

## ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОМ КРУПНЫХ ЧАСТИЦ ОБТЕКАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ТЕЛ ПРИ МАЛЫХ УГЛАХ АТАКИ

При аэродинамическом проектировании летательных аппаратов для расчета нагрузок необходимо знать их аэродинамические характеристики под углом атаки. Рассмотрение задачи в трехмерной постановке весьма сложно и практически неприемлемо в инженерном использовании. В данной работе для расчета обтекания осесимметричного тела вращения под малым углом атаки предлагается применить метод крупных частиц с использованием аналитической аппроксимации газодинамических функций в меридианном направлении в виде тригонометрических сумм.

Уравнения газовой динамики в цилиндрической системе координат  $x, r, \varphi$  записываются в виде

$$\begin{aligned} \frac{\partial pr}{\partial t} + \frac{\partial pr}{\partial x} + \frac{\partial pr}{\partial r} + \frac{\partial pr}{\partial \varphi} = 0, \quad \frac{\partial pr}{\partial t} + \frac{\partial \rho u^2 r}{\partial x} + \frac{\partial \rho uv}{\partial r} + \frac{\partial \rho uw}{\partial \varphi} = -\frac{\partial pr}{\partial x}, \\ \frac{\partial pr}{\partial t} + \frac{\partial pr}{\partial x} + \frac{\partial \rho v^2 r}{\partial r} + \frac{\partial \rho vw}{\partial \varphi} = -\frac{\partial pr}{\partial r} + p + \rho w^2, \\ \frac{\partial \rho wr}{\partial t} + \frac{\partial \rho wr}{\partial x} + \frac{\partial \rho wr}{\partial r} + \frac{\partial \rho w^2}{\partial \varphi} = -\frac{\partial p}{\partial \varphi} - \rho vw, \\ \frac{\partial \rho E r}{\partial t} + \frac{\partial (\rho E + p)ur}{\partial x} + \frac{\partial (\rho E + p)vr}{\partial r} + \frac{\partial (\rho E + p)w}{\partial \varphi} = 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $u, v, w$  — компоненты вектора скорости в цилиндрической системе координат,  $p$  и  $\rho$  — давление и плотность,  $E$  — удельная полная энергия,  $t$  — время.

Для замыкания системы (1) используется уравнение состояния

$$p = p(\rho, J),$$

где  $J = E - \frac{W^2}{2}$  — удельная внутренняя энергия,

$$W^2 = u^2 + v^2 + w^2.$$

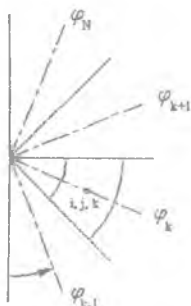


Рис. 1 Меридианные плоскости

Для численного решения задачи в расчетную область вводится  $N$  меридианных плоскостей.  $\varphi_k = \pi \frac{k-1/2}{N}$  ( $k=1, 2, \dots, N$ ) (рис. 1). В силу симметрии задачи рассматривается расчетная область, ограниченная плоскостями:  $\varphi=0, \pi$ . Для учета несимметрии течения при обтекании под малым углом атаки предлагается использовать аналитические аппроксимации газодинамических функций меридианного угла  $\varphi$  в виде тригонометрических сумм [1]. Зависимость четных функций  $f=\{u, v, p, \rho, E\}$  от угла  $\varphi$  задается в виде суммы с множителями, равными косинусам угла  $\varphi$ , нечетных  $w=\{w\}$  – с множителями, равными синусам этих углов

$$f(x, r, \varphi) = \sum_{m=1}^k a_m(x, r) \cos((m-1)\varphi), \quad (2)$$

$$w(x, r, \varphi) = \sum_{m=1}^k b_m(x, r) \sin(m\varphi).$$

Область интегрирования, образованная меридианными плоскостями  $\varphi_{k-1/2}$  и  $\varphi_{k+1/2}$ , покрывается фиксированной в пространстве расчетной сеткой с элементарными ячейками со сторонами  $\Delta x, \Delta r, \Delta \varphi$  (рис. 2). Значения целых чисел  $i$  (вдоль  $x$ ),  $j$  (вдоль  $r$ ) и  $k$  (меридианная плоскость  $\varphi=\varphi_k$ ) обозначают центр ячейки.

