

Расчетное исследование аэротермодинамики летательного аппарата «Waverider» при гиперзвуковом обтекании

Яцухно Д.С.

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Рассмотрен процесс обтекания поверхности летательного аппарата «Waverider» при различных углах атаки и числе Маха набегающего потока $M_\infty = 6$. Расчет параметров аэротермодинамики летательного аппарата проводился путем решения системы уравнений Навье–Стокса [1]

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}^z(\mathbf{w})}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{G}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}^z(\mathbf{w})}{\partial z}, \quad (1)$$

где $\mathbf{w} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$ – вектор консервативных переменных;
 $\mathbf{F}^x = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uE + pu)^T$, $\mathbf{F}^y = (\rho v, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vE + pv)^T$,
 $\mathbf{F}^z = (\rho w, \rho w^2 + p, \rho vw, \rho wE + pw)^T$ – проекции вектора конвективного потока;
 $\mathbf{G}^x = (0, \tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx}, u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x)^T$, $\mathbf{G}^y = (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y)^T$,
 $\mathbf{G}^z = (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z)^T$ – проекции вектора вязкого потока; ρ – плотность;
 p – давление; u, v, w – компоненты вектора скорости; E – удельная полная энергия газа; $\tau_{\alpha\beta}$ – компоненты тензора вязких напряжений ($\alpha = x, y, z; \beta = x, y, z$); q_x, q_y, q_z – компоненты вектора теплового потока. Полная система уравнений Навье–Стокса используется совместно с уравнением состояния совершенного газа

$$p = (\gamma - 1) \rho U = (\gamma - 1) \rho \left[E - \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (2)$$

В уравнении (2) $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$; c_p, c_v – удельные теплоемкости при постоянном давлении и объеме соответственно; $U = c_v T$, E – удельная внутренняя и полная энергии газа, T – температура.

Численное решение системы уравнений (1) осуществлялось с использованием метода расщепления по физическим процессам [2]. Выполнено моделирование поверхности летательного аппарата в системе SolidWorks. Реализация метода проводилась с помощью компьютерного кода UST3D. Для расчета неизвестных параметров использовались неструктурированные тетраэдральные сетки.

Литература

1. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Расчет гиперзвукового обтекания тел сложной формы на неструктурированных сетках с использованием схемы AUSM. Теплофизика высоких температур, 2014, том 52, № 2, с. 283–293

2. *Марчук Г.И.* Методы расщепления. М.: Наука, 1988. 263 с.