

УДК 532:516

Д-р физ.-мат. наук А.А. Приходько, М.С. Арсенюк, М.А. Полуботок

## **ПРИМЕНЕНИЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ И ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК**

*Для расчета обтекания летательных аппаратов, транспортных средств, горизонтально-осевой ветроустановки применяются трехмерные, осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса. При замыкании системы уравнений использовалась модель турбулентности. Численное решение системы исходных уравнений выполнено методом контрольных объемов. Представлены распределения давления, чисел Маха, предельные линии тока. Выполнена визуализация крупномасштабных вихрей и пространственной структуры потока.*

*Для розрахунку обтікання літальних апаратів, транспортних засобів, горизонтально-осьової вітроустановки застосовують тривимірні, осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса. Під час замикання системи рівнянь використовували модель турбулентності. Числовий розв'язок системи вихідних рівнянь виконано методом контрольних об'ємів. Наведено розподіли тиску, чисел Маха, граничні лінії течії. Виконано візуалізацію великомасштабних вихорів та просторової структури потоку.*

*Three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations are used to calculate the flow around of the aircraft, transport vehicles, horizontally-axial wind power plants. Model of turbulence was used in closure of the system of equations. Control volume approach was used for numerical solution of the original system of equations. Distributions of pressure, Mach number, streamlines are presented. Large-scale vortexes and spatial structure of the flow were visualized.*

### **ВВЕДЕНИЕ**

Формирование облика летательных аппаратов, транспортных средств, энергетических установок начинается с выбора их аэродинамической компоновки и определения аэродинамических характеристик. При выборе аэродинамической компоновки решаются задачи отбора формы, размеров и взаимного расположения элементов. В задаче аэродинамического расчета характеристик входят: расчет распределения давления на поверхности, составляющих аэродинамических сил и моментов, составляющих аэродинамических характеристик органов управления, температуры и тепловых потоков на поверхности. Аэродинамический расчет обеспечивает исходные данные для проведения других работ в процессе проектирования (выбор материалов для изготовления, определение параметров двигательной установки, прочностной и тепловой расчет, определение траектории полета, исследование устойчивости полета, управляемости и т.д.). Аэродинамические характеристики очень важны в ходе проектиро-

вания, производства, испытаний и эксплуатации объектов.

Существенный прогресс в развитии вычислительной аэродинамики и компьютерной техники изменил пропорции между основными способами получения аэродинамических данных: натурным, трубным экспериментом и расчетом. Роль аэродинамического расчета постоянно возрастает.

Многообразие режимов обтекания, наличие больших углов атаки, сложность структуры течения, влияние турбулентности и отрыва потока требуют использования наиболее полной постановки задачи, сложных численных алгоритмов, а также разработки универсальных программных средств для проведения расчетов.

В статье для получения аэродинамических характеристик летательных аппаратов, транспортных средств и горизонтально-осевой ветроустановки применен универсальный подход: выбрана и обоснована исходная постановка задачи, записаны уравнения Навье-Стокса в интегральной форме. Для замыкания исходной системы уравнений применена модель турбулентной вяз-

кости, сформулированы начальные и граничные условия, построена вычислительная сетка, разработан алгоритм реализации методики, выполнены верификация и тестирование методики расчета, проведены расчеты, определены аэродинамические характеристики, визуализированы и проанализированы полученные результаты.

### Постановка задачи

Наиболее гибкий подход при дискретизации исходных уравнений, позволяющий использовать структурированные и неструктурированные сетки, базируется на нестационарных уравнениях Навье-Стокса сжимаемого газа, записанных в векторной интегральной форме [1–3]:

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{1}{V} \oint_S (\mathbf{F} \cdot \mathbf{n} - \mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n}) dS = 0, \quad (1)$$

где  $V$  – объем ячейки;  $S$  – площадь ее поверхности. Вектор состояния  $\mathbf{q}$ , векторы конвективного  $\mathbf{F} \cdot \mathbf{n}$  и диффузионного  $\mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n}$  потоков в приближении тонкого слоя определяются соотношениями

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}; \quad \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} = \begin{bmatrix} dU \\ dUu + n_x p \\ dUv + n_y p \\ dUw + n_z p \\ (e + p)U \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} = \frac{1}{\text{Re}} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu \left( u_n + \frac{1}{3} n_x U_n \right) \\ \mu \left( v_n + \frac{1}{3} n_y U_n \right) \\ \mu \left( w_n + \frac{1}{3} n_z U_n \right) \\ f_{5v} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Здесь

$$f_{5v} = \frac{k}{\text{Pr}(\gamma-1)} (a^2)_n + \frac{\mu}{2} (u^2 + v^2 + w^2)_n + \frac{\mu}{3} U U_n;$$

$U = n_x u + n_y v + n_z w$  – скорость в направлении внешней единичной нормали к поверхности ячейки;  $n_x, n_y, n_z$  – компоненты

единичного вектора внешней нормали к грани контрольного объема;  $U_n = n_x u_n + n_y v_n + n_z w_n$ .

