

Solution of the Spatial Problem Heat Balance of High-Speed Aircraft

Koryukov I.A.^{1,2} and Rybakov A.N.²

¹Moscow Institute of Physics and Technology (State University),
Dolgoprudniy, Moscow region, 141701, Russia

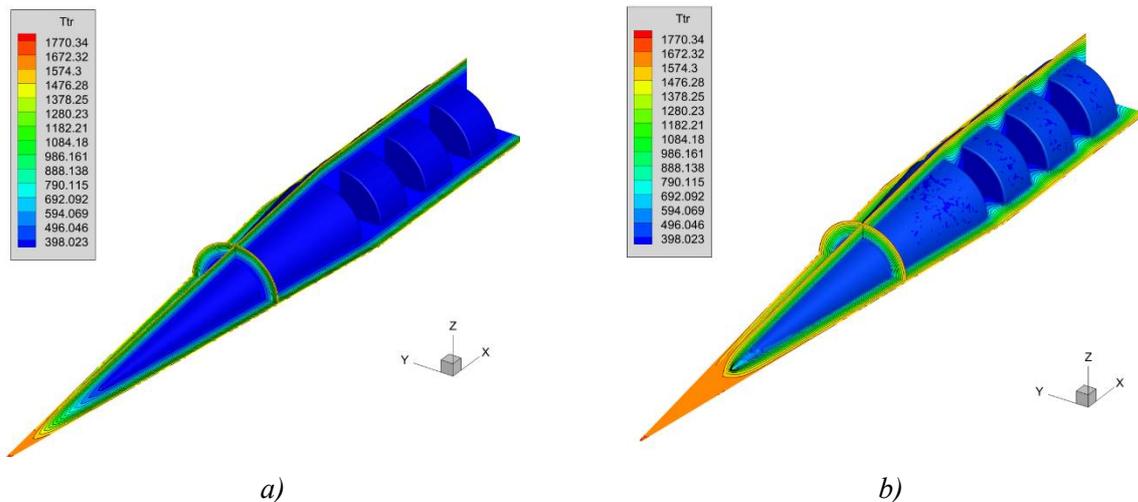
²JSC "Tactical Missile Corporation", Korolev,
Moscow region, 141080, Russia

iakoryukov@mail.ru

Abstract

In this paper, we consider the solution of the spatial problem of heat balance of high-speed aircraft. To solve this problem, we used two virtual models: a cone blunted by a sphere, and the geometry of the HIFiRE-1 aircraft, which is represented as a blunted cone that turns into a cylinder. The spatial problem of heat balance of high-speed aircraft was solved using the computer code Thermal Conductivity 3D (TC3D). TC3D solves the heat equation, which is a second-order parabolic equation.

Keywords: TC3D, mathematical modeling, unstructured meshes, cone-cylinder-skirt.



Temperature distribution over the entire design area. a) The temperature distribution using the characteristics of the Ti; b) The temperature distribution using the characteristics of the Al

УДК 536.212.2

Решение пространственной задачи теплового баланса высокоскоростного летательного аппарата

Корюков И.А.^{1,2}, Рыбаков А.Н.²

¹Московский Физико-Технический Институт (Государственный Университет),
Россия, г. Долгопрудный, Московская область, 141701, Институтский пер., 9

²АО «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 высокоскоростных летательных аппаратов. Для решения рассматриваемой задачи использовались две виртуальные модели: конус, затупленный по сфере, и геометрия летательного аппарата HiFiRE-1, которая представлена в виде затупленного конуса, переходящего в цилиндр. Пространственная задача теплового баланса высокоскоростных летательных аппаратов решалась с использованием компьютерного кода Thermal Conductivity 3D (TC3D). В TC3D решается уравнение теплопроводности, которое относится к уравнениям параболического типа второго порядка.

Ключевые слова: TC3D, математическое моделирование, неструктурированные сетки, конус-цилиндр-юбка.

1. Введение

При решении задачи разработки перспективных высокоскоростных летательных аппаратов (далее ВЛА) необходимо проведение как экспериментальных, так и расчетно-теоретических исследований аэротермодинамических характеристик, особенностей обтекания интегральных компоновок ВЛА с прямоточными воздушно-реактивными двигателями и физико-химических процессов внутри конструкций ВЛА.

