

УДК 518.4:533.4:629.7

ГЕОМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СЛОЖНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ЗАДАЧАМ АЭРОДИНАМИКИ

В. Ф. Волков¹

В работе представлен аналитический метод построения геометрической модели, которая может быть использована для проведения численных исследований пространственных течений в окрестности сложных конфигураций. Приведены аналитические соотношения, используемые для построения сложной геометрии корпусов, а также описание алгоритма построения геометрии изолированных крыльев переменной стреловидности по передней кромке с параболическим профилем и с плоской срединной поверхностью. Для построения геометрии составных конфигураций более высокого уровня, таких как комбинации корпус+крыло, описан алгоритм реализации стыковки составных элементов этой геометрии. Приводятся и анализируются результаты численного решения задачи пространственного обтекания крыла сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) типа ТУ-144 при числе Маха $M_\infty = 2,27$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 1,3^\circ \div 8,3^\circ$. Результаты расчетов сопоставляются с данными физического эксперимента.

Ключевые слова: геометрические модели, переменная стреловидность, численные методы, аэродинамика, сверхзвуковое обтекание крыла, число Маха, краевые задачи.

Введение. В задачах аэродинамики при численном исследовании пространственных течений в окрестности различных конфигураций узловым моментом при реализации алгоритма расчета обтекания является построение геометрической модели исследуемого тела.

Численное представление геометрической модели и пространственных поверхностей необходимо для многих приложений. Так, например, построение геометрической модели важное место занимает в системе автоматизированного проектирования (САПР). Это связано с тем, что геометрическая модель используется как при разработке, так и при изготовления изделия [1].

Геометрическая модель сложной конфигурации является моделью высокого уровня и должна отвечать следующим основным требованиям [1, 2]:

1. Адекватно отображать реальный объект.
2. Допускать определение координат и вектора нормали в заданных точках конечно-разностной сетки на поверхности.
3. Обладать удобным интерфейсом. Это требование предполагает обозримость и физическую ясность вводимой информации для представления объекта.
4. Обладать открытостью для различных применений. Модель должна быть пригодна для использования в различных алгоритмах и применениях. Свойство открытости чрезвычайно важно, поскольку оно определяет применимость геометрической модели для различных функций.

Для формирования сложных объектов могут быть использованы следующие методы.

1) К первому методу можно отнести построение модели из базовых объектов. Этот метод состоит в том, что генерация сложных объектов производится путем выполнения булевых операций над более простыми объектами [1]. Базовыми объектами могут быть как объекты второго уровня (такие как параллелепипед, цилиндр, сфера, конус), так и объекты более высокого уровня. К объектам более высокого уровня, применительно к задачам аэродинамики, можно отнести корпуса, крылья, стабилизаторы. Здесь задание базовых объектов достигается путем создания алгоритмической базы, представляющей собой совокупность модульных подпрограмм описания геометрии средствами программирования высокого уровня с использованием математического аппарата аналитической геометрии. Характерная особенность этого метода заключается в том, что при удачно выбранных аналитических соотношениях, описывающих геометрический объект, выполняются необходимые требования, такие как удобство интерфейса и открытость.

Базовые объекты высокого уровня в виде модульных подпрограмм не требуют больших ресурсов машинной памяти; при этом сохраняются удобство интерфейса и свойство открытости. Применительно

¹ Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, ул. Институтская, 4/1, 630090, г. Новосибирск; e-mail: Volkov@itam.nsc.ru

к численному решению задач обтекания различных элементов летательных аппаратов удобство интерфейса при малом объеме определяющих параметров дает возможность мобильно производить изменение (варьировать) геометрии исследуемой конфигурации. Свойство открытости позволяет генерировать конечно-разностную сетку различной размерности на поверхности тела. Расширение базы объектов высокого уровня, как правило, происходит на этапе проведения численных исследований условий обтекания различных элементов летательных аппаратов [3–6].

