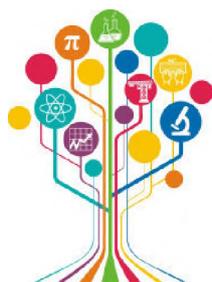


МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ



ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ НАУК

Том 3. Математика

Сборник научных трудов

XVIII Международной конференции студентов, аспирантов
и молодых ученых

27–30 апреля 2021 г.

PROSPECTS OF FUNDAMENTAL SCIENCES DEVELOPMENT

Volume 3. Mathematics

Abstracts

XVIII International Conference of students, graduate students
and young scientists

April 27–30, 2021



Национальный
исследовательский

Томский
государственный
университет



Томск 2021

УДК 533.6.011

**ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ
В ПРОТОЧНЫХ ТРАКТАХ С УЧЕТОМ НЕСТАЦИОНАРНОГО ГАЗОПРИХОДА И НАГРЕВА
КОНСТРУКЦИИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

М.С. Середа, К.В. Костюшин

Научный руководитель: к. ф.-м. н. И.В. Еремин

Национальный исследовательский Томский государственный университет,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 36, 634050

E-mail: mihailsereda@mail.ru

**SOFTWARE PACKAGE FOR CALCULATING THE FLOW OF COMBUSTION PRODUCTS IN
FLOW PATHS TAKING INTO ACCOUNT THE NON-STATIONARY GAS INTAKE AND
HEATING OF THE ROCKET ENGINE STRUCTURE**

M.S. Sereda, K.V. Kostyushin

Scientific Supervisor: PhD I.V. Eremin

Tomsk State University, Russia, Tomsk, Lenin str., 36, 634050

E-mail: mihailsereda@mail.ru

***Abstract.** The article presents a program designed for mathematical modeling of non-stationary processes in the flow part of a solid-fuel rocket engine and heating of the engine structure by combustion products. The solution of this problem is an important stage in the design of rocket engines. Of great interest to this work is its main goal: the development of a universal domestic application that allows you to simulate gas-dynamic and thermophysical processes with high-quality output results. The development of the software package was carried out in the C# language in the environment Microsoft Visual Studio 2019. The construction of a rich graphical interface of the software package is implemented using WPF (Windows Presentation Foundation) technology, using the declarative markup language XAML. Mathematical modeling of non-stationary gas-dynamic processes in the flow paths of a rocket engine is carried out by methods based on the solution of the complete Euler equations. Modeling of the heating process of the rocket engine structure is described by the equation of thermal conductivity.*

Введение. Разработан программный комплекс, предназначенный для проведения многопараметрических вычислительных экспериментов в газодинамических трактах ракетных двигателей. Программный комплекс позволяет проводить расчет параметров течения продуктов сгорания в газодинамических трактах ракетных двигателей, с учетом изменения геометрии высокоэнергетического наполнителя, и прогрев конструкции двигателя продуктами сгорания.

Методика расчета. Расчет локальных характеристик в проточном тракте ракетного двигателя проводится с использованием схемы С.К. Годунова, предназначенной для решения невязких уравнений газовой динамики, с учетом подвижной пространственной дискретной сетки [1]. Для общего случая можно записать следующую схему:

$$\begin{aligned}
& \frac{(\rho G)_i^{k+1} - (\rho G)_i^k}{\Delta t} + \sum_{j=1}^{m(i)} R_j ([\mathbf{V} - \mathbf{D}] \cdot \mathbf{S})_j = 0, \\
& \frac{(\rho \mathbf{v} G)_i^{k+1} - (\rho \mathbf{v} G)_i^k}{\Delta t} + \sum_{j=1}^{m(i)} (R \mathbf{V})_j ([\mathbf{V} - \mathbf{D}] \cdot \mathbf{S})_j + \sum_{j=1}^{m(i)} P_j \mathbf{S}_j = 0, \\
& \frac{(eG)_i^{k+1} - (eG)_i^k}{\Delta t} + \sum_{j=1}^{m(i)} E_j ([\mathbf{V} - \mathbf{D}] \cdot \mathbf{S})_j + \sum_{j=1}^{m(i)} P_j \mathbf{S}_j = 0, \\
& \frac{G_i^{k+1} - G_i^k}{\Delta t} - \sum_{j=1}^{m(i)} (\mathbf{D} \cdot \mathbf{S})_j = 0,
\end{aligned} \tag{1}$$

где Δt – шаг по времени. Нижний целый индекс i обозначает величины функций, отнесенные к центру i -ой дискретной ячейки, а нижний целый индекс j обозначает величины, отнесенные к центру j -ой грани дискретной ячейки. $\mathbf{S}_j = \mathbf{n}_j S_j$, S_j – площадь, а \mathbf{D}_j – скорость движения центра j -ой грани дискретной ячейки, G_i – объем i -ой ячейки. Верхний целый индекс k обозначает номер шага по времени. Малые величины ρ , \mathbf{v} , p , e обозначают плотность, скорость, давление и полную энергию в центре дискретной ячейки. Большие величины R , \mathbf{V} , P , E обозначают соответственно плотность, скорость, давление и полную энергию на гранях дискретной сеточной ячейки. Эти величины вычисляются путем решения задачи распада произвольного разрыва для уравнений газовой динамики. Вычисление значений параметров газа на границах смежных ячеек реализуется с помощью приближенного метода Рунге [2].

