

Three-Dimensional Modeling of Heat Balance on the Example of an Experimental Aircraft HIFiRE-1

I. A. Koryukov and A. N. Rybakov

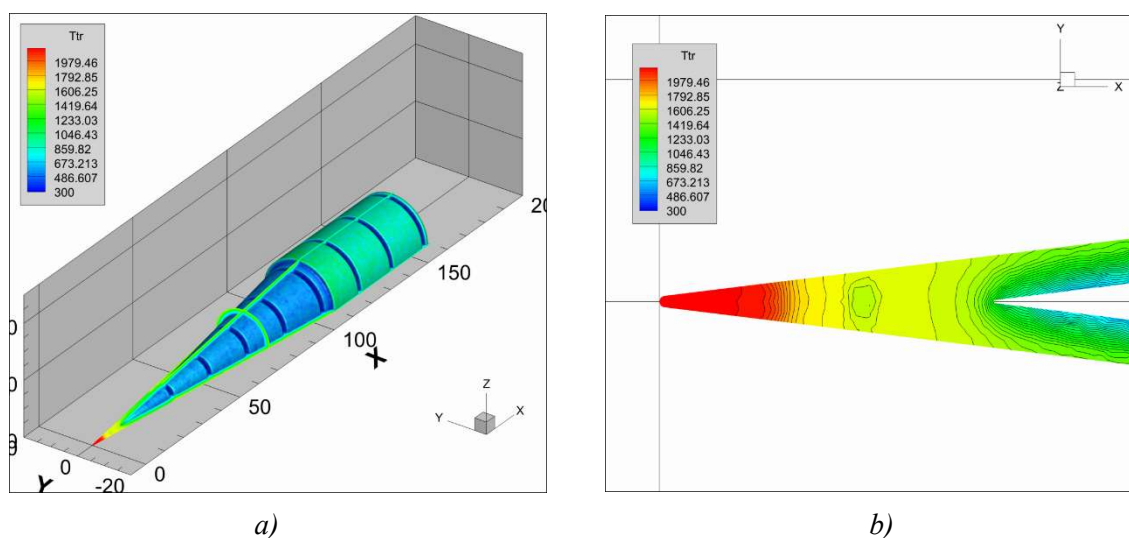
JSC "Tactical Missile Corporation", Korolev, Moscow region, 141080, Russian.

iakoryukov@mail.ru

Abstract

In this paper, we consider the solution of the spatial problem of the heat balance of a high-speed experimental aircraft, taking into account a heterogeneous combination of materials and their compositions. To solve this problem, a virtual geometry model of the HIFiRE-1 aircraft was used in the form of a blunt cone turning into a cylinder. The problem was solved using the Thermal Conductivity 3D (TC3D) computer code, which is based on the heat conduction equation related to second-order parabolic type equations.

Keywords: TC3D, mathematical modeling, unstructured mesh, cone-cylinder-skirt, HIFiRE-1.



- a) the result of the temperature distribution over the entire computational domain in numerical simulation on the HIFiRE-1 geometry without a skirt;
- b) the result of the temperature distribution over the outer surface of the computational domain in numerical simulation on the HIFiRE-1 geometry without a skirt

УДК 536.212.2

Трехмерное моделирование теплового баланса на примере экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1

Корюков И. А., Рыбаков А. Н.

*АО «Корпорация «Тактического ракетное вооружение»,
Россия, г. Королёв, Московская область, 141080, ул. Ильича, 7
iakoryukov@mail.ru*

Аннотация

В данной работе рассматривается решение пространственной задачи теплового баланса высокоскоростного экспериментального летательного аппарата с учетом разнородного сочетания материалов и их композиций. Для решения этой задачи использовалась виртуальная модель геометрии летательного аппарата HIFiRE-1 в виде затупленного конуса, переходящего в цилиндр. Задача решалась с использованием компьютерного кода Thermal Conductivity 3D (TC3D), в основу которого положено уравнение теплопроводности, относящееся к уравнениям параболического типа второго порядка.

Ключевые слова: TC3D, математическое моделирование, неструктурированная сетка, конус-цилиндр-юбка, HIFiRE-1.

1. Введение

В процессе разработки перспективных высокоскоростных летательных аппаратов (далее ВЛА) необходимо определение аэротермодинамических характеристик, особенностей обтекания интегральных компоновок ВЛА в том числе с прямоточными воздушно-реактивными двигателями и физическо-химических процессов внутри конструкций и их элементов. С этой целью выполняется комплекс экспериментальных и расчетно-теоретических исследований.

Одним из примеров подобного рода исследований служит программа HiFire, к реализации которой были привлечены пять научно-исследовательский центров NASA, ведущие университеты Австралии и США, центр CUBRC, Объединенный технологический исследовательский центр, подразделение «Фантом Уокс» и др. В процессе эксперимента полезный груз с помощью двухступенчатого ускорителя «Террьер – Орион» выводится на высоту порядка 290 км, а затем входит в атмосферу на режиме крутого пикирования, достигая расчетного числа $4 \div 8$ М. В процессе спуска выполняются основные измерения [1].

