

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033>

УДК 533.6.011

В. И. Тимошенко, В. П. Галинский

Институт технической механики Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины, Днепро, Украина

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ, ОСНАЩЕННЫХ ТОНКИМИ ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ

Дается описание разработанного программно-методического обеспечения, которое может быть использовано при проведении оперативных проектных расчетов сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации.

Ключевые слова: *ракета-носитель, тонкие органы управления и стабилизации, сверхзвуковое обтекание, аэродинамические характеристики, уравнения газовой динамики, маршевый многозонный метод, метод локального взаимодействия, явные конечно-разностные схемы.*

Современное развитие ракетной техники выдвигает требования к созданию новых типов ракет-носителей, которые являются достаточно сложными и комплектуются органами управления и стабилизации. Наличие на боковой поверхности корпуса ракеты тонких органов управления приводит к существенному изменению поля возмущенного течения по сравнению с полем потока около изолированного корпуса ракеты. Учет влияния органов управления и стабилизации на аэродинамические характеристики ракеты даже в случае невязкого течения газа является достаточно сложной задачей.

Для проведения единичных расчетов могут быть использованы коммерческие программные продукты ANSYS, FlowVision, SolidWorks и др., получившие широкое распространение в исследовательской работе. Однако определенные сложности с освоением коммерческих пакетов, осо-

бенностями задания формы компоновок и относительно большие затраты времени на проведение одного расчета (в пределах двух-четырёх часов) ограничивают их использование при проведении многосерийных проектных расчетов. Это стимулировало разработку в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАН Украины и ГКА Украины) программно-методического обеспечения, ориентированного на оперативное определение параметров типичных компоновок ракет-носителей с тонкими несущими поверхностями и органами управления при сверхзвуковых скоростях полета. Основные особенности аэродинамического расчета сверхзвуковых течений детально изложены в работах [2—6, 11—15], посвященных вопросам аэродинамического расчета летательных аппаратов.

Предлагаемая методика расчета стационарно-го сверхзвукового течения около компоновки

© В. И. ТИМОШЕНКО, В. П. ГАЛИНСКИЙ, 2017

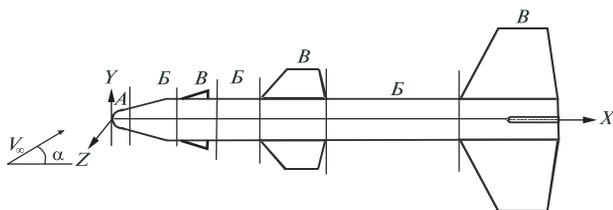


Рис. 1. Разбиение поля течения на характерные области: *A* — область течения около наконечника, *B* — область течения около участка корпуса ракеты без органов управления и стабилизации, *B* — область течения около участка корпуса ракеты с органами управления и стабилизации

ракеты, представляющей собой корпус с расположенными на нем тонкими несущими поверхностями и органами управления, основана на разбиении физической области решения на простые расчетные подобласти. В этой методике тонкие органы управления и стабилизации заменяются плоскими элементами, которые могут отклоняться относительно своего первоначального положения. Достоинством разработанного программно-методического обеспечения является простота включения в компоновку ракеты тонких органов управления и стабилизации, возможность детального анализа поля потока около полной компоновки и в окрестности органов и оперативность получения результатов. Созданная программа расчета аэродинамических характеристик ракет с плоскими консолями позволяет получать суммарные и распределенные характеристики на корпусе ракеты и органах управления и стабилизации и проводить параметрические расчеты суммарных характеристик ракеты в зависимости от изменения числа Маха и угла атаки при относительно небольших затратах машинного времени (до 10 мин). Условие сохранения сверхзвукового режима течения около боковой поверхности корпуса ракеты накладывает ограничения на форму тела, числа Маха, углы атаки набегающего потока и углы отклонения рулей.

Работа посвящена описанию разработанного в ИТМ НАН Украины и ГКА Украины программно-методического обеспечения, рекомендуемого для проведения оперативных проектных расчетов сверхзвукового обтекания ракет-носителей с тонкими органами управления и стабилизации.

ДЕКОМПОЗИЦИЯ ЗАДАЧИ

Поле возмущенного течения разбивается вдоль оси корпуса ракеты-носителя (РН) на две области — переднюю область около наконечника корпуса ракеты и основную область течения около боковой поверхности корпуса ракеты.

В передней области трансзвукового течения около сферически затупленного наконечника или сверхзвукового течения около острого наконечника корпуса ракеты — типа «А» производится расчет обтекания наконечника корпуса. Алгоритм расчета зависит от формы носовой части. Поле течения около заостренного конического наконечника корпуса ракеты находится решением вдоль оси тела стационарной трехмерной системы уравнений газовой динамики, записанной в цилиндрической системе координат, до установления решения по маршевой координате. Полученные параметры в поле потока около острого наконечника сносятся в сечение $X = X_1$ стыковки передней и основной области течения около поверхности корпуса ракеты. Для расчета поля течения около затупленного наконечника корпуса ракеты используется нестационарная трехмерная система уравнений газовой динамики, записанная в сферической системе координат, которая решается методом установления по времени. Для затупленного наконечника, заданного в виде сферически затупленного конуса, можно избежать расчета методом установления по времени, используя затабулированные поля потоков около сферы для заданного набора чисел Маха. Затабулированное поле потока разворачивается в плоскость $X = X_1$ сопряжения сферического сегмента и конической поверхности для заданных значений угла атаки α и угла сопряжения сферы с конусом θ_1 .