2) Ко второму методу следует отнести метод формирования геометрической модели и пространственных поверхностей путем применения математического аппарата аппроксимации и интерполяции координат дискретного множества точек опорной поверхности. Математические аспекты моделирования этого метода достигаются средствами вычислительной геометрии и достаточно полно излагаются в обзоре [2]. Применительно к САПР широкое распространение получили методы построения поверхности сложной конфигурации с использованием поверхностей Кунса и Безье, а также В-сплайнов. К более новым разработкам построения поверхностей с помощью параметрических полиномов (LL-аппроксимация) следует отнести результаты работы [7].

Представление сложной геометрической модели по второму методу требует довольно значительных ресурсов машинной памяти, а информация о поверхности в виде массива точек опорной поверхности большой размерности ставит под сомнение требование удобства интерфейса. Более того, появляется необходимость в разработке специальной процедуры для генерации произвольной конечно-разностной сетки на поверхности тела, узлы которой могут и не совпадать с координатами точек опорной поверхности.

Вследствие ошибок, неизбежных при вводе большого массива точек опорной поверхности для представления геометрии сложной формы, редактирование исходных данных возможно только в интерактивном режиме.

Вопрос о применимости того или иного метода представления сложной геометрии зависит от поставленной задачи.

Второй метод построения геометрической модели целесообразно применять на стадии решения задач аэродинамики перспективной конфигурации летательного аппарата и на стадии проектирования выбранной формы в САПР. Распространение этот метод получил также в технологии создания пакета прикладных программ (ППП) для решения задач внешней аэродинамики [8–10]. Здесь следует отметить, что в пакетной технологии информационная связь модуля построения геометрии и функционального модуля численного расчета (ФМР) пространственного обтекания осуществляется посредством модуля-связки. Модуль-связка обеспечивает определение координат поверхности и компонент вектора нормали в заданных точках поверхности в системе координат, используемой в ФМР [9, 10].

Первый метод предпочтителен при проведении параметрических численных расчетов параметров потока в окрестности исследуемой конфигурации, а результаты рассчитанных координат точек поверхности могут служить в качестве тестовых данных для алгоритма второго метода.

В данной работе, с использованием аналитических соотношений, представлен метод построения базовых объектов высокого уровня, а также геометрической модели сложных конфигураций. С использованием разработанных программных модулей описания сложных поверхностей проведены численные расчеты сверхзвукового обтекания крыла СПС типа ТУ-144. Полученные результаты решения сопоставляются с данными физического эксперимента.

1. Описание геометрии корпуса. Процедура формирования поверхности корпуса состоит в том, что все поперечные сечения состояются из дуг плоских гиперэллипсов [2].

Тела вращения (эллиптические, призматические) описываются гиперэллиптической функцией, исходное уравнение которой в декартовой системе координат имеет вид

$$\frac{y^n}{a^n} + \frac{z^n}{b^n} = 1. \tag{1}$$

В цилиндрической системе координат $y = r \cos(\varphi)$, $z = r \sin(\varphi)$ уравнение (1) в неявной форме $F(x, r, \varphi) = 0$ можно представить как

$$F(x, r, \varphi) = \left[r(a^n \cos^n \varphi + b^n \sin^n \varphi)^{1/n} - ab \right] = 0 \tag{2}$$

или

$$F(x, r, \varphi) = r(\cos^n \varphi + \mu^n \sin^n \varphi)^{1/n} - \mu a = 0. \tag{3}$$

Показатель степени n определяет контур тела в поперечном сечении. Для $n = 2$ это — уравнение обычного эллипса с полуосями a и b , но для $n > 2$ выпуклость кривой увеличивается: при $n \rightarrow \infty$ кривая приближается к прямоугольной конфигурации.