В ходе исследования предусматривается изучение: переходных режимов в пограничном слое и вязко-невязкие взаимодействия; взаимодействия скачков уплотнения на кромках с пограничным слоем и аэродинамический нагрев; эффектов реального газа и химически неравновесных потоков; испарительного охлаждения; трехмерных отрывных течений (выхлопных струй); управления тепловыми потоками и сопротивлением с помощью магнитогидродинамических методов; пространственного обтекания корпуса, возникновения и взаимодействия скачков уплотнения между собой и с пограничным слоем [1].

Этот широкомасштабный проект реализуется на основе опыта работы по программам HyShot и HyCAUSE.

В работе [2] проведено исследование структуры течения потока около поверхности HIFiRE-1 с использованием компьютерного кода NERAT-2D, реализующего численное интегрирование движения вязкого теплопроводного химически реагирующего излучающего газа

методом установления [3], и приведено сравнение с результатами экспериментальных исследований в ударной трубе.

В предыдущей работе автора [4] проведено численное решение пространственной задачи теплового баланса высокоскоростного летательного аппарата HIFiRE-1. Рассмотрено распределение температурного поля по всей расчетной области, а также проведено сравнение результатов с аналитическим решением, которое показало удовлетворительное совпадение распределения температурного поля.

2. Постановка задачи

Для решения задачи с использованием трехмерного компьютерного кода TC3D, на основе данных из источников [5, 6] в САПР SolidWorks была сформирована упрощенная компьютерная геометрия модели HIFiRE-1 (рис. 2), со внутренней стенкой толщиной, указанной на схеме (рис. 1), в формате *.step. Экспериментальный аппарат HIFiRE-1 длиной 2.1 м (рис. 1) состоял из сферически-конической секции длиной 1.1 м с радиусом на вершине 2.5 мм и углом полураствора 7° , цилиндрического участка, и отбортовки 33° . Носовая часть состояла из трех компонент: титан-цирконий-молибденовый наконечник (TZM), изолятор из стали AISI 1020 и адаптер из стали AISI 304, соединяющий носовой узел с конусом (рис. 1, б). Секции конуса и цилиндра были изготовлены из алюминия марки Al 6061-T6. Наружная конструкция конуса имела толщину оболочки 20 мм, а цилиндр – 5 мм. Отбортовка – AISI 1020 толщиной 12 мм.

Так как характеристики материалов, используемые в испытательном аппарате, в открытом доступе отсутствуют, было принято решение использовать для расчета характеристики отечественных аналогов [7, 8, 9] (табл. 1).

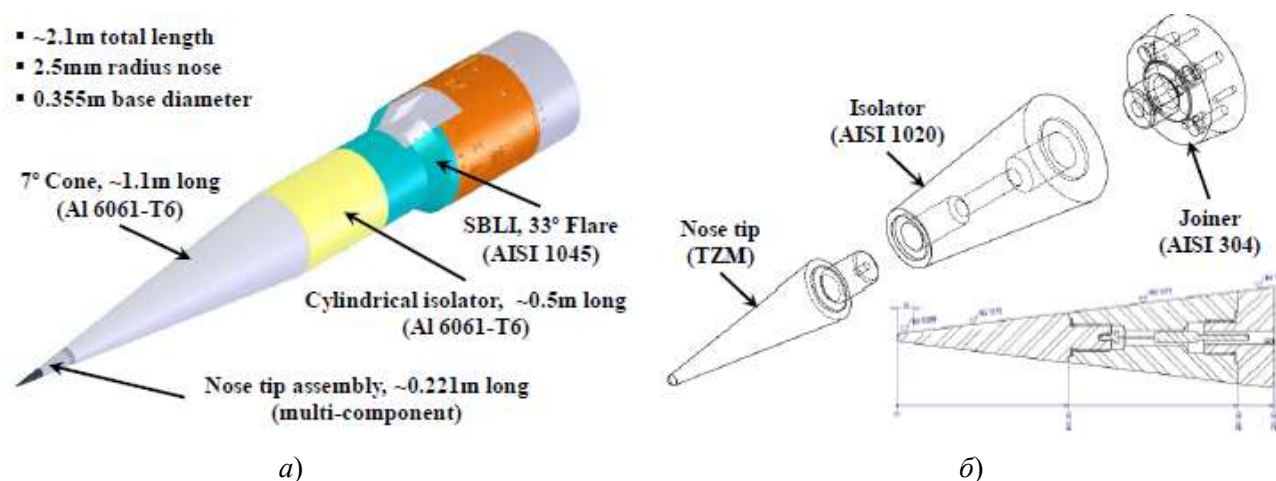


Рис. 1. Схема экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1 [10]: а) схема геометрии HIFiRE-1; б) компоновка носовой части HIFiRE-1

Таблица 1

Исходные параметры, используемые при расчете компьютерным кодом

Оригинальный материал	Отечественный аналог	λ , Вт/(м*К)	C_p , Дж/(кг*К)	T_w , К	ρ , г/см ³
Al6061-T6	-	151	897	300	2.7
AISI 1020	Сталь 20	52	486	300	7.77
AISI 304	Сталь 08X18H10	17	504	300	7.85