Основная область течения около боковой поверхности корпуса РН разбивается на характерные области в виде участков без органов управления и стабилизации (ОУС) и участков поверхности корпуса ракеты с размещенными на нем ОУС. На рис. 1 показан пример разбиения поля течения около тела на характерные области.

На участке боковой поверхности корпуса ракеты без размещенных на нем ОУС (тип «Б») не

вносятся дополнительные возмущения. На участке поверхности корпуса ракеты с размещенными на нем ОУС (тип «В») вносятся дополнительные возмущения, обусловленные ОУС. ОУС могут отличаться формой и условиями функционирования. Под условиями функционирования ОУС понимаются параметры, определяющие исходное положение органа на корпусе, задаваемое продольной координатой z_0^* и меридиональным углом φ_0 , и угол δ отклонения ОУС относительно его исходного положения.

Разбиение на характерные области осуществляется плоскостями $X_n = \text{const}$ ($n = 1, \dots, N_{Rg}$, где N_{Rg} — количество введенных характерных областей) вдоль оси корпуса ракеты. Таким образом, вводятся три типа областей:

а) область трансзвукового течения около сферически затупленного наконечника или сверхзвукового течения около острого наконечника корпуса ракеты — типа «А»,

б) области сверхзвукового течения около участков боковой поверхности корпуса ракеты, на которых не размещены ОУС, — типа «Б»,

в) области течения около участков боковой поверхности корпуса ракеты с размещенными на нем ОУС — типа «В».

Поле течения около компоновки РН рассчитывается последовательно в характерных областях сверху вниз по потоку с использованием в качестве начальных полей потока, полученных в концах предыдущих характерных областей. Алгоритм расчета течения в каждой характерной области определяется типом этой области.

Параметры потока, полученные на границе характерной области «А» в сечении $X = X_1$, являются начальными данными для расчета поля течения около основного участка корпуса ракеты, представляемого в виде одной характерной области типа «Б» или набора из нескольких характерных областей типа «Б» и «В».

Для расчета обтекания участка боковой поверхности корпуса ракеты с размещенными на нем ОУС используется один из двух подходов — многозональный метод или метод локального взаимодействия.

В расчете многозональным методом используется разбиение расчетной области в попереч-

ных сечениях $z = \text{const}$ меридиональными плоскостями $\varphi = \varphi_0^k$, в которых расположены ОУС [7]. Здесь и далее $k = 1, \dots, K_{\text{ОУС}}$, где $K_{\text{ОУС}}$ — количество ОУС, размещенных на корпусе ракеты в рассматриваемой характерной области. Количество вводимых расчетных подобластей должно быть на единицу больше числа ОУС, не лежащих в плоскости симметрии тела. На участке луча $\varphi = \varphi_0^k$, совпадающем с поверхностью ОУС, задаются условия непротекания, а на участке этого луча, расположенном выше боковой кромки ОУС, при вычислении производных по φ используются параметры потока из соответствующих ячеек соседней расчетной области.

В радиальном направлении сверхзвуковое поле течения около поверхности корпуса ракеты ограничено снизу поверхностью корпуса и сверху фронтом головной ударной волны, форма которой определяется при численном интегрировании системы уравнений газовой динамики шагами вниз по потоку вдоль оси тела. В окружном направлении φ каждая СПО ограничена плоскостями соответствующих ОУС или плоскостью симметрии течения $\varphi = 0$ и $\varphi = \pi$. При обтекании ракеты в условиях, когда вектор скорости набегающего потока не лежит в плоскости симметрии ракеты, поле течения рассчитывается в секторе $0 \leq \varphi \leq 2\pi$ и используется условие периодичности решения в окружном направлении при $\varphi = 0$ и $\varphi = 2\pi$.

С учетом введенных дополнительных граничных условий на поверхности ОУС алгоритмы расчета течений в характерной области «Б» и в расчетных подобластях характерной области типа «В» совпадают.

На рис. 2 показан пример разбиения на расчетные подобласти в сечении $z = \text{const}$. В этом примере поле потока в поперечном сечении состоит из трех расчетных подобластей для $K_{\text{ОУС}} = 2$.

При использовании многозонального метода вводятся ограничения на форму ОУС и условия их функционирования, согласно которым составляющая скорости вдоль маршевой координаты должна быть больше скорости звука. Последним обеспечивается гиперболичность системы уравнений газовой динамики по маршевой координате.