Соответствующая вариация показателя степени n совместно с соотношением полуосей μ позволяет описывать достаточно широкий класс конических конфигураций. Здесь $\mu = b/a$, $a = f(x)$ — полуось в направлении оси z и в общем случае есть функция от x . Для конической головной части $a = \operatorname{tg}(\Theta)$, где Θ — угол полураствора конуса. Компоненты вектора нормали в заданных точках определяются при помощи соотношений

$$n_x = \frac{F'_x}{Q}, \quad n_r = \frac{F'_r}{Q}, \quad n_\varphi = \frac{F'_\varphi}{rQ}, \quad (4)$$

$$Q = \sqrt{F'^2_x + F'^2_r + F'^2_\varphi}. \quad (5)$$

Обозначив

$$G = \cos^n \varphi + \mu^n \sin^n \varphi, \quad (6)$$

имеем

$$F'_x = -f'(x), \quad F'_r = G^{1/n}, \quad F'_\varphi = r (\mu^n \sin^{n-1} \varphi - \cos^{n-1} \varphi) \sin \varphi \cos \varphi G^{(1-n)/n}. \quad (7)$$

Для круговых конусов: $n = 2$, $\mu = 1$; для эллиптических конусов: $n = 2$, $\mu \neq 1$; для призматических тел со скругленными кромками: $n > 2$ — четное и $n \leq 16$.

Описание поверхности корпуса в общем случае реализуется посредством задания функциональной зависимости полуосей $a = a(x)$ и $b = b(x)$.

В приведенном примере функциональная зависимость полуоси $a = f(x)$ определялась соотношением:

$$a = f(x) = \left\{ [0,5 - (0,25 + \lambda^2)] + \sqrt{(0,25 + \lambda^2)^2 + (\bar{x} - 1)^2 \lambda^2} \right\} \frac{L}{\lambda}. \quad (8)$$

Эта кривая описывает образующую осесимметричного тела с оживальной головной и хвостовой частью, стыкуемой с цилиндром. Здесь $\lambda = L/D_m$ — соответственно удлинение, длина и диаметр миделя головной части; $\bar{x} = x/L$. Тогда производная $f'(x)$ определяется как

$$a' = f'(x) = -(\bar{x} - 1)\lambda / \sqrt{(0,25 + \lambda^2)^2 + (\bar{x} - 1)^2 \lambda^2}. \quad (9)$$

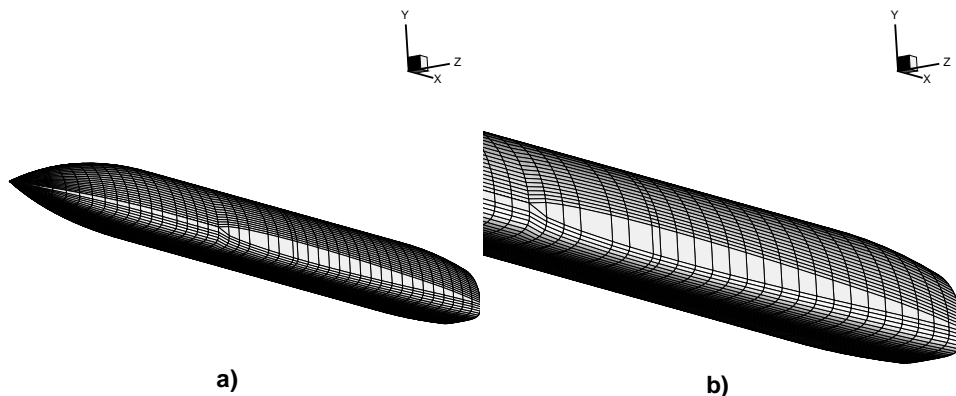


Рис. 1. Геометрии корпуса

Для представленной комбинации на рис. 1 а, b головная и хвостовая части имеют удлинение $\lambda = 4$. Длина головной части принята равной $L = 0,5$. При значении $\bar{x} = 1$ описывается цилиндрическая часть, длина которой принята равной $L_{\text{Ц}} = 1$.

Параметры n и μ , определяющие контур корпуса в поперечном сечении, принимали значения:

- в области $0 \leq \varphi < \pi/2$ (верхняя полуплоскость) $n_1 = 2$, $\mu_1 = 1,5$;
- в области $\pi/2 < \varphi \leq \pi$ (нижняя полуплоскость) $n_2 = 4$, $\mu_2 = 0,7$.

Подобная форма представления геометрии при соответствующих значениях определяющих параметров n , μ , λ и массива координат x (точек стыковки элементов корпуса) позволяет достаточно оперативно производить изменение геометрии и расширять класс решаемых задач по обтеканию тел различных конфигураций.