Одним из примеров экспериментального исследования служит программа HiFire, на реализацию которой были привлечены пять НИЦ NASA, многие университеты Австралии и США, центр CUBRC, Объединенный технологический исследовательский центр, подразделение «Фантом Уокс» и др. Программа предусматривает изучение следующих проблем: переходные режимы в пограничном слое и вязко-невязкие взаимодействия; взаимодействие скачков уплотнения на кромках с пограничным слоем и аэродинамический нагрев; эффекты реального газа и химически неравновесные потоки; испарительное охлаждение; трехмерные отрывные течения (выхлопные струи); управление тепловыми потоками и сопротивлением с помощью магнитогидродинамических методов; пространственное обтекание корпуса, возникновение и взаимодействие скачков уплотнения между собой и с пограничным слоем.

Этот широкомасштабный проект реализуется на основе опыта работы по программам HyShot и HyCAUSE. Полезный груз с помощью двухступенчатого ускорителя «Терьер–Орион» выводится на высоту порядка 290 км, а затем входит в атмосферу на режиме крутого пикирования, достигая расчетного числа $M = 4 \div 8$. В процессе спуска выполняются основные измерения.

В работе [1] проведено исследование структуры течения потока около поверхности NIFiRE-1 с использованием компьютерного кода NERAT-2D, реализующего численное интегрирование движения вязкого теплопроводного химически реагирующего излучающего газа методом установления [2], и приведено сравнение с результатами экспериментальных исследований в ударной трубе.

2. Вычислительная модель

В Thermal Conductivity 3D (TC3D) решается уравнение теплопроводности [3, 4], которое относится к уравнениям параболического типа второго порядка

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right), \quad (1)$$

где ρ – плотность материала; λ – коэффициент теплопроводности материала; C_p – коэффициент теплоемкости материала. Значения плотности, коэффициента теплопроводности и коэффициента теплоемкости задавались постоянными, следовательно, уравнение (1) становится линейным.

Для решения уравнения теплопроводности (1) использовался метод контрольного объема, реализованный на неструктурированных тетраэдральных сетках. Аппроксимация производных температуры по пространству записывалась следующим образом:

$$\left\langle \frac{\partial T}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial T}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \mathbf{T}i \cdot d\mathbf{S} \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{i,j}^\alpha T_i^j, \quad (2)$$

где $i = 1 \dots N$; $j = 1 \dots 4$; $\alpha = x, y, z$; 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. 1 показана схема возможного взаимного положения соседних элементов расчетной сетки.

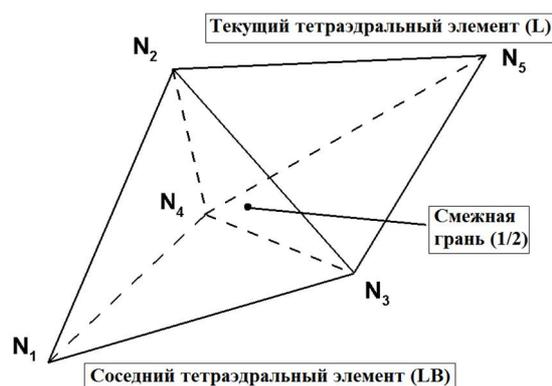


Рис. 1. Схема расположения соседних тетраэдральных элементов

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

Для отладки и тестирования компьютерного кода TC3D использовались результаты 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 усредненные значения плотности тепловых потоков

$$q_{cp} = \frac{q_1 + q_2 + \dots + q_n}{n} \quad (3)$$

3. Постановка задачи

Для решения задачи с использованием трехмерного компьютерного кода TC3D, на основе данных из открытых источников [5, 6] в САПР SolidWorks были сформированы упрощенная компьютерная геометрия модели HIFiRE-1 (рис. 2, 3, *a*), со внутренней стенкой произвольной толщины $h = 40.0$ мм (рис. 3, *б*), и компьютерная геометрия конуса (рис. 4, *a*), затупленного по сфере, со внутренней стенкой произвольной толщины $h = 40.0$ мм (рис. 4, *б*), в формате *.step.