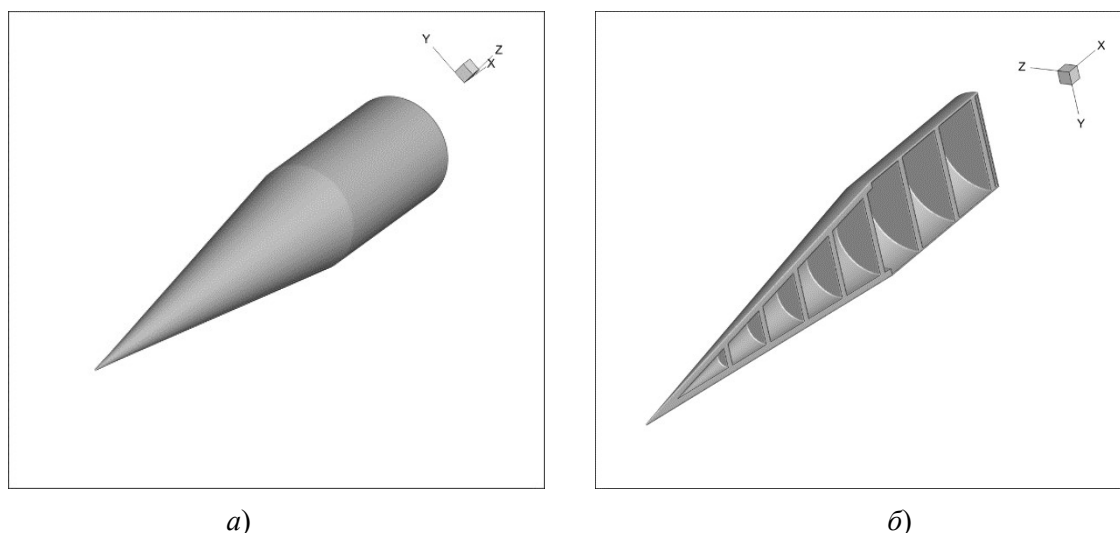


Рис. 2. Виртуальная геометрическая модель упрощенного HIFiRE-1: а) внешний вид; б) в разрезе

При проведении расчетов для HIFiRE-1 без «юбки» на внешней границе расчетной области задавалось следующее граничное условие (1):

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = q_w + \varepsilon \sigma T_{surf-in}^4 \quad (1)$$

Тепловой поток задавался по образующей вдоль оси ординат, для этого использовались расчетные данные, взятые из работы [2] (рис. 3, 4), в которой рассматривалось турбулентное течение с использованием модели смешения Прандтля (PMM). В работе [2] для разрешения пограничного слоя каждая ячейка, прилегающая к поверхности геометрии аппарата, была дополнительно раздроблена на 20 ячеек.

Для всех расчётов на внутренней поверхности стенки модели температура задается постоянной и равной $T_{w-in} = 300$ К.

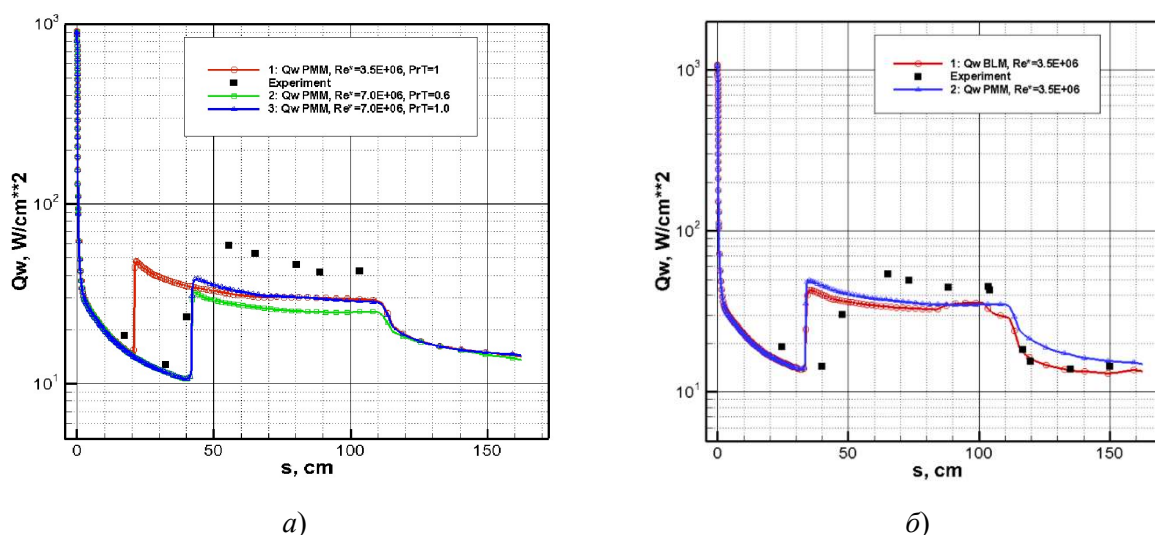


Рис. 3. Графики распределения плотности конвективного теплового потока вдоль поверхности [2]: а) вдоль поверхности при $Re = 7 \times 10^6$; б) вдоль поверхности при $Re = 3 \times 10^6$