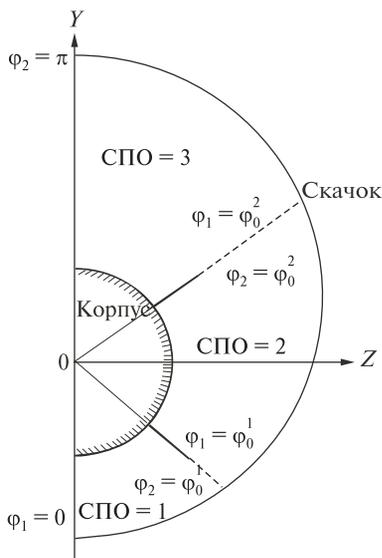


Рис. 2. Разбиение на расчетные подобласти (СПО)

При расчете методом локального взаимодействия вычисляется только силовое воздействие потока на поверхность ОУС. Возмущения, вносимые в поле течения ОУС, не учитываются.

МЕТОД ЛОКАЛЬНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

При использовании метода локального взаимодействия расчет аэродинамических характеристик ОУС производится в два этапа. На первом этапе в процессе маршевого расчета вдоль координаты z определяются параметры возмущенного поля сверхзвукового течения около участка боковой поверхности корпуса ракеты без ОУС. На втором этапе рассматривается силовое воздействие на ОУС возмущенного потока, полученного на первом этапе решения задачи.

Для определения давления, действующего на элементарную площадку в точке на поверхности ОУС, необходимо знать вектор внешней нормали к элементу поверхности \mathbf{n}_B , компоненты вектора возмущенной скорости \mathbf{V}' , статическое давление P и плотность ρ в точке поля потока, совпадающей с точкой на поверхности ОУС. Эти параметры рассматриваются как параметры потока, набегающего на элемент поверхности ОУС. При этом можно использовать формулы для расчета параметров потока за косым скачком, соотношения за волной разрежения или формулу Ньютона $p = p_0 (\mathbf{n}_B \cdot \mathbf{V}')^2$.

Для расчета силового воздействия потока на ОУС используется местная декартовая система координат $O_1x_0y_0z_0$, жестко связанная с ОУС, показанная на рис. 3.

В системе координат $O_1x_0y_0z_0$ разбиение поверхности ОУС на плоские элементы соответствует разбиению, используемому при задании исходной формы ОУС, и наиболее просто определяется нормаль \mathbf{n}_B к поверхности органа. Компоненты вектора внешней нормали \mathbf{n}_B к плоскости $x_0O_1y_0$ имеют вид

$$\mathbf{n}_B = \{-\cos\theta \sin\delta; -\cos\delta \sin\varphi_0 + \sin\delta \sin\theta \cos\varphi_0; -\cos\delta \cos\varphi_0 - \sin\theta \sin\delta \sin\varphi_0\}, \quad (1)$$

где $\varphi_0 = \varphi_0^*$ — меридиональная плоскость первоначального расположения ОУС, θ — угол наклона образующей корпуса ракеты в сечении привязки ОУС к корпусу ракеты, δ — угол отклонения ОУС ($\delta > 0$ при повороте по часовой стрелке).

Несколько сложнее обстоит дело с определением местных параметров в рассматриваемой точке потока. Координаты точки на поверхности ОУС задаются в местной декартовой системе координат $O_1x_0y_0z_0$, а требуется знать положение этой точки в основной цилиндрической системе координат $Ozr\varphi$, в которой рассчитано трехмерное возмущенное поле потока около корпуса ракеты. Соотношения, связывающие декартовые координаты основной и местной систем координат в зависимости от места расположения ОУС и его отклонения, имеют вид

$$\begin{aligned} X &= z_0^* - y_0 \sin\theta + (x_0 \cos\delta - z_0 \sin\delta) \cos\theta, \\ Y &= -[b + y_0 \cos\theta + (x_0 \cos\delta - z_0 \sin\delta) \sin\theta] \cos\varphi_0 - \\ &\quad - (z_0 \cos\delta + x_0 \sin\delta) \sin\varphi_0, \\ Z &= [b + y_0 \cos\theta + (x_0 \cos\delta - z_0 \sin\delta) \sin\theta] \sin\varphi_0 - \\ &\quad - (z_0 \cos\delta + x_0 \sin\delta) \cos\varphi_0. \end{aligned} \quad (2)$$

Координаты основной декартовой системы $OXYZ$ и цилиндрической системы $Ozr\varphi$ связаны соотношениями

$$\begin{aligned} r &= \sqrt{Y^2 + Z^2}, \\ \varphi &= \varphi_0 + \varphi', \\ z &= X, \end{aligned} \quad (3)$$

где

$$\chi_0 = \begin{cases} 0 & \text{при } (Z > 0 \cap Y < 0), \\ \pi & \text{при } (Z > 0 \cap Y \geq 0) \\ \cup & (Z \leq 0 \cap Y \geq 0), \\ 2\pi & \text{при } (Z \leq 0 \cap Y < 0), \end{cases}$$

$$\varphi' = \begin{cases} 0 & \text{при } |Y| < \varepsilon, \\ \arctg(-Z/Y) & \text{при } |Y| \geq \varepsilon, \quad \varepsilon = 10^{-6}. \end{cases}$$

Зная местные декартовы координаты x_0, y_0, z_0 точки на поверхности ОУС, по соотношениям (2) и (3) можно найти ее координаты в основной цилиндрической системе координат $Ozr\varphi$. Параметры в рассматриваемой точке пространства получаются в результате интерполяции по трехмерному возмущенному полю около изолированного корпуса ракеты и представляют собой две скалярные функции — статическое давление P и плотность ρ — и одну векторную функцию $\mathbf{V}(V_z, V_r, V_\varphi)$.