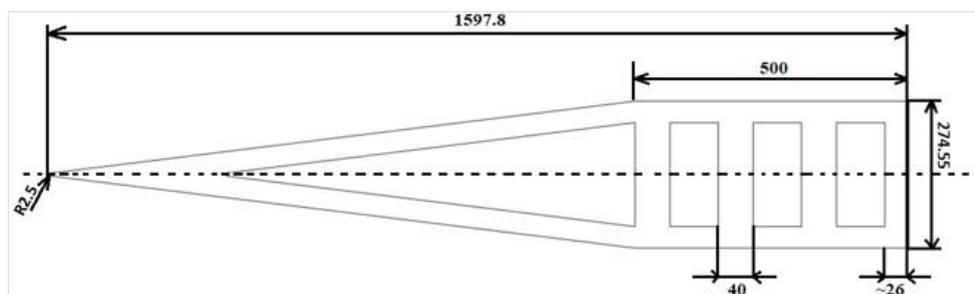


Рис. 2. Схема геометрии HIFiRE-1 без юбки

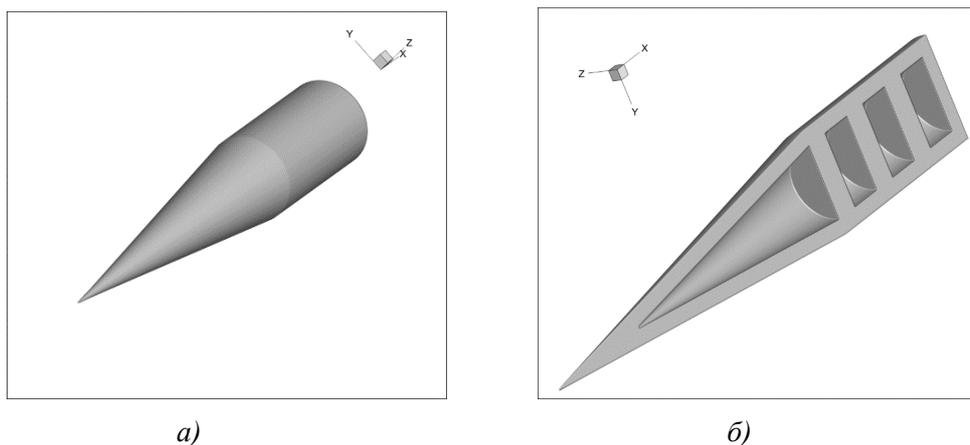


Рис. 3. Виртуальные геометрические модели. *a*) геометрия HIFiRE-1 упрощенного; *б*) геометрия HIFiRE-1 упрощенного в разрезе

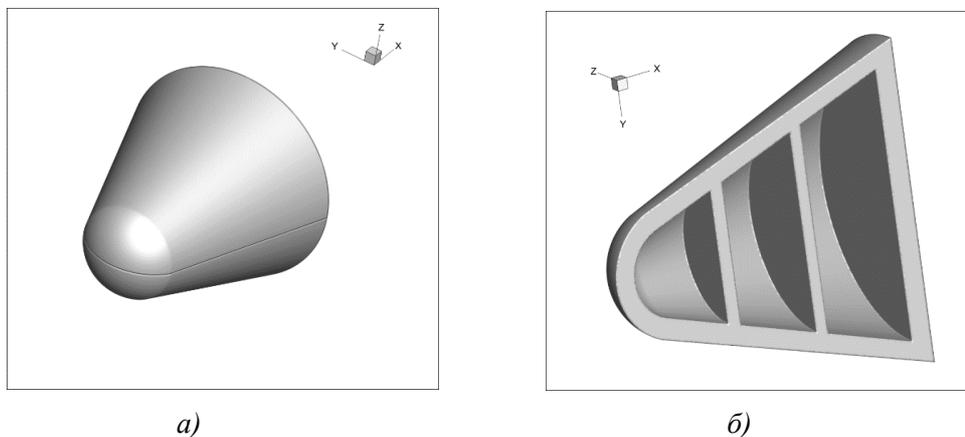


Рис. 4. Виртуальные геометрические модели. *a*) геометрия конуса, затупленного по сфере; *б*) геометрия конуса, затупленного по сфере, в разрезе

При моделировании внутреннего прогрева острого конуса, затупленного по сфере, для внешней границы расчетной области задавалось граничное условие первого рода (4) $T = 1000$ К и $T = 300$ К на внутренней стенке.