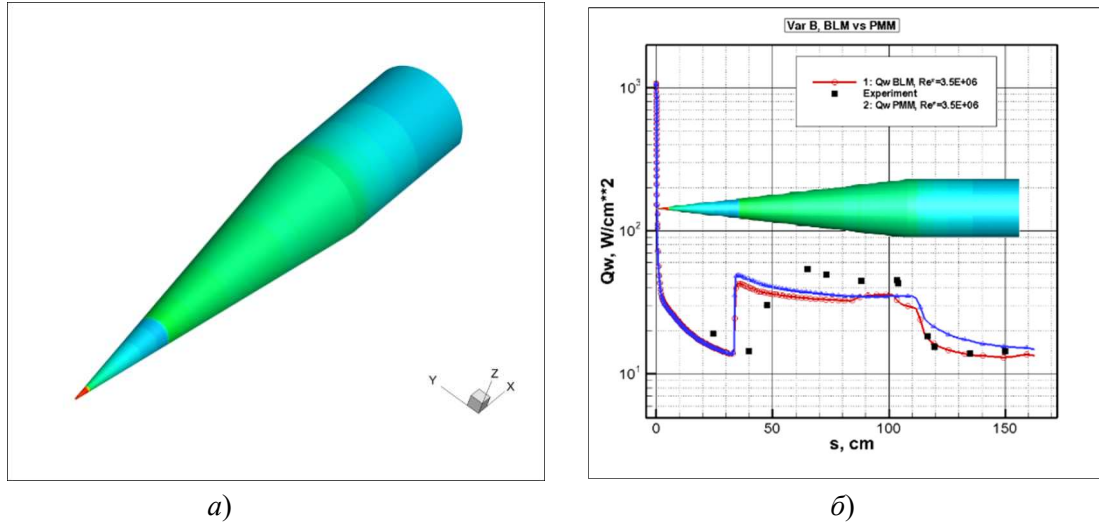


Рис. 4. Экстраполяция распределения конвективных тепловых потоков: а) на поверхности летательного аппарата; б) вдоль поверхности летательного аппарата в проекции $Z=0$

3. Вычислительная модель

В данной работе приведен авторский компьютерный код, предназначенный для решения задач теплового баланса высокоскоростных летательных аппаратов Thermal Conductivity 3D (TC3D). TC3D разработан на основе авторского компьютерного кода UST3D [11, 12, 13]. В коде TC3D численно интегрируется нестационарное уравнение теплопроводности [14], которое относится к уравнениям параболического типа второго порядка

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right), \quad (2)$$

где ρ – плотность материала; λ – коэффициент теплопроводности материала; C_p – коэффициент теплоемкости материала. Предполагается зависимость плотности, коэффициента теплопроводности и теплоемкости от температуры.

Для решения уравнения теплопроводности (2) использовался метод контрольного объема, реализованный на неструктурированных тетраэдральных сетках. Аппроксимация производных температуры по пространству записывалась следующим образом:

$$\left\langle \frac{\partial T}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial T}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} T_i \cdot dS \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{i,j}^\alpha T_i^j, \quad (3)$$

где $i = 1 \div N$; $j = 1 \div 4$; $\alpha = x, y, z$; V_i – объем i -го тетраэдра; S_i^j – площадь поверхности j -й грани i -го элемента; $n_{i,j}^\alpha$ – компонента единичной нормали j -й грани i -го элемента.

При расчете пространственных производных на гранях контрольного объема берется полусумма значений функции температуры в центрах соседних от грани ячеек. На рис. 5 показана схема возможного взаимного положения соседних элементов расчетной сетки.

Компьютерный код TC3D использует распределения плотности конвективного теплового потока на поверхности ВЛА, полученные с помощью других компьютерных кодов, способных моделировать внешнюю аэротермодинамику на основе системы уравнений Навье – Стокса.

Для отладки и тестирования компьютерного кода TC3D использовались результаты конвективных тепловых потоков, полученные вычислительным кодом NERAT-2D. Так как компьютерный код NERAT-2D использует для моделирования структурированные расчетные

сетки, то для переноса на неструктурированную расчетную сетку необходимо вычислять усреднённые значения плотности тепловых потоков

$$q_{cp} = \frac{q_1 + q_2 + \dots + q_n}{n} \quad (4)$$

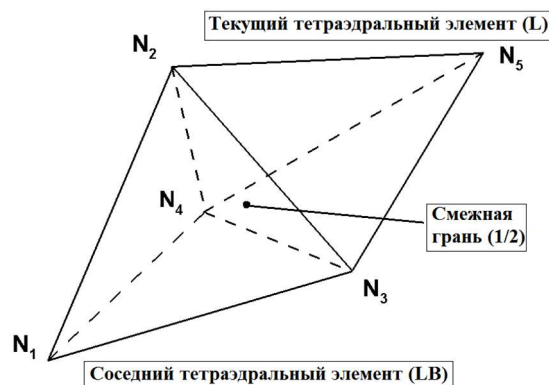


Рис. 5. Схема расположения соседних тетраэдральных элементов

4. Сеточные модели

По окончании построения геометрических модели HIFiRE-1 в SolidWorks, строилась расчетная неструктурированная тетраэдральная объемная сетка размером $N=4$ млн. ячеек (рис. 6). Для этого построенная модель экспортировалась в программный комплекс GMSH. Код TC3D обеспечивает расчеты только на неструктурированных тетраэдральных расчетных сетках.