Формулы пересчета составляющих вектора скорости $\mathbf{V}(V_z, V_r, V_\varphi)$, заданных в цилиндрической системе координат, в местную декартовую систему координат $O_1x_0y_0z_0$, жестко связанную с отклоненным ОУС, имеют вид

$$\begin{aligned} V_{x_0} &= V_z \cos\theta \cos\delta + \\ &+ V_r [\cos(\varphi - \varphi_0) \sin\theta \cos\delta - \sin(\varphi - \varphi_0) \sin\delta] - \\ &- V_\varphi [\sin(\varphi - \varphi_0) \sin\theta \cos\delta + \cos(\varphi - \varphi_0) \sin\delta], \\ V_{y_0} &= -V_z \cdot \sin\theta + V_r \cdot \cos(\varphi - \varphi_0) \cos\theta - \\ &- V_\varphi \cdot \sin(\varphi - \varphi_0) \cos\theta, \quad (4) \\ V_{z_0} &= -V_z \cos\theta \sin\delta - \\ &- V_r [\sin(\varphi - \varphi_0) \cos\delta + \cos(\varphi - \varphi_0) \sin\theta \sin\delta] - \\ &- V_\varphi [\cos(\varphi - \varphi_0) \cos\delta - \sin(\varphi - \varphi_0) \sin\theta \sin\delta]. \end{aligned}$$

По формулам (4) полученный вектор скорости перепроектируется $\mathbf{V}'_0 (V_{x_0}, V_{y_0}, V_{z_0})$ в местную систему координат $O_1x_0y_0z_0$, в которой задаются компоненты вектора внешней нормали \mathbf{n}_B . Имея компоненты векторов \mathbf{V}'_0 и \mathbf{n}_B , заданные в одной и той же системе координат, находим угол между этими векторами $\psi = \arcsin(\mathbf{V}'_0 \cdot \mathbf{n}_B)$. По углу ψ находится давление, действующее в центральной точке плоского элемента поверхности ОУС. Определив площадь плоского элемента, можно вычислить аэродинамические силы и мо-

менты, действующие на рассматриваемую площадку органа. Перебирая все площадки, составляющие поверхность ОУС, определяем аэродинамические характеристики органа.

Силовое воздействие потока на все ОУС представляется в виде суперпозиции независимых воздействий потока на каждый ОУС в отдельности.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ

Для каждого из элементов ракеты (корпус, органы управления и стабилизации) векторы суммарных сил \mathbf{F}_k и моментов $\mathbf{M}_k (k = 0, \dots, N_{\text{эл}})$ вычисляются в системе координат, связанной с этим элементом, где $N_{\text{эл}}$ — количество ОУС, размещенных на корпусе ракеты. Суммарные аэродинамические сила и момент, действующие на полную компоновку РН с ОУС, представляются в виде суммы сил \mathbf{F}_k и моментов \mathbf{M}_k , действующих на каждый из элементов поверхности РН. При этом все силы должны быть приведены к основной декартовой системе координат $OXYZ$, а моменты пересчитаны относительно начала этой системы координат в точке O (рис. 3).

Для расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на ОУС, используются основная ($OXYZ$) и местная ($O_1x_0y_0z_0$) декартовые системы координат. Ось OX основной системы координат направлена вдоль оси корпуса ракеты, а в плоскости местной системы координат совпадает с плоскостью ОУС.

Проекция главного вектора сил давления \mathbf{F} в основной декартовой системе координат связана с его компонентами в местной декартовой системе координат соотношениями

$$\begin{aligned} F_x &= F_{x_0} \cos\delta \cos\theta - F_{y_0} \cdot \sin\theta - F_{z_0} \sin\delta \cos\theta, \\ F_y &= -F_{x_0} (\cos\delta \sin\theta \cos\varphi_0 + \sin\delta \sin\varphi_0) - \\ &- F_{y_0} \cos\theta \cos\varphi_0 - F_{z_0} (\cos\delta \sin\varphi_0 - \sin\delta \sin\theta \cos\varphi_0), \\ F_z &= F_{x_0} (\cos\delta \sin\theta \sin\varphi_0 - \sin\delta \cos\varphi_0) + \\ &+ F_{y_0} \cos\theta \sin\varphi_0 - F_{z_0} (\cos\delta \cos\varphi_0 + \\ &+ \sin\delta \sin\theta \sin\varphi_0). \quad (5) \end{aligned}$$

Все векторы \mathbf{F}_k , вычисленные в местных декартовых системах координат, приводятся к ос-

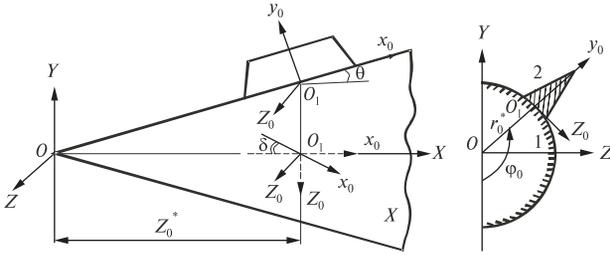


Рис. 3. Используемые системы координат: 1 – корпус ракеты, 2 – орган управления и стабилизации, OXYZ – основная декартова система координат, Ozrφ – цилиндрическая система координат, O₁x₀y₀z₀ – местная декартова система координат, связанная с ОУС

новой декартовой системе координат OXYZ с использованием соотношений (5).