$$T_{w-out} = 1000, [K] \quad (4)$$

При проведении расчетов для HIFiRE-1 без юбки на внешней границе расчетной области задавалось граничное условие второго рода (5)

$$T_{w-out} = \sqrt[4]{\frac{q_w}{\varepsilon\sigma}}, [K] \quad (5)$$

Тепловой поток задавался по образующей вдоль оси ординат, для этого использовались расчетные данные, взятые из работы [1] (рис. 5), в которой рассматривалось турбулентное течение с использованием модели смешения Прандтля (PMM). В работе [1] для разрешения пограничного слоя каждая ячейка, прилегающая к поверхности геометрии аппарата была дополнительно раздроблена на 20 ячеек.

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

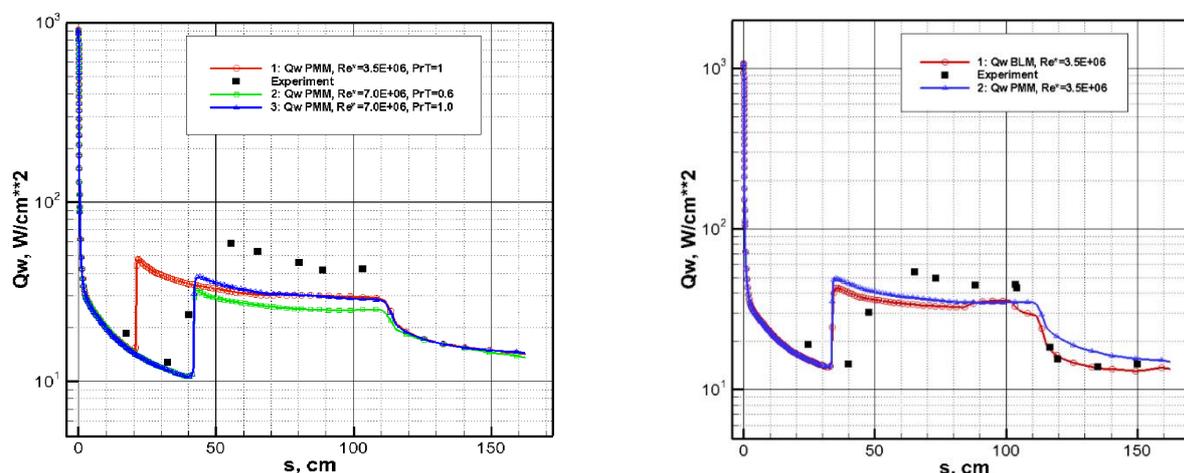


Рис. 5. Графики плотности конвективных тепловых потоков вдоль поверхности [1], которые использовались при расчетах

В качестве материала использовался алюминий (Al) и титан (Ti), характеристики которых были получены из открытых источников [7, 8] (табл. 1).

Таблица 1

Исходные параметры, используемые при расчете компьютерным кодом

λ , Вт/(м*К)	C_p , Дж/(кг*К)	T_w , К	ρ , г/см ³	Материал
237	903.7	300.0	2.697	Al (Алюминий)
22.3	530.8	300.0	4.5	Ti (Титан)

4. Сеточные модели

По окончании построения геометрических моделей конуса, затупленного по сфере, и HIFiRE-1 в SolidWorks, строилась расчетная неструктурированная тетраэдральная объемная сетка. Для этого построенная модель экспортировалась в программный комплекс GAMBIT.

Расчетный компьютерный код TC3D способен производить расчеты только на неструктурированных тетраэдральных расчетных сетках. Поэтому были построены неструктурированные расчетные сетки для HIFiRE-1 размером $N=4$ млн. ячеек и острого конуса, затупленного по сфере, размером $N=3$ млн. ячеек (рис. 6).