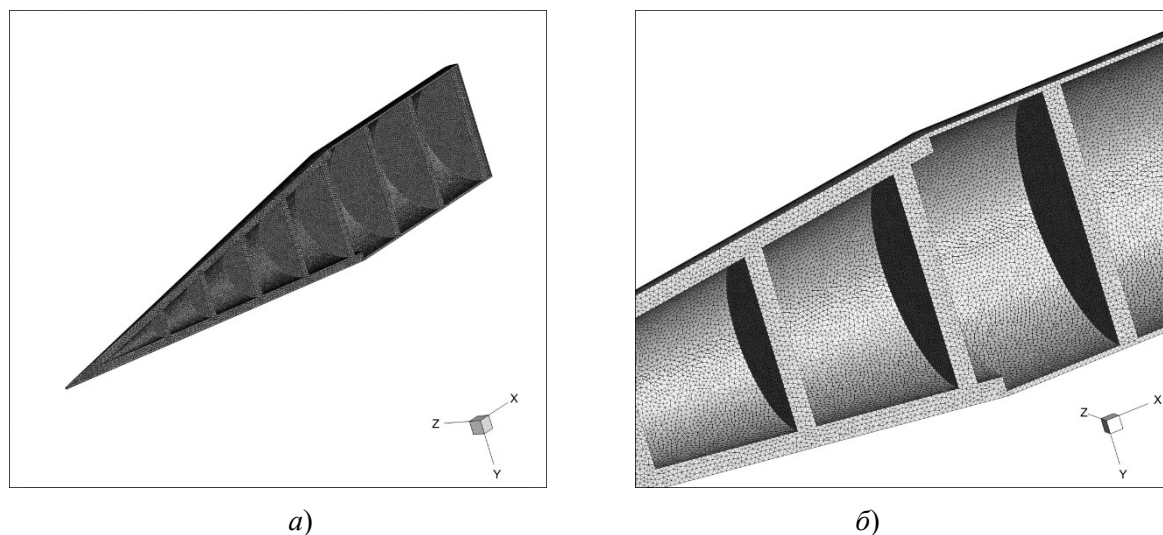


Рис. 6. Расчетная объемная неструктурированная тетраэдральная сетка, с равномерным распределением ячеек по всей расчетной области: а) общий вид; б) вид на стыке конуса и цилиндра

Качество созданных сеточных пространств оценивалось по ряду общепринятых критериев. Коэффициент формы (аспектное соотношение, англ. aspect ratio) для любой треугольной ячейки поверхностной сетки и тетраэдрального элемента объемной сетки не превышает 4 и 6 соответственно. Коэффициент асимметрии (англ. equiangle skew), характеризующий угловую скошенность, для треугольных элементов меньше 0.65, для тетраэдральных – меньше 0.7. Построенные расчетные сетки полностью удовлетворяют требованиям, необходимым для эффективной работы рассматриваемых авторских компьютерных кодов.

Численная модель сеточного пространства создавалась в формате *.NEU. В расчетах с использованием авторского компьютерного кода TC3D проводилась обработка файла сетки препроцессором для получения параметров, необходимых для применения явных методов конечного объема, таких, как площади граней и объем каждой ячейки.

5. Результаты численного моделирования

Ниже представлены результаты численного моделирования при решении пространственной задачи теплового баланса высокоскоростных летательных аппаратов (рис. 7– 10).

Расчеты проводились на геометрии HIFiRE-1 без «юбки» (рис. 7, 8). На внутренней границе расчетной области ставилось граничное условие первого рода $T = 300$ К. На внешней границе расчетной области ставилось граничное условие $\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = q_w + \varepsilon \sigma T_{surf-in}^4$. Как было сказано выше, для задания этого граничного условия использовались расчетные данные плотности теплового потока вдоль поверхности из работы [2].