2. Описание геометрии крыла с параболическим профилем. Геометрия крыла с плоской срединной поверхностью определяется путем описания его профиля и формы в плане. В общем виде форма профиля по местной хорде при $\bar{z} = z/l = \text{const}$ описывается соотношением

$$y = \pm C \cdot \bar{x}^\gamma \cdot (1 - \bar{x}^\gamma), \tag{10}$$

где l – полуразмах крыла, $C = \frac{1}{2}C_m(x_i - x_k)$, $\bar{x} = (x \text{ tg } \theta - z)/(x_i \text{ tg } \theta - z)$, x_i и $x_k = z/\text{tg } \theta$ – координаты задней кромки и передней кромки соответственно, $\theta = \pi/2 - \chi$ (χ – угол стреловидности). Коэффициент C_m задает максимальную относительную толщину профиля и может принимать значение $C_m = C_B$ при $y > 0$ и $C_m = C_H$ при $y < 0$. В частном случае для симметричного профиля $C_B = C_H$. Показатель степени γ определяется соотношением $\gamma = \ln 0,5/\ln \bar{x}_m$ в соответствии с законом распределения линий максимальных толщин по полуразмаху крыла.

Сложная геометрия крыла в плане с прямыми кромками описывается массивом координат характерных точек контура.

При соответствующей вариации исходных данных реализованный алгоритм в программном модуле позволяет производить построение поверхности для достаточно широкого класса треугольных крыльев, стабилизаторов, а также крыльев с переменной стреловидностью по передней кромке с симметричными и несимметричными профилями по местной хорде.

Входными данными реализованного программного модуля являются: массив продольных координат характерных точек контура и углов стреловидности, используемый для описания геометрии крыла в плане; относительная максимальная толщина C_M для верхней и нижней поверхности, определяющая геометрию профиля; закон распределения максимальных толщин крыла по полуразмаху.

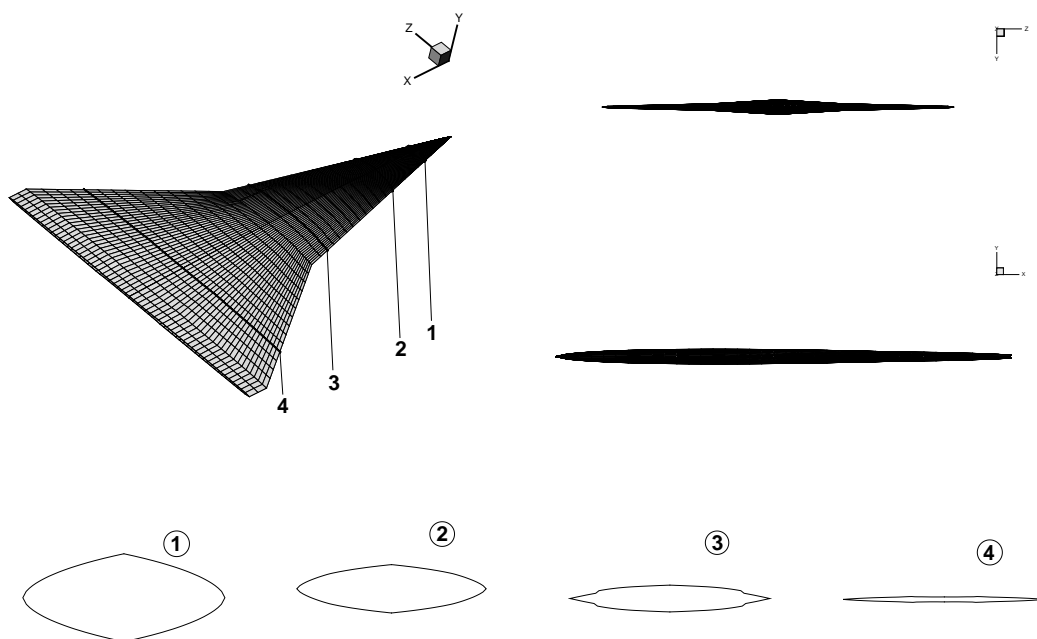


Рис. 2. Геометрии крыла СПС - ТУ-144. Плоская срединная поверхность. Параболический профиль. Углы стреловидности наплыва $\chi_1 = 76^\circ$ и базового крыла $\chi_2 = 57^\circ$