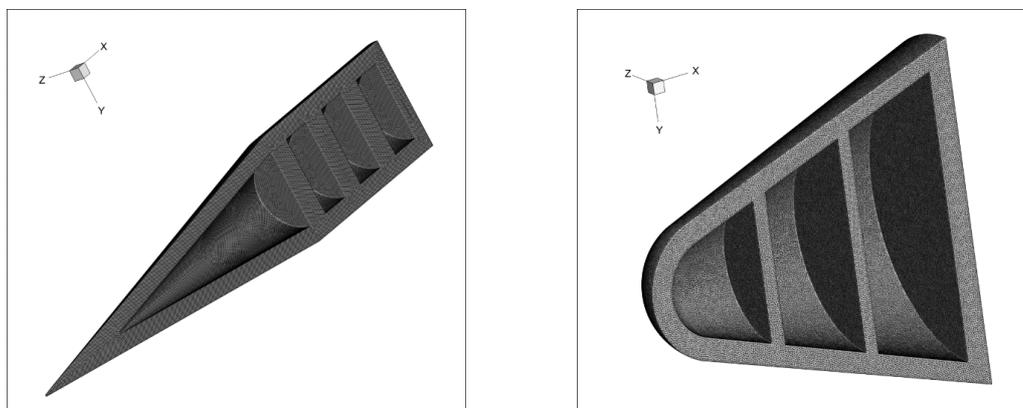


Рис. 6. Построенные расчетные объемные неструктурированные тетраэдральные сетки, с равномерным распределением ячеек по всей расчетной области

Построенные сеточные модели соответствуют требованиям указанными в [9, 10], которые необходимы для эффективной работы кода TCR3D.

5. Результаты численного моделирования

Ниже представлены результаты численного моделирования при решении пространственной задачи теплового баланса высокоскоростных летательных аппаратов. Первый расчет проведён на геометрии конуса, затупленного по сфере, с граничными условиями первого рода $T = 1000$ К на внешней границе расчетной области и $T = 300$ К на внутренней границе расчетной области (рис. 7). Расчет был проведен без использования распределения плотности конвективных тепловых потоков вдоль поверхности, полученных в работе [1].

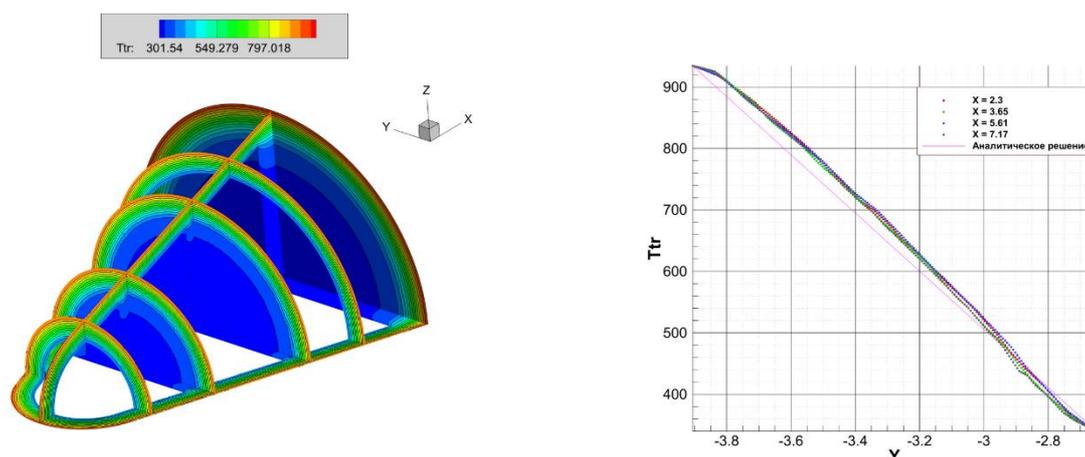


Рис. 7. Слева – результат распределения температуры по всей расчетной области при численном моделировании на геометрии конуса, затупленного по сфере; справа – график распределения температуры в расчетной области вдоль оси X

Как видно из графика распределения температуры в сечении вдоль оси X (рис. 7, справа), были получены удовлетворительные результаты распределения температуры в расчетной области. Небольшие отклонения от аналитического решения являются следствием расчета на неструктурированной тетраэдральной сетке.

Следующие расчеты проводились на геометрии HIFiRE-1 без юбки (рис. 8 и 9). На внутренней границе расчетной области ставилось граничное условие первого рода $T = 300$ К. На внешней границе расчетной области ставилось граничное условие $T_{w-out} = \sqrt{\frac{q_w}{\varepsilon\sigma}}$ [К]. Как было сказано выше, для задания этого граничного условия использовались расчетные данные плотности теплового потока вдоль поверхности из работы [1].