Приведение векторов моментов, заданных в местных декартовых системах координат, к основной декартовой системе координат с началом в точке O осуществляется двумя шагами.

На первом шаге выполняется перенос начала координат из точки O₁ в точку O для компонент вектора момента в местной декартовой системе координат X₁, Y₁, Z₁ по формуле

$$\mathbf{M}_O = \mathbf{M}_{O_1} + \mathbf{F} \times \mathbf{R}, \quad (6)$$

где

$$\mathbf{R} = \{X_1, Y_1, Z_1\} = \{z_0^*, -B \cos \varphi_0, B \sin \varphi_0\},$$

$$\mathbf{M}_O = \{m_x, m_y, m_z\}, \mathbf{M}_{O_1} = \{m_{x0}, m_{y0}, m_{z0}\}.$$

Затем вектор M_O перепроектируется по формулам (5), в которых вместо вектора F используется вектор M.

**ПРОГРАММА
АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА РАКЕТЫ
С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ**

Для численного расчета аэрогазодинамических параметров ракеты на сверхзвуковых скоростях полета создана программа ADX_PH, предназначенная для определения газодинамических параметров в поле потока и суммарных аэродинамических сил и моментов, действующих в сверхзвуковом потоке газа на ракету с ОУС. В этой программе стандартно заведена возможность проведения расчетов обтекания сферически закругленных тел совершенным газом с числами Маха набегающего потока M_∞ > 2 или равновес-



Рис. 4. Окно задания исходных данных задачи

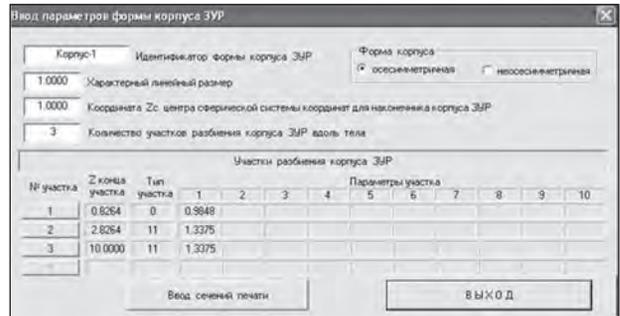


Рис. 5. Окно задания формы корпуса ракеты



Рис. 6. Окно задания параметров функционирования органов управления и стабилизации

но диссоциирующим воздухом для высот полета H = 10, 30 и 60 км и скоростей набегающего потока V = 3, 4, 5, 6, 7.5, 10 км/с.

Маршевый расчет сверхзвукового обтекания боковой поверхности ракеты в программе ADX_PH осуществляется по маршевым конечно-разностным схемам [1, 8, 9]. Для расчета аэрогазодинамических параметров ракеты с ОУС может

использоваться как многозональный метод, так и метод локального взаимодействия. Расчет с использованием многозонального метода позволяет учесть интерференцию корпуса ракеты со всеми ОУС. При расчете по методу локального взаимодействия интерференция не учитывается, но можно рассчитать силовое воздействие набегающего потока на ОУС при углах отклонения рулей, больших 10° .

При запуске программы ADX_PH на счет используется режим интерактивного диалогового ввода исходных данных задачи в окнах с полями ввода данных различного вида. Пользователь имеет возможность сформировать весь набор исходных данных задачи, используя переходы между окнами ввода данных. Набор окон ввода данных создан по функциональному признаку для обеспечения ввода параметров набегающего потока, параметров формы корпуса ракеты, параметров функционирования ОУС, параметров формы ОУС, параметров режима расчета и выдачи результатов. На рис. 4 показано окно, в котором задаются основные исходные данные задачи.

Форма корпуса ракеты задается в виде двух составляющих — наконечника и боковой поверхности. Для задания формы боковой поверхности используется разбиение тела на участки вдоль его оси. Окно задания формы корпуса ракеты показано на рис. 5.

Управление режимом диалога в окне «ввод параметров формы корпуса ракеты» осуществляется с помощью кнопок с номерами 1, 2, 3 и т. д., после нажатия на которые происходит переход к вводу данных для соответствующего участка поверхности тела.

Параметры функционирования ОУС задаются в окне, приведенном на рис. 6.

Задание геометрических параметров формы ОУС осуществляется ссылкой на номер формы ОУС из введенного набора форм, что позволяет исключить повторный ввод параметров формы для ОУС одинаковой формы, но с различным размещением на корпусе ракеты. Универсальность предлагаемого способа задания условий функционирования ОУС состоит в том, что ОУС могут размещаться на корпусе ракеты произ-



а



б

Рис. 7. Окно задания набора форм (а) и параметров формы органов управления и стабилизации (б)

вольным образом и отличаться как формой, так и условиями их функционирования.