В уравнениях приняты следующие обозначения:  $u, v, w$  – компоненты вектора скорости в направлениях  $x, y, z$ ;  $\rho, p, e$  – плотность, давление и полная энергия единицы объема газа.

Система уравнений дополняется уравнением состояния

$$p = p(\varepsilon, \rho), \quad (3)$$

где  $\varepsilon$  – внутренняя энергия, которая определяется соотношением

$$\varepsilon = \frac{e}{\rho} - \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2). \quad (4)$$

Система уравнений записана в дивергентном виде и при замене дискретным аналогом будет обладать свойствами сохранения массы, импульса и энергии с соответствующей точностью в каждой расчетной точке.

При замыкании системы уравнений использовались модели турбулентности Спаларта-Аллмараса и SST [1–3].

*Начальные условия.* В качестве начальных условий использовались параметры невозмущенного потока.

*Граничные условия.* На поверхностях обтекаемых тел задавались условия прилипания.

### Численная методика

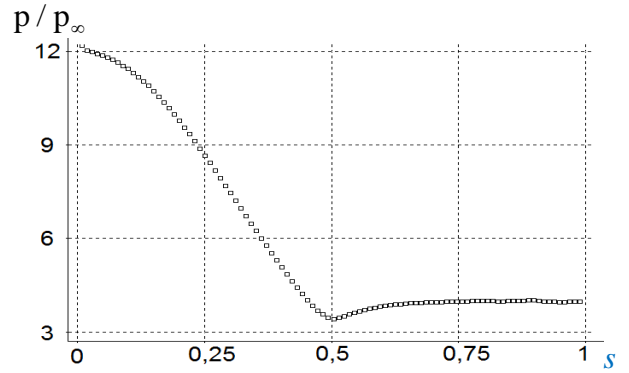
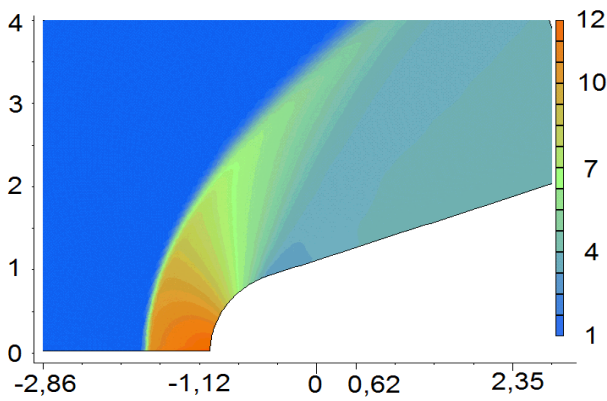
Численное решение системы исходных уравнений получено методом контрольных объемов. Построение дискретного аналога исходных уравнений выполняется в несколько этапов: реконструкция зависимых переменных на грань контрольного объема, вычисление векторов потоков, формирование и решение блочной системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) [1–3].

### Результаты расчетов

*Ракеты.* Результаты расчета обтекания новой части ракеты, составленной из сферы и конуса, под нулевым углом атаки при числе Маха  $M_\infty = 3$  приведены на рис. 1. Распределение давления в плоскости сим-

метрии приведено на рис. 1а, на поверхности носовой части – на рис. 1б. Угол наклона головной ударной волны в окрест-