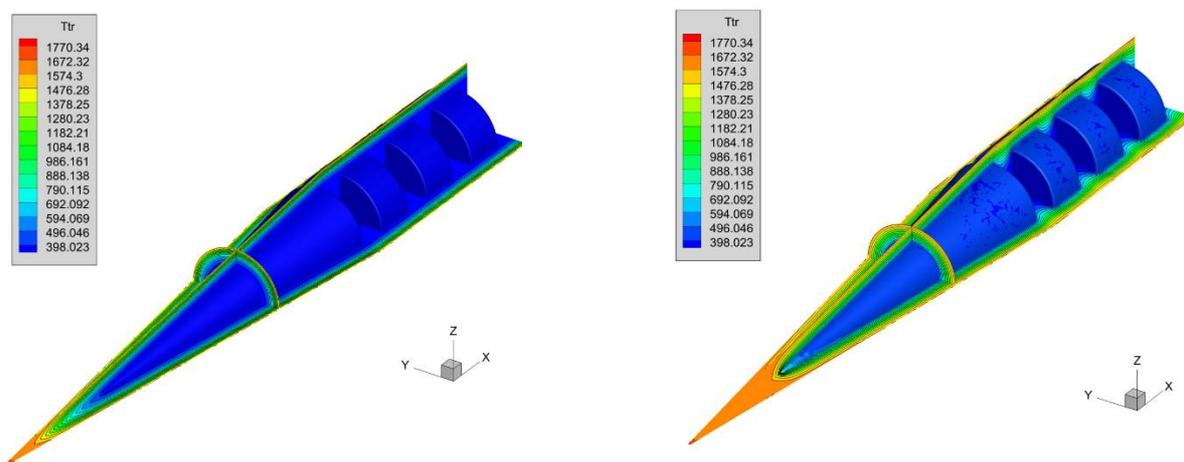


Рис. 8. Слева – результат распределения температуры по всей расчетной области при численном моделировании на геометрии HIFiRE-1 без юбки с использованием характеристик T_i ; справа – результат распределения температуры по всей расчетной области при численном моделировании на геометрии HIFiRE-1 без юбки с использованием характеристик AI

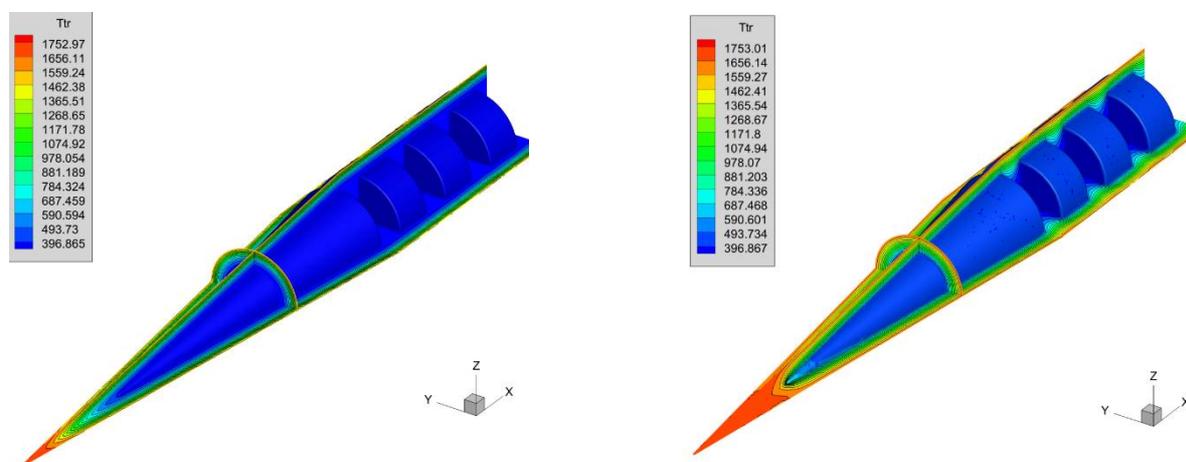


Рис. 9. Слева – результат распределения температуры по всей расчетной области при численном моделировании на геометрии HIFiRE-1 без юбки с использованием характеристик T_i ; справа – результат распределения температуры по всей расчетной области при численном моделировании на геометрии HIFiRE-1 без юбки с использованием характеристик AI

6. Заключение

Было рассмотрено решение пространственной задачи теплового баланса высокоскоростных летательных аппаратов. Для решения рассматриваемой задачи использовались две виртуальные модели: конус, затупленный по сфере, и геометрия летательного аппарата HIFiRE-1 без юбки, которая представлена в виде затупленного конуса, переходящего в цилиндр. Для решения поставленной задачи использовался компьютерный код Thermal Conductivity 3D, разработанный на основе авторского компьютерного кода UST3D [11].