Рис. 7 иллюстрирует способы задания плоских форм ОУС, которые отличаются формой в плане.

Результаты расчетов по программе записываются в нескольких файлах, которые обрабатываются сервисной программой «GR_Line» [15], позволяющей строить графики функциональных зависимостей и распределения параметров в поле потока в виде полей изолиний.

РЕАЛИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ДЛЯ НЕВЯЗКОГО ТЕЧЕНИЯ ГАЗА

Применение разработанной методики расчета в приближении невязкого газа иллюстрируют приведенные ниже результаты тестовых расчетов,

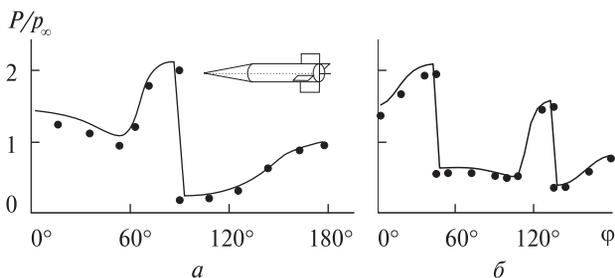


Рис. 8. Сравнение распределений давления на поверхности оперенного тела: а — «+»-образные оперение, б — «X»-образное оперение



Рис. 9. Оперативно-тактическая ракета «Гром» [https://www.dpo.ua/ukr/war/ukrayina-rozroblyae-raketniy-kompleks-zdatniy-vrazhatitsili-01092016113000]

полученных численным интегрированием уравнений Эйлера.

Для расчета сверхзвукового поля потока в характерной области используется система уравнений газовой динамики, записанная в цилиндрической системе координат $Ozr\varphi$ с осью z , направленной вдоль оси корпуса ракеты, в виде

$$\frac{\partial \bar{A}}{\partial z} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial r} + \frac{\partial \bar{W}}{\partial \varphi} + \bar{H} = 0, \quad (7)$$

где

$$\bar{A} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho u v \\ \rho u w \end{Bmatrix}, \quad \bar{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + P \\ \rho v w \end{Bmatrix},$$

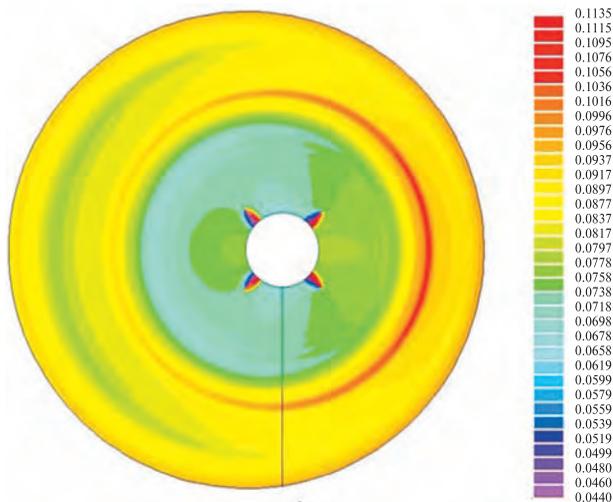


Рис. 10. Поля изобар для «X»-образной компоновки в поперечном сечении $Z = \text{const}$ для угла скольжения $\beta = 90^\circ$

$$\bar{W} = \frac{1}{r} \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^2 + P \end{Bmatrix}, \quad \bar{H} = \frac{\rho}{r} \begin{Bmatrix} v \\ u v \\ v^2 - w^2 \\ 2 v w \end{Bmatrix};$$

u, v, w — компоненты вектора скорости \mathbf{V} в проекции на координатные направления z, r, φ соответственно, P — давление, ρ — плотность.

Система уравнений (7) дополняется уравнением Бернулли и уравнением состояния

$$h + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} = H_\infty, \quad (8)$$

$$h = ZZ(P, h) \cdot \frac{P}{\rho},$$

где h — удельная статическая энтальпия, $H_\infty = h_\infty + V_\infty^2/2$ — полная энтальпия в единице объема, ZZ — функция термодинамического состояния.

На поверхности тела $r = B(z, \varphi)$ задается условие непротекания $\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}_B = 0$, где \mathbf{n}_B — единичный вектор внешней нормали к поверхности тела.

Фронт головной ударной волны $r = S(z, \varphi)$ выделяется в процессе расчета явным образом и на нем задаются условия Ренкина — Гюгонио. Положение фронта головной ударной волны на новом слое вычисляется в процессе маршевого расчета по формуле

$$S(z^{n+1}, \varphi) = S(z^n, \varphi) + \Delta z \cdot S'_z(z^n, \varphi), \quad (9)$$

где $\Delta z = z^{n+1} - z^n$ — маршевый шаг, S'_z — тангенс угла наклона скачка к оси Oz .