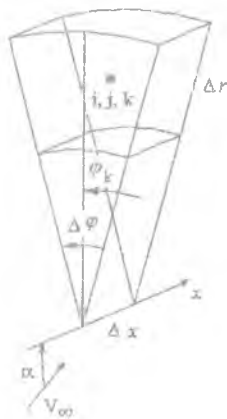


Рис. 2 Элементарная ячейка

При этом система уравнений в каждой меридианной плоскости решается конечно-разностным методом крупных частиц [2]. Аппроксимации (2) используются для вычисления производных по углу  $\varphi$ .

Стационарное решение задачи, если оно существует, получается в результате установления, и поэтому весь процесс вычислений состоит из многократного повторения шагов по времени.

В практике проектирования ракетно-космической техники наиболее распространены головные части в виде тела вращения с заостренным носиком. Типичная форма такого тела вращения приведена на рис. 3. В работе были проведены расчеты обтекания трех тел вращения. Два первых имели оживальную носовую часть с удлинениями:  $\lambda=1, n/D=3$  и  $\lambda=6.25$ , образующая которых представляла собой дугу окружности.

Третье тело имело носовую часть с уравнением образующей:  $\frac{r}{R} = \left[ 2 \frac{x}{l_n} - \left( \frac{x}{l_n} \right)^2 \right]^{3/4}$ , где длина

носовой части  $l_n = 4D$ .

Радиус  $R=D/2$  принимался равным 20 расчетным ячейкам для тел с удлинением  $\lambda=3$  и 4 и 16 – расчетным ячейкам для тела с удлинением  $\lambda=6.25$ . Вычислительная область состояла из  $350 \times 70$  ячеек, а процесс установления продолжался до 1500 шагов по времени. Во всех расчетах в окружном направлении вводилось 4 меридианных плоскости.

Сравнение полученных результатов расчета производилось с экспериментальными данными сверхзвукового и трансзвукового обтекания таких тел, взятыми из работ [3, 4, 5].

На рис. 4, 5, 6, 7 приведено распределение коэффициента давления  $C_p = (p - p_\infty) / q_\infty$  для образующих  $\varphi = 0, 90, 180^\circ$ , где  $q_\infty = \rho_\infty W_\infty^2 / 2$  – скоростной напор,  $\rho_\infty$  и  $p_\infty$  – соответственно плотность и давление в набегающем потоке,  $W_\infty$  – скорость набегающего потока. В процессе расчета с четырьмя плоскостями в окружном направлении было получено распределение газодинамических параметров в расчетной области в меридианных плоскостях:  $\varphi = \pi/8, 3\pi/8, 5\pi/8, 7\pi/8$ . Значения в других плоскостях определялись с использованием тригонометрической аппроксимации (2). Результаты расчета и их сравнение с экспериментальными данными показывают возможность использования предложенного метода для определения газодинамических параметров течения при аэродинамическом проектировании летательных аппаратов.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Тимошенко В.И., Галинский В.П. Оперативный расчет пространственного сверхзвукового обтекания тел, близких к осесимметричным // *Авиационная техника*. 1991. №4. – С.22-27.
2. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. М.: Наука, 1982.
3. Jorgensen L.H., Perkins E.W. Investigation of some wake vortex characteristics of an inclined ogive-cylinder body at Mach number 2. *NACA Report 1371*, 1958.

4. Jack J.R., Moskowitz B. Aerodynamics of slender bodies at Mach number of 3.12 and Reynolds numbers from  $2 \times 10^6$  to  $15 \times 10^6$  IV-aerodynamic characteristics of series of four bodies having near-parabolic noses and cylindrical afterbodies. NACA Report rm e53j27, 1954.

5. Robinson H.L. Pressure and associated aerodynamic and load characteristics for two bodies of revolution at transonic speeds. NACA Report rm L53L28a, 1954.

