA, 1992, 9 p.
5. Loeb H.W. *Principle of Radio-Frequency Ion Thrusters RIT. Workshop RIT-22*. Demonstrator Test at Astrium at Giessen University. Giessen, Germany, 2010, 86 p.
6. Antropov N.N., Akhmetzhanov R.V., Bogaty A.V., Grishin R.A., Kozhevnikov V.V., Plokhikh A.P., Popov G.A., Khartov S.A. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2016, no. 2, pp. 4-14.
7. *IRF3708 Datasheet*, <https://www.infineon.com/cms/en/product/power/mosfet/20v-300v-n-channel-power-mosfet/20v-30v-n-channel-power-mosfet/IRF3708/productType.html?productType=5546d462533600a401533d2ae90f7039>
8. *MAX5064B Datasheet*, <https://www.maximintegrated.com/en/products/power/power-switching/MAX5064B.html>
9. *SK52~SK56 Datasheet*, http://www.panjit.com.tw/pdf/Power%20Schottky/SK52_SERIES%20160513%20REV.05.pdf
10. Akhmetzhanov R.V., Bogaty A.V., Dronov P.A., D'yakonov G.A., Ivanov A.V. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2015, vol. 16, no. 2, pp. 378-385.
11. *Kompaund silikonovyi teploprovodnyi elektroizolyatsionnyi "Gersil - 312"*, http://www.polisil-m.ru/index.php?option=com_sobi2&catid=23&Itemid=39
12. Siegal R., Howell J.R. *Thermal Radiation Heat Transfer*. USA, Washington, 1992, 1072 p.