Нагрев стенки двигателя определяется законом теплопередачи от продуктов сгорания к внутренней поверхности, законом теплопроводности внутри материала стенки и конвективным теплообменом с окружающей средой. Решение данной задачи определяется системой уравнений, приведенной к безразмерной форме:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \vartheta}{\partial \tau} &= \frac{\partial^2 \vartheta}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \vartheta}{\partial y^2} + Q(x, y, \tau), 0 < x < l_x, 0 < y < l_y, \\
\frac{\partial \vartheta(0, y, \tau)}{\partial x} &= 0, \frac{\partial \vartheta(l_x, y, \tau)}{\partial x} = 0, \\
\frac{\partial \vartheta(x, 0, \tau)}{\partial y} &= -Bi(\vartheta_1 - \vartheta(x, 0, \tau)), \frac{\partial \vartheta(x, l_y, \tau)}{\partial y} = -Bi(\vartheta(x, l_y, \tau) - \vartheta_2), \\
\vartheta(x, y, 0) &= 0,
\end{aligned}$$

где $\frac{\partial^2}{\partial x^2} = L_x$, $\frac{\partial^2}{\partial y^2} = L_y$, $Bi = \frac{\alpha l}{\lambda}$, ϑ – безразмерная температура, ϑ_1 – безразмерная температура продуктов сгорания, ϑ_2 – безразмерная температура окружающей среды, λ – коэффициент теплопроводности стенки, α – коэффициент теплоотдачи газа, $Q(x, y, \tau)$ – источники и стоки тепла интенсивности.

Вводим разностную сетку с шагами h_x , h_y , $\Delta \tau$ по переменным x , y , τ соответственно. Примем обозначения:

$$\Lambda_x \tilde{\theta} = \frac{\tilde{\theta}_{i+1,j} - 2\tilde{\theta}_{i,j} + \tilde{\theta}_{i-1,j}}{h_x^2}, \quad \Lambda_y \theta^k = \frac{\theta_{i,j+1}^k - 2\theta_{i,j}^k + \theta_{i,j-1}^k}{h_y^2}, \quad \Lambda_\tau \theta^{k+1} = \frac{\theta_{i,j+1}^{k+1} - 2\theta_{i,j}^{k+1} + \theta_{i,j-1}^{k+1}}{h_y^2}.$$

Расчет нестационарной теплопроводности проводился с использованием метода продольно-поперечной прогонки [3]. Данная методика позволяет реализовать численное решение двумерной задачи теплопроводности и получить распределение температур в исследуемом объекте на протяжении всего периода работы двигательной установки.

$$\frac{\theta_{i,j}^{\square} - \theta_{i,j}^k}{0,5\Delta\tau} = \Lambda_x \theta^{\square} + \Lambda_y \theta^k + Q_{i,j}^k \frac{\theta_{i,j}^{k+1} - \theta_{i,j}^{\square}}{0,5\Delta\tau} = \Lambda_x \theta^{\square} + \Lambda_y \theta^{k+1} + Q_{i,j}^k. \quad (1)$$

где θ^{\square} - безразмерная температура на промежуточном временном слое. Нижние целые индексы i, j обозначает величины функций, отнесенные соответствующей ячейке. Верхний целый индекс k обозначает номер шага по времени.

На базе изложенной методики разработан программный комплекс, позволяющий проводить расчеты течения продуктов сгорания в проточном тракте РДТТ и нагрев корпуса соплового блока ракетного двигателя высокотемпературными продуктами сгорания твердого ракетного топлива. Программный комплекс разработан на языке программирования C# в среде разработки Microsoft Visual Studio 2019. Построение графического интерфейса программного комплекса проводилось посредством использования технологии WPF, использующей декларативный язык разметки XAML. Программный комплекс имеет модульную архитектуру и состоит из следующих функциональных частей: модуль построения геометрии, модуль построения расчетных сеток, модуль задания граничных условий, модуль проведения газодинамических расчетов, модуль проведения тепловых расчетов, модуль визуализации результатов расчетов, модуль экспорта данных

Заключение. Алгоритм апробирован на структурированных и блочно-структурированных расчетных сетках при определении параметров невязкого сжимаемого газа в газодинамическом тракте ракетного двигателя и определения температурного состояния соплового блока РД. Полученные результаты хорошо согласуются с известными решениями [3, 5].

Результаты были получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России, проект № 0721-2020-0032.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Куликовский А.Г., Погорелов Н.В., Семенов А.Ю. Математические вопросы численного решения гиперболических систем уравнений. – М.: Физматлит, 2001. – 607 с.
2. Toro E.F. Riemann solvers and numerical methods for fluid dynamics: A Practical Introduction, Third Edition – 2009. – 724 p. DOI: 10.1007/b79761
3. Крайнов А.Ю., Миньков Л.Л. Численные методы решения задач тепло- и массопереноса : учеб. пособие.– Томск : STT, 2016. – 92 с.
4. Kostyushin K.V., Eremin I.V., Kagenov A.M., Zhiltsov K.N., Tyryshkin I.M., Sereda M.S., Chervakova A.V. Method of gas flows calculation in solid propellant rocket engines taking into account the combustion of solid fuel charge // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. – 2019. – Vol. 597. P. 012077-01283.
5. Алемасов В.Е., Дрегалин Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей : учебник для студентов высших технических учебных заведений. – М.: Машиностроение, 1989. -464 с.