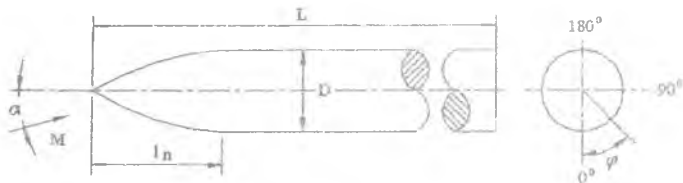


Рис.3. Форма тела вращения

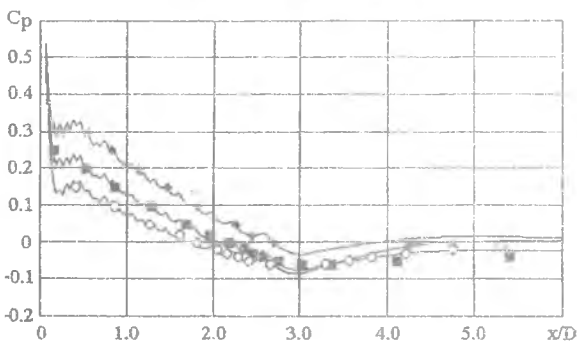


Рис.4. Распределение коэффициента давления вдоль тела с  $\lambda=3, \alpha=5^\circ, M=2.0$

— - расчет,

-♦-  $\varphi=0^\circ$ , -■-  $\varphi=90^\circ$ , -○-  $\varphi=180^\circ$  - работа [3]

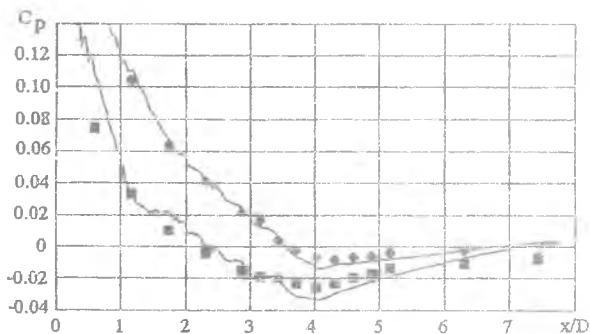


Рис.5. Распределение коэффициента давления вдоль тела с  $\lambda=4, \alpha=3^\circ, M=3.12$

— - расчет,

-♦-  $\varphi=0^\circ$ , -■-  $\varphi=180^\circ$  - работа [4]

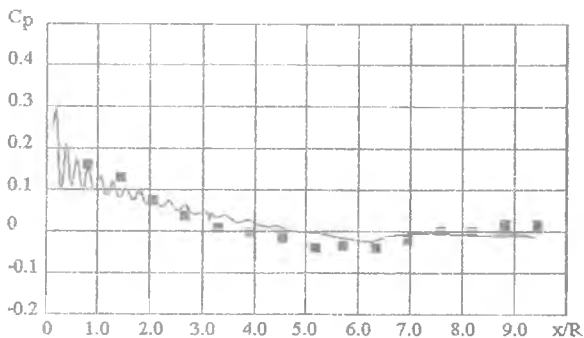


Рис.6. Распределение коэффициента давления вдоль тела с  $\lambda=6.25$

$$\alpha=4^\circ, M=1.1$$

— - расчет,

-□-  $\varphi=0^\circ$  - работа [5]

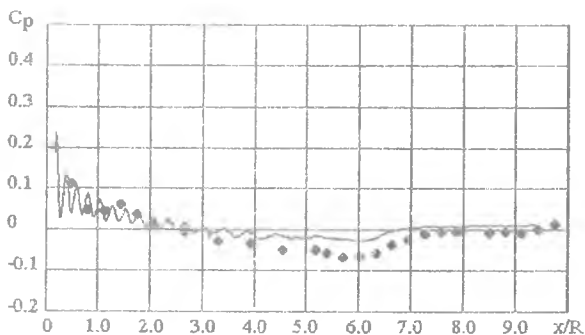


Рис.7. Распределение коэффициента давления вдоль тела с  $\lambda=6.25$

$$\alpha=4^\circ, M=1.1$$

— - расчет,

-◇-  $\varphi=180^\circ$  - работа [5]