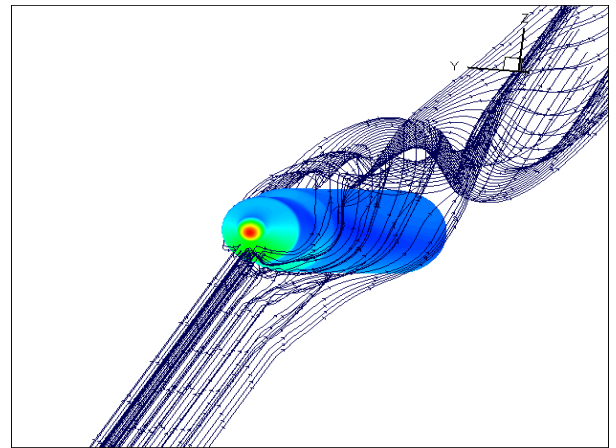
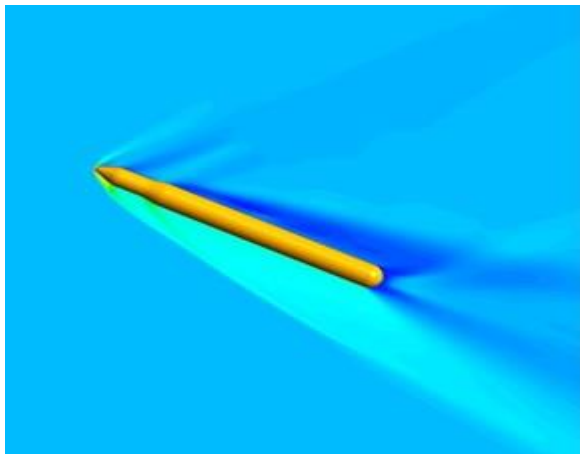
ности оси симметрии близок к прямому, скорость за ударной волной дозвуковая.



а

б

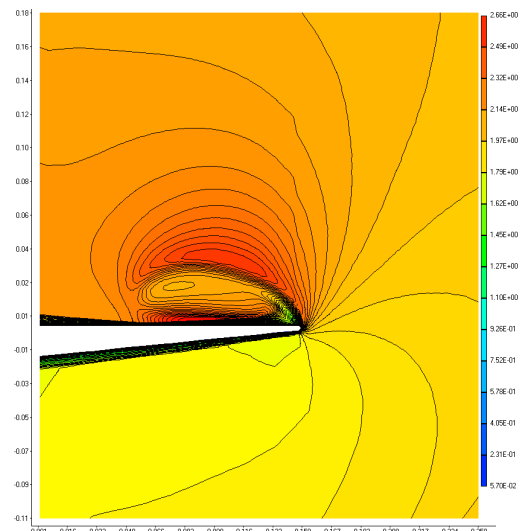
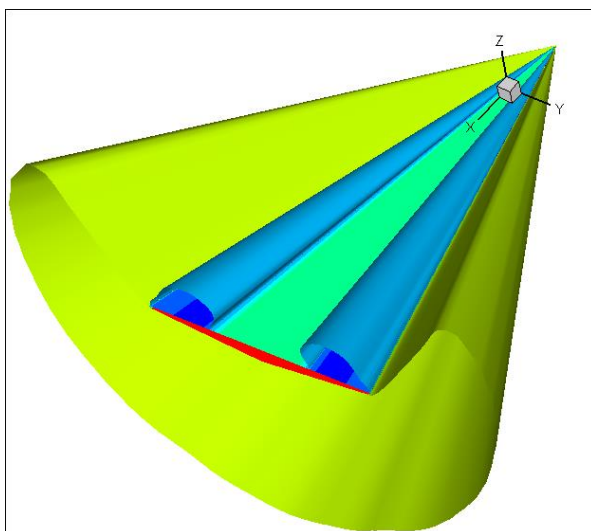
Рис. 1. Распределение давления в плоскости симметрии (а) и на поверхности носовой части (б)



а

б

Рис. 2. Распределение давления (а) и мгновенные линии тока (б) при обтекании ракеты



а

б

Рис. 3. Структура течения (а) и распределение изолиний числа Маха (б) при обтекании треугольного крыла

Вниз по потоку от оси симметрии вдоль образующей носовой части поток ускоряется до сверхзвукового, давление падает. Форма головной ударной волны, ее расстояние до поверхности носовой части, распределение давления хорошо согласуются с известными эмпирическими соотношениями [4].

При увеличении угла атаки структура обтекания ракеты становится более сложной. Точка растекания смещается вниз по потоку вдоль сферического затупления носовой части в плоскости симметрии, здесь наблюдается максимальное давление, на подветренной части тела формируется обширный подковообразный отрыв потока. Распределение давления на поверхности ракеты, положение точек отрыва и присоединения потока в продольной и поперечной плоскостях хорошо согласуются с экспериментальными данными. На рис. 2 приведены распределение давления (рис. 2а) и мгновенные пространственные линии тока (рис. 2б) при обтекании ракеты под большим углом атаки  $M_\infty = 2$ ,  $\alpha = 25^\circ$ . Получены три характерных режима обтекания корпуса ракеты под углами атаки от нуля до  $\alpha = 25^\circ$ : безотрывное обтекание цилиндрической части корпуса, присоединенный и отсоединенный отрыв потока в поперечном сечении.