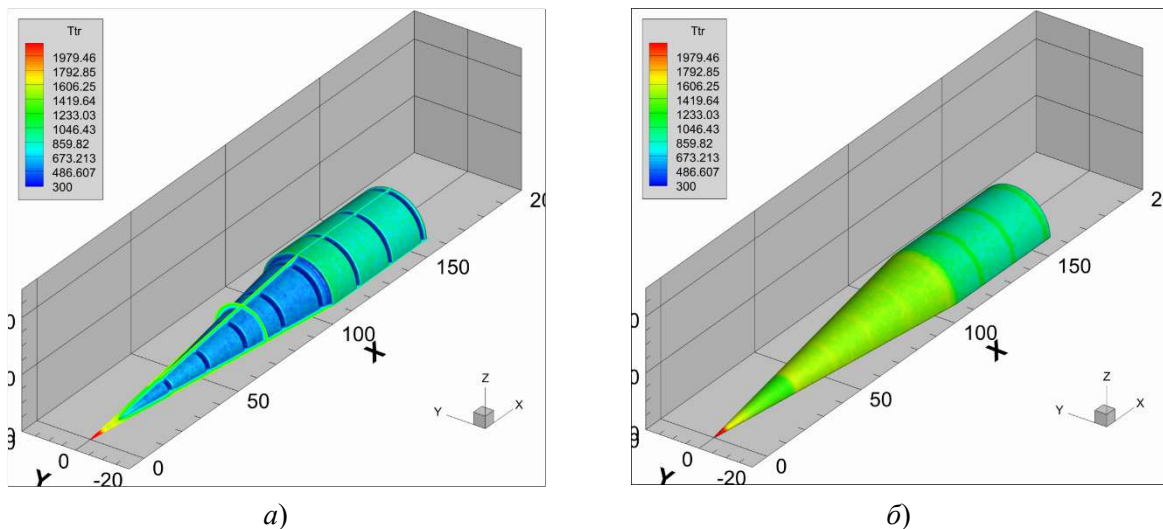


Рис. 7. Результат расчета распределения температуры: а) по всей расчетной области при численном моделировании на геометрии HIFiRE-1 без «юбки»; б) по внешней поверхности расчетной области при численном моделировании на геометрии HIFiRE-1 без юбки

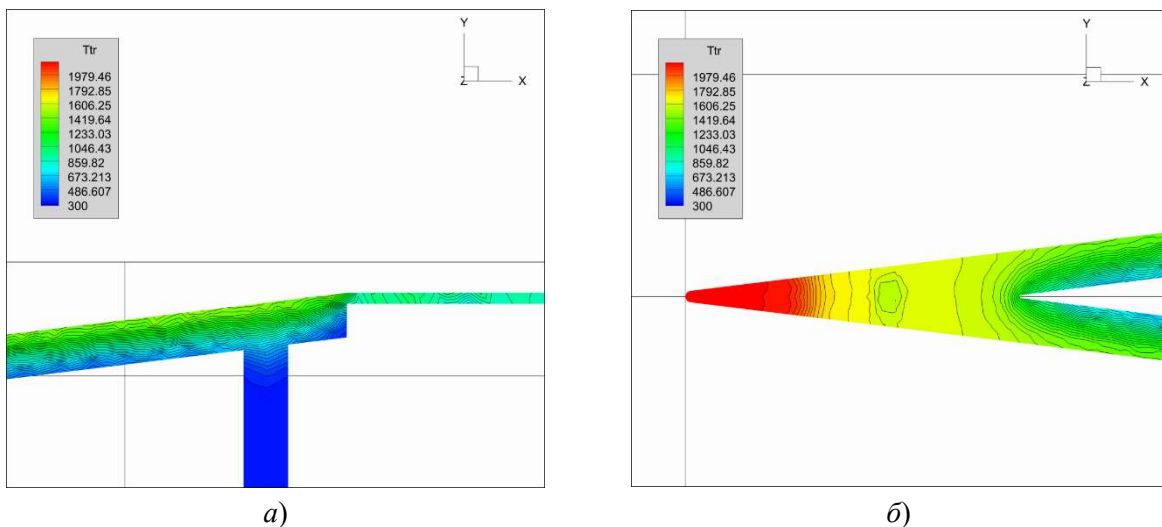


Рис. 8. Результат расчета распределения температуры: а) в области стыка конуса и цилиндра HIFiRE-1; б) в носовой части модели HIFiRE-1

Следующие расчеты (рис. 9, 10) проводились с использованием граничных условий:

- на внешней границе температура задавалась из уравнения $\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = q_w + \varepsilon \sigma T_{surf-in}^4$;
- на внутренней границе расчетной области температура задавалась как $T_{G-in} = T_w$.