Были получены удовлетворительные результаты по распределению температуры внутри расчетной области. Небольшие расхождения в сравнении с аналитическим решением, связаны с использованием неструктурированной тетраэдральной расчетной сетки. Так же были получены результаты с использованием характеристик материалов титана (Ti) и алюминия (Al).

Литература

1. 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>
2. Суржиков С. Т. *Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двумерные модели*. М., Физматлит, 2018.
3. Крайнов А.Ю., Рыжих Ю.Н., Тимохин А.М. *Численные методы в задачах теплопереноса*. Томск: Том. ун-т, 2009. 114 с.
4. Суржиков С.Т. *Тепловое излучение газов и плазмы*. Москва, изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
5. 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>
6. Сильвестров, П. В., Суржиков, С. Т., "Численное моделирование наземного эксперимента HIFiRE-1," *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, № 3, 2020, с. 29–46. DOI: <http://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-3-29-46>
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, 474 с.
9. Liseikin V.D. *Grid Generation Methods*. Berlin: Springer, 1999.
10. Thompson J.F., Soni B. K., Weatherill N. P. *Handbook of Grid Generation* // CRC Press, 1998.
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. DOI: <http://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012023>
12. Зинин К. М., Панасенко А. В., Суржиков С. Т. Валидация компьютерного кода UST3D на примере расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата X–34 при различных параметрах // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2019. Т. 20, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/882/>
13. Сильвестров П. В., Суржиков С. Т. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата X-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/>

References

1. 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>
2. Surzhikov, S. T., *Kompyuternaja ajerofizika spuskaemyh kosmicheskikh apparatov. Dvumernye modeli* (Computer aerophysics of re-entry spacecraft. Two-dimensional models), M., Fizmatlit, 2018.
3. Krajnov, A. Ju., Ryzhih, Ju. N., Timohin, A. M., *Chislennyye metody v zadachah teploperenosu* (Numerical methods in heat transfer problems), Tomsk: Tom. un-t, 2009, 114 p.
4. Surzhikov, S. T., *Teplovoe izluchenie gazov i plazmy* (Heat radiation of gases and plasma), Moskva, izd-vo MGTU im. N. Je. Baumana, 2004.

5. Kimmel, R. L., Adameczak, 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>
6. Sil'vestrov, P. V., Surzhikov, S. T., "Chislennoe modelirovanie nazemnogo jeksperimenta HIFiRE-1," *Vestnik MGTU im. N.Je. Baumana. Ser. Mashinostroenie*, No. 3, 2020, pp. 29–46. DOI: <http://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-3-29-46>
7. Zinov'ev, V. E., *Teplofizicheskie svojstva metallov pri vysokih temperaturah* (Thermophysical properties of metals at high temperatures), Izd-vo «Metallurgija», 1989.
8. Chirkin, V. S., *Teplofizicheskie svojstva materialov jadernoj tehniki* (Thermophysical properties of nuclear engineering materials), M.: Atomizdat, 1967, 474 p.
9. Liseikin, V. D., *Grid Generation Methods*, Berlin: Springer, 1999.
10. Thompson, J. F., Soni, B. K., Weatherill, N. P., *Handbook of Grid Generation*, CRC Press, 1998.
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. DOI: <http://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012023>
12. Zinin, K. M., Panasenko, A. V., Surzhikov, S. T., "Validation of Computer Code UST3D by the Example of Calculating the Aerodynamic Characteristics of the X-34 Vehicle under Various Parameters," *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 20, No. 4, 2019. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/882/>
13. Silvestrov, P. V., Surzhikov, S. T., "Calculation of Aerothermodynamics for High-Speed Aircraft X-43 Using Computer Code 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/>

Статья поступила в редакцию 12 января 2021 г.