*Треугольное крыло.* Классическая картина отрывного обтекания треугольного крыла сверхзвуковым потоком ( $M_\infty = 2$ ,  $\alpha = 12^\circ$ ) визуализирована по результатам расчетов на рис. 3. Обтекание характеризуется формированием головной ударной волны, наличием двух продольных вихрей на подветренной стороне крыла (рис. 3а). Наблюдается характерный конический режим пространственного турбулентного отрыва потока. Распределение изолиний числа Маха при обтекании треугольного крыла в плоскости, перпендикулярной направлению потока, приведено на рис. 3б.

*Высокоскоростное транспортное средство.* Поезда на магнитной подушке приводятся в движение, удерживаются над путевой структурой и управляются с помощью электромагнитов. В отличие от тради-

ционных поездов в процессе движения поезда на магнитной подушке не касаются путевой структуры. Между поездом и путевой структурой существует зазор, следовательно, единственной тормозящей силой является аэродинамическое сопротивление. На аэродинамические характеристики высокоскоростного транспортного средства (ВСНТ) влияют его геометрия, угол установки и расстояние до путевой структуры, а также режим обтекания.

Были выполнены две серии расчетов обтекания ВСНТ вблизи путевой структуры [5, 6]. Для первой серии расчетов расстояние от днища ВСНТ в крайней задней точке до путевой структуры  $h$  принималось постоянным  $0,013 H$ , где  $H$  – высота корпуса ВСНТ. Угол атаки изменялся в пределах от  $0$  до  $2,5^\circ$  (поднимался нос ВСНТ) (рис. 3). Во второй серии для расчета влияния расстояния от корпуса ВСНТ до путевой структуры  $h$  угол атаки  $\alpha$  принимался постоянным и равнялся  $0^\circ$ , когда само расстояние  $h$  изменялось в пределах от  $0,013$  до  $0,25$ .

Для всех исследованных углов установки характерно безотрывное обтекание носовой части корпуса. За кормовой частью ВСНТ наблюдается система из двух присоединенных вихрей (рис. 3а), переходящих в два продольных противоположно вращающихся вихря в дальнем следе. На рис. 4а представлены результаты визуализации обтекания корпуса ВСНТ.

В результате расчетов определены распределения всех параметров потока при обтекании корпуса ВСНТ над путевой структурой, аэродинамические коэффициенты транспортного средства, а также распределение коэффициентов давления (рис. 3б) и трения по поверхности корпуса и путевой структуры.

*Горизонтально-осевой ветроагрегат.* Стремление повысить эффективность и надежность ветроагрегатов приводит к необходимости непрерывного совершенствования аэродинамической, механической и электрической частей. Натурные и экспериментальные исследования требуют значительных материальных и временных затрат. Поэтому разработка методик расчета элементов ветроагрегатов является актуальной задачей

современной прикладной механики.

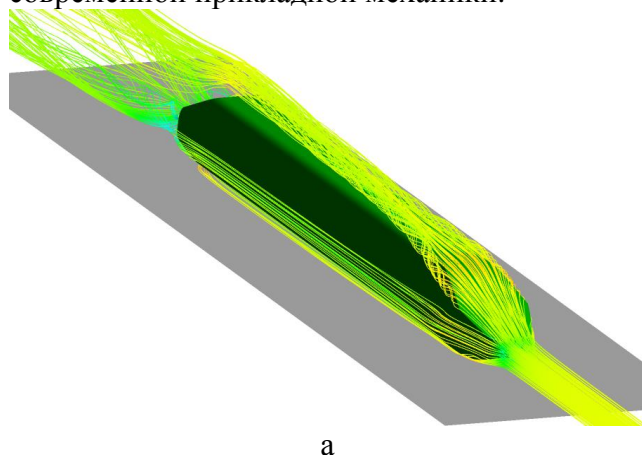


Рис. 4. Мгновенные линии тока (а) и распределение коэффициента давления (б) в срединном сечении высокоскоростного транспортного средства