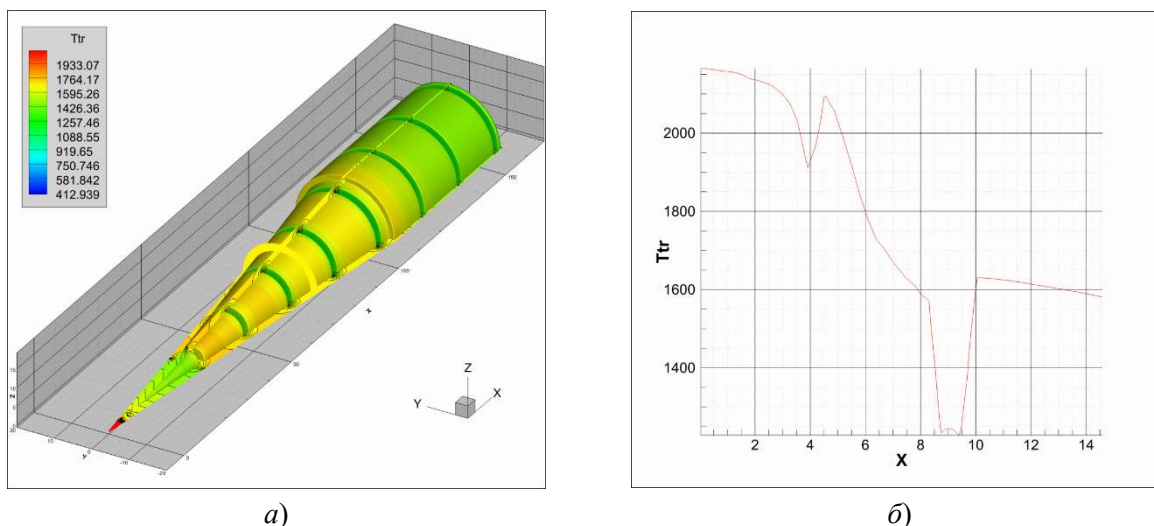


Рис. 9. Результат расчета распределения температуры: а) по всей расчетной области при численном моделировании на геометрии HIFiRE-1 без «юбки»; б) график распределения температуры в носовой части летательного аппарата HIFiRE-1

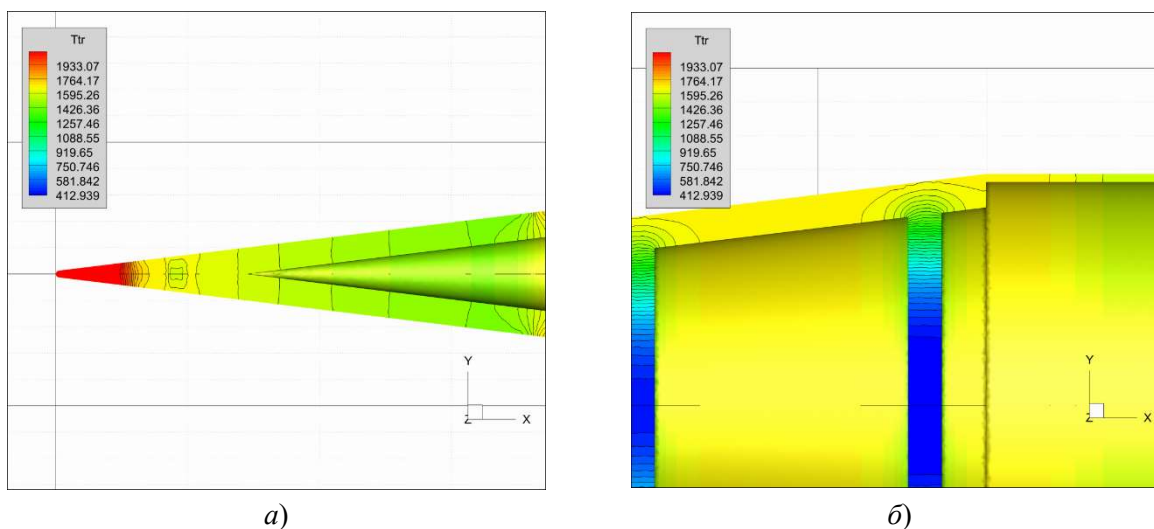


Рис. 10. Результат расчета распределения температуры: а) в носовой части модели HIFiRE-1; б) в области стыка конуса и цилиндра HIFiRE-1

Полученные результаты распределения температуры на примере экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1 подтверждают, что компьютерный код TC3D учитывает при расчетах характеристики нескольких материалов.

6. Заключение

Рассмотрено решение пространственной задачи теплового баланса на примере экспериментального высокоскоростного летательного аппарата HIFiRE-1 с учетом характеристик материалов, аналогичных оригинальным. Для решения рассматриваемой задачи была построена упрощенная виртуальная модель экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1 без «юбки», которая представлена в виде затупленного конуса, переходящего в цилиндр.

При решении поставленной задачи использовался авторский компьютерный код Thermal Conductivity 3D, разработанный на основе авторского компьютерного кода UST3D. Компьютерный код TC3D позволяет учитывать влияния разнородных сочетаний материалов и их композиций при расчете теплового баланса.

Были получены удовлетворительные результаты по распределению температуры внутри расчетной области с учетом влияния разнородных сочетаний материалов и их композиций.