Численное интегрирование системы уравнений (7) осуществляется явным образом в цилиндрической системе координат шагами вниз по потоку вдоль оси тела с использованием одной из конечно-разностных схем: Годунова [7], Колгана [8] или Родионова [9]. Расчетная сетка в поперечном сечении $z^n = \text{const}$ вводится следующим образом. Сначала расчетная область разбивается меридиональными плоскостями $\varphi_i = (i-1)\Delta\varphi$ ($i = 1, \dots, N_\varphi$, где $\Delta\varphi$ — шаг разбиения по φ). Вдоль лучей $\varphi = \varphi_i$ вводятся узлы разбиения $r_j = B_i + (j-1) \cdot \Delta r$ ($j = 1, \dots, N_r$, где $\Delta r = (S_i - B_i)/(N_r - 1)$ — шаг разбиения по r , $B_i = B(z^n, \varphi_i)$ и $S_i = S(z^n, \varphi_i)$). Параметры потока задаются в центрах ячеек расчетной сетки.

Тестовые результаты расчетов распределенных и суммарных АДХ при сверхзвуковом обтекании с числом Маха $M_\infty = 3$ при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ заостренного тела вращения с оперением хорошо согласуются с результатами расчетов [10].

На рис. 8 приведены распределения давления на поверхности корпуса оперенного тела с «+»- и «X»-образным оперением в поперечном сечении $z = 4.5$, точки соответствуют результатам работы [10].

По созданной программе были проведены расчеты аэродинамических характеристик оперативно-тактической ракеты «Гром» (рис. 9) при $M_\infty = 3$, результаты которых согласуются с экспериментальными данными, представленными ГП «КБ «Южное».

На рис. 10 показаны поля изобар для «X»-образной компоновки в поперечном сечении $Z = \text{const}$, полученные при расчете течения с углом скольжения $\beta = 90^\circ$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С использованием предложенных многозонального метода и метода локального взаимодействия разработаны алгоритмы расчета и сформулированы методические положения создания программного обеспечения для расчета сверхзвукового обтекания ракет с органами управления и стаби-

лизации при произвольном их расположении на корпусе ракеты.

Дано описание программы, в которой реализованы алгоритмы расчета на основе явных маршевых конечно-разностных схем Годунова, Колгана и Родионова. Эта программа позволяет проводить оперативные параметрические расчеты полей течений при разных числах Маха, углах атаки и скольжения с формированием таблиц суммарных аэродинамических характеристик для компоновки ракеты, корпуса и каждого рулевого органа в отдельности.

Достоинством программы является простота процедуры включения в компоновку ракеты органов управления и стабилизации и возможность интерактивного ввода исходных данных задачи. Типичные затраты времени процессора ПЭВМ типа «Pentium CPU 2.5 ГГц» на расчет одного варианта составляют от 5 до 10 мин в зависимости от применяемой конечно-разностной схемы, определяемой значениями углов атаки и скольжения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Водлоу А. Б., Соломон Дж. М., Балтакис Ф. П. Расчет сверхзвуковых невязких течений около тел типа оперенных снарядов // Ракетная техника и космонавтика. — 1981. — **19**, № 9. — С. 83–93.
2. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Расчет сверхзвукового обтекания биеллиптического тела с крыльями // Уч. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. — 1978. — **9**, № 6. — С. 48–55.
3. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Численное исследование сверхзвукового потока около несущего тела с крыльями // Космич. исслед. на Украине. — 1981. — С. 89–92.
4. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Результаты численного исследования сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности // Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. — Киев: Наук. думка, 1985. — С. 77–81.
5. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Результаты численного исследования сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности // Аэротермодинамика воздушно-космических систем: Сб. докл. школы-семинара ЦАГИ. — 30.01–4.02.1990. — часть II. — ЦАГИ, 1992. — С. 116–131.
6. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Проблемы создания научно-методического обеспечения расчета аэродинамики ракет-носителей // Космическая наука и технологии. — 1998. — **4**, № 2/3. — С. 64–72.

7. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. — М.: Наука, 1976. — 400 с.
 8. Колган В. П. Применение принципа минимальных значений производной к построению конечно-разностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики // Уч. зап. ЦАГИ. — 1972. — 3, № 6. — С. 68—77.
 9. Родионов А. В. Монотонная схема второго порядка аппроксимации для сквозного расчета неравновесных течений // Журн. вычисл. матем. и матем. физ. — 1987. — 27, № 4. — С. 565—593.
 10. Розин А. В. Исследование обтекания оперенного тела сверхзвуковым потоком газа // Аэродинамика входа тел в атмосферу планет. — М.: Изд-во МГУ, 1983. — С. 17—23.
 11. Тимошенко В. И. Сверхзвуковые течения вязкого газа. — Киев: Наук. думка, 1987. — 187 с.
 12. Тимошенко В. И. Компьютерное моделирование процессов гипер- и сверхзвуковой аэрогазодинамики летательных аппаратов // Аэродинамика: проблемы и перспективы: Сб. ст. — Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т «Харьков. авиац. ин-т», 2004. — С. 158—175.
 13. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Оперативный расчет пространственного сверхзвукового обтекания тел, близких к осесимметричным // Изв. ВУЗов. Авиационная техника. — 1991. — № 4. — С. 22—26.
 14. Тимошенко В. И., Галинский В. П., Белоцерковец И. С. Проблемы математического моделирования процессов аэрогазодинамики ракет-носителей // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Механіка. — 1998 — 1, вип. 1. — С. 100—115.
 15. Тимошенко В. И., Галинский В. П., Белоцерковец И. С., Загний В. В. Имитационное моделирование процессов аэрогазодинамики ракет-носителей и выбор проектных параметров // Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы: Тр. 2-й междунар. конф. (18—21 ноября 2003 г.). — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. — Ч. I. — С. 169—178.
- Стаття надійшла до редакції 21.09.17*
- REFERENCES
1. Wodlou A. B., Solomon Dj. M., Baltakis F. P. Calculation of supersonic inviscid flows near the bodies of type of finned missiles. *AIAA J.*, 19 (N 9), 83—93 (1981).
 2. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Calculation of the supersonic flowing around of bielliptic body with wings. *Scientific messages of TSAGi*, 9 (N 6), 48—55 (1978).
 3. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Numerical research of supersonic stream near a bearing body with wings. *Space researches on Ukraine*, 89—92 (1981).
 4. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Results of numeral research of the supersonic flowing around of bodies with the wings of variable-swept. Applied questions of aerodynamics of aircrafts, 77—81 (Naukova Dumka, Kyiv, 1985).
 5. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Results of numeral research of the supersonic flow around of bodies with the wings of variable-swept. Aerothermodynamics of the aerospace systems. Collection of Lectures of School-seminar of TSAGi., Part II, 116—131 (TSAGi, 1992). — 30.01-4.02.1990.
 6. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Problems in developing scientific methods for calculating aerodynamic parameters of boost vehicles. *Space science and technology*, 4 (N 2/3), 64—72 (1998).
 7. Godunov S. K., Zabrodin A. V., Ivanov M. Ja., et al. Numerical decision of multidimensional of gas dynamics tasks, 400 p. (Science, M., 1976).
 8. Kolgan V. P. Application of principle of minimum values of derivative to the construction certainly — difference schemes for the calculation of break decisions of gas dynamics. *Scientific messages of TSAGi*, 3 (N 6), 68—77 (1972).
 9. Rodionov A. V. Monotonous schemes the second order to approximation for the through calculation of non-equilibrium flows. *J. comp. math. and math. phys.*, 27 (N 4), 565—593 (1987).
 10. Rozin A. V. Research of flowing around of finned body the supersonic stream of gas. Aerodynamics of entrance of bodies in the atmosphere of planets, 17—23 (Publishing house MSU, M., 1983).
 11. Timoshenko V. I. Supersonic flow of viscous gas, 187 p. (Naukova Dumka, K., 1987).
 12. Timoshenko V. I. Computer simulation of Hyper- and supersonic aerogasdynamics flying vehicles. Aerodynamics: Problems and Perspective. Collection of articles, 158—175 (National Aerocom. University «Kharkiv. aviation. in-t», Kharkov, 2004).
 13. Timoshenko V. I., Galinsky V. P. Operative calculation of the spatial supersonic flowing around of bodies near to axisymmetrical. *News of Institutions of Higher Learning. Aerotechics*, N 4, 22—26 (1991).
 14. Timoshenko V. I., Galinsky V. P., Bilotserkovets I. S. Problems of mathematical design of processes of aerogasdynamics of boost vehicle. *Announcer of the Dnepropetrovsk university. Mechanics*, 1 (N 1), 100—115 (1998).
 15. Timoshenko V. I., Galinsky V. P., Bilotserkovets I. S., Zagniy V. V. Imitation design of processes of aero-gasdynamics of boost vehicles and choice of project parameters. Space-rocket Technique: Fundamental and Applied Problems: Labours of 2-nd international conference (18—21 November 2003 year), Part I, p. 169—178 (Publishing house MSTU name N. E. Bauman, M., 2005).

Received 21.09.17

В. І. Тимошенко, В. П. Галинський

Інститут технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ
НАЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ,
ОСНАЩЕНИХ ТОНКИМИ ОРГАНАМИ
КЕРУВАННЯ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ

Дається опис розробленого програмно-методичного забезпечення, яке може бути використане при проведенні оперативних проектних розрахунків надзвукового обтікання ракет-носіїв, оснащених тонкими органами керування і стабілізації.

Ключові слова: ракета-носій, тонкі органи управління і стабілізації, надзвукове обтікання, аеродинамічні характеристики, рівняння газової динаміки, маршовий

багатозональний метод, метод локальної взаємодії, явні кінцево-різницеві схеми.

V. I. Tymoshenko, V. P. Galinsky

Institute of Technical Mechanics
of the National Academy of Sciences of Ukraine
and State Space Agency of Ukraine, Dnipro

NUMERICAL SIMULATION OF A SUPERSONIC
FLOW AROUND FINNED BOOST VEHICLES

The description of the developed software that can be used for operative project calculations of the supersonic flow around finned boost vehicles is given.

Keywords: boost vehicle, thin panel, supersonic flow, aerodynamics, gas dynamic equations, march multizone method, local interaction method, explicit finite difference schemes.