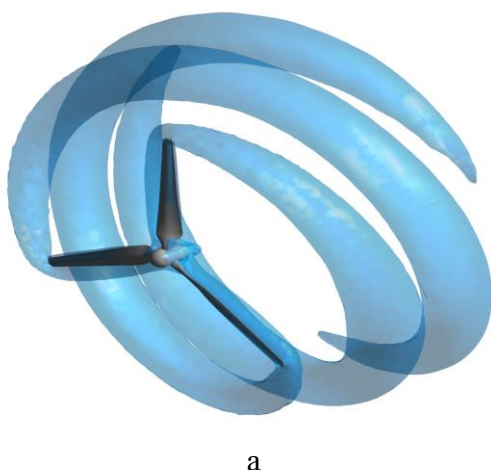


Рис. 5. Вихревая система (а) и предельные линии тока (б) при обтекании ротора вертикально-осевого ветроагрегата

Основную роль в преобразовании энергии ветра ветроагрегатом играет ротор. Проблемы расчета аэродинамических характеристик ротора вызваны сложностью геометрии ротора, физическими явлениями, протекающими при обтекании ротора ветроагрегата. Значительные успехи, достигнутые в области вычислительной аэродинамики и компьютерной техники, позволяют ставить и решать актуальную задачу проектирования роторов ветроагрегатов, поиска оптимальных параметров и замены экспериментальных и доводочных работ математическим моделированием.

Выполнено численное моделирование обтекания потоком горизонтально-осевой

ветроустановки с тремя лопастями, расположенными на горизонтальной оси ротора (рис. 5). Для создания лопасти использован профиль NREL's S809 Airfoil.

На входной границе расчетной области задавались параметры набегающего потока ветра, на выходящей – атмосферное давление. На поверхности ротора задавались условия прилипания.

Моделирование проводилось в диапазоне номинальных значений скорости ветра 6-12 м/с при скорости вращения лопастей 83 об/мин и быстроходности, равной 4 (под быстроходностью обычно понимают отношение окружной скорости конца лопасти к скорости ветра).

Результаты расчета обтекания ротора горизонтально-осевого ветроагрегата представлены изоповерхностями инварианта скорости  $Q$  (рис. 5а) и мгновенными поверхностными линиями тока на лопастях ротора ветроагрегата (рис. 5б). По результатам расчетов для лопасти с профилем NREL's S809 Airfoil получены распределение давления и коэффициента трения в различных сечениях лопасти, зависимость коэффициента мощности горизонтально-осевого ветроагрегата от быстроходности [7].

### Выводы

1. Для расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов, транспортных средств, горизонтально-осевой ветроустановки применяются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса. При замыкании системы уравнений использовалась модель турбулентности. Численное решение системы исходных уравнений выполнено методом контрольных объемов.

2. Представлены распределения давления, чисел Маха, предельные линии тока. Выполнена визуализация крупномасштабных вихрей и пространственной структуры потока.

### Список использованной литературы

1. Приходько А.А. Компьютерные технологии в аэрогидромеханике и тепломассообмене / А.А. Приходько. – К.: Наук. думка, 2003. – 380 с.
2. Приходько А.А. Современные технологии математического моделирования в аэрогидродинамике и тепломассообмене /

А.А. Приходько // *Техническая механика*. – 2009. – № 1. – С. 29–43.

3. Приходько А.А. Математическое моделирование течений в проточной части турбомашин авиационных и ракетных двигателей на основе уравнений Навье-Стокса / А.А. Приходько // *Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст.* – 2012. – Вып. 1. – Днепропетровск: ГП "КБ "Южное". – С. 29–43.

4. Полежаев Ю.В. Тепловая защита / Ю.В. Полежаев, Ф.Б. Юревич. – М.: Энергия, 1976. – 392 с.

5. Приходько А.А. Численное моделирование вихревых структур в донной области высокоскоростных транспортных средств на основе уравнений Навье-Стокса / А.А. Приходько, М.С. Арсенюк // *Вісник Харк. нац. ун-та*. – 2012. – № 1015. – С. 16–24.

6. Приходько А.А. Численное моделирование влияния угла установки и расстояния до путевой структуры на аэродинамические характеристики высокоскоростных транспортных средств / А.А. Приходько, М.С. Арсенюк // *Информационные технологии в управлении сложными системами*. – ИТМ НАНУ, Днепропетровск, 2013. – С. 71–75.

7. Приходько А.А. Компьютерное моделирование аэродинамики ротора горизонтально-осевого ветроагрегата / А.А. Приходько, М.А. Полуботок // *Информационные технологии в управлении сложными системами*. – ИТМ НАНУ, Днепропетровск, 2013. – С. 86–89.

Статья поступила 29.01.2014