Литература

1. Электронный ресурс DOI: <http://www.cubrc.org/index.php/page/publications>
2. Surzhikov S. T. Calculation analysis of the experimental data of HIFiRE-I using the computer code NERAT-2D//2018 J. Phys.: Conf. Ser., 2018, vol. 1009, art. 012001. DOI: <http://doi.org/10.1088/1742-6596-1009/1/012001>
3. Суржиков С. Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двумерные модели. М., Физматлит, 2018.
4. Корюков И. А., Рыбаков А. Н. Решение пространственной задачи теплового баланса высокоскоростного летательного аппарата // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2021. Т. 22, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-2/articles/926/>. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.22.2.926>
5. Суржиков С.Т. Тепловое излучение газов и плазмы. Москва, издательство МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2004.
6. Kimmel R.L., Adamczak D., Gaitonde D., Rougeux A. and Hayes J.R. HIFiRE-1 Boundary Layer Transition Experiment Design//45th AIAA Aerospace Sc. Meeting and Exhibit, 2007. AIAA Paper 2007-534. DOI: <http://doi.org/10.2514/6.2007-534>
7. Зиновьев В. Е. Теплофизические свойства металлов при высоких температурах. Изд.-во. «Металлургия», 1989 г.
8. Чиркин В.С. Теплофизические свойства материалов ядерной техники. М.: Атомиздат, 1967. 474с.
9. Авиационные материалы: справочник в 13-ти томах. – 7-е изд., перераб. и доп. / Под общ. ред. Е.Н. Каблова. – М.: ВИАМ, 2018, 248 с.
10. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Численное моделирование наземного эксперимента HIFiRE-1 //Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, 2020, № 3, С. 29–46. DOI: <http://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-3-29-46>.
11. Surzhikov S. T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data//J. Phys.: Conf. Ser., 2017, Vol. 815, art. 012023. DOI: <http://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012023>
12. Сильвестров П. В., Суржиков С. Т. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата Х-43 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т.20, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/865/>. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.4.865>
13. Суржиков С. Т. Численная интерпретация экспериментальных данных по аэродинамике модели НВ-2 с использованием компьютерных кодов USTFEN и PERAT-3D//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2020. Т. 21, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2020-21-1/articles/900/> DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.21.1.900>
14. Тихонов А.Н., Самарский А.А. Уравнения математической физики. Изд. 5-е, стереотипное, Учебное пособие для высших учебных заведений, Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», М., 1977, 736 с.

References

1. Electronic resource DOI: <http://www.cubrc.org/index.php/page/publications>

2. Surzhikov, S. T., "Calculation analysis of the experimental data of HIFiRE-I using the computer code NERAT-2D," *J. Phys.: Conf. Ser.*, Vol. 1009, art. 012001, 2018. DOI: <http://doi.org/10.1088/1742-6596-1009/1/012001>
3. Surzhikov, S. T., *Komp'yuternaja ajerofizika spuskaemyh kosmicheskikh apparatov. Dvumernye modeli.* (Computer aerophysics of descent space vehicles. Two-dimensional models), M., Fizmatlit, 2018.
4. Koryukov, I. A., Rybakov, A. N., "Solving the spatial problem of the heat balance of a high-speed aircraft," *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*. Vol. 22, No. 2, 2021. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-2/articles/926/> DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.22.2.926>
5. Surzhikov, S. T., *Teplovoe izluchenie gazov i plazmy* (Thermal radiation of gases and plasmas), Moscow, publishing house of Moscow State Technical University named after N.E. Bauman, 2004.
6. Kimmel, R. L., Adamczak, D., Gaitonde, D., Rougeux, A. and Hayes, J. R., "HIFiRE-1 Boundary Layer Transition Experiment Design," *45th AIAA Aerospace Sc. Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 2007-534, 2007 DOI: <http://doi.org/10.2514/6.2007-534>
7. Zinoviev, V. E., *Teplofizicheskie svoystva metallov pri vysokih temperaturah* (Thermophysical properties of metals at high temperatures), Publishing house - in. "Metallurgy", 1989.
8. Chirkin, V. S., *Teplofizicheskie svoystva materialov jadernoj tehniki* (Thermophysical properties of nuclear engineering materials), M.: Atomizdat, 1967. 474 s.
9. *Aviacionnye materialy* (Aviation materials: a reference book in 13 volumes), 7th ed., revised. and additional / Under the total. ed. E. N. Kablov, M.: VIAM, 2018, 248 p.
10. Silvestrov, P. V., Surzhikov, S. T., "Numerical simulation of ground experiment HIFiRE-1," *Bulletin of MSTU named after N.E. Bauman. Ser. Engineering*, No. 3, 2020, pp. 29–46. DOI: <http://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-3-29-46>
11. Surzhikov, S. T., "Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data," *J. Phys.: Conf. Ser.*, Vol. 815, art. 012023, 2017. <http://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012023>
12. Silvestrov, P. V., Surzhikov, S. T., "Calculation of aerothermodynamics of high-speed aircraft X-43 using computer codes UST3D and UST3D-AUSMPW," *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 20, No. 4, 2019. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/865/> DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.4.865>
13. Surzhikov, S. T., "Numerical interpretation of experimental data on the aerodynamics of the HB-2 model using computer codes USTFEN and PERAT-3D," *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 21, No. 1, 2020. <http://chemphys.edu.ru/issues/2020-21-1/articles/900/> DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.21.1.900>
14. Tikhonov, A. N., Samarskii, A. A., *Uravneniya matematicheskoy fiziki* (Equations of mathematical physics. Ed. 5th, stereotyped, textbook for higher educational institutions), Main edition of the physical and mathematical literature of the Nauka publishing house, M., 1977, 736 p.

Статья поступила в редакцию 22 марта 2022 г.