Геометрическая модель крыла СПС типа ТУ-144, построенная по вышеприведенному алгоритму, представлена на рис. 2. Данное крыло имеет плоскую срединную поверхность с параболическим профилем по местной хорде при \bar{z} . Оно состоит из наплыва и базового крыла с острой передней кромкой. Углы стреловидности наплыва и базового крыла составляют соответственно $\chi_1 = 76^\circ$ и $\chi_2 = 57^\circ$. Максимальная относительная толщина профиля в корневой хорде составляла $C_m = 3\%$.

Для задания геометрии использовались законы распределения максимальной относительной толщины симметричных профилей по размаху крыла $\bar{C}_m(z)$ и положения линии максимальных толщин по

хорде $\bar{C}_m(\bar{x})$ в соответствии с данными, приведенными в работе [14]. Показатель степени γ вычислялся в соответствии с положением линии максимальных толщин по хорде, которая определялась следующим образом: $\bar{x}_m = \bar{X}_c + a\bar{z}$, $a = 1,765$, $\bar{X}_c = 0,3$; при $\bar{z} \geq 0,23$ значение \bar{x}_m принималось равным 0,5. При таком способе аналитического описания геометрии крыла обеспечивается хорошее соответствие с реальной моделью. Здесь следует отметить, что поперечное сечение головной части наплыва в интервале $0 \leq \bar{x} \leq 0,3$ представляет эллипс с изменяемым соотношением полуосей в пределах $0,9 \geq \lambda \geq 0,3$. Острая передняя кромка наплыва реализуется при $\bar{x} > 0,3$. Контур крыла в обозначенных поперечных сечениях \bar{x} показан на рис. 2.

3. Построение геометрической модели сложной формы. Генерация сложной геометрической модели производится путем выполнения операции объединения более простых базовых объектов. Эта процедура объединения включает в себя определение линии пересечения составных частей комбинации корпуса, крыла СПС и кия. Кривая пересечения поверхностей является решением системы уравнений, описывающих составные элементы сложной геометрии. В представленном примере для поперечного сечения $x_k = \text{const}$ эта система состоит из уравнений (1) и (2). Уравнение (2), записанное в виде $y = \Psi[(x_k - x_0), (z - z_k)]$, описывает профиль крыла. Здесь x_0 — координата носка крыла и задает местоположение крыла на корпусе. На цилиндрической части корпуса на линии пересечения корпуса с крылом переменная $z - z_k = 0$ и при известном значении координаты корневой хорды крыла $y_k = \Psi[(x - x_0), 0]$ координата z_k определится из соотношения (1).

В произвольном случае задача решения системы уравнений (1) и (2) решается с помощью итерационного метода Ньютона [2]; при этом хорошим начальным приближением могут служить данные о координатах линии пересечения цилиндрического корпуса с крылом.

Линия пересечения стыкуемых двух поверхностей образует вырезку на корпусе под крыло и показана на рис. 1, б. Необходимыми данными для генерации сложной комбинации является массив “сборки” x продольных координат, который определяет положение плоскости сопряжения составных элементов и расчетного сечения $x = \text{const}$ в характерных точках.

На рис. 3 демонстрируется геометрия самолетной формы, составными элементами которой являются корпус, крыло СПС ТУ-144 и киль с параболическим профилем. Массив координат “сборки” x обозначен на рис. 3, а и включает в себя следующие координаты:

1. $xv(1)$ — носка тела,
2. $xv(2)$ — стыковки головной части с цилиндрической,
3. $xv(3)$ — определяющая положение крыла,
4. $xv(4)$ — стыковки наплыва с базовым крылом,
5. $xv(5)$ — максимального полуразмаха крыла,
6. $xv(6)$ — задней кромки крыла,
7. $xv(7)$ — определяющая положение кия,
8. $xv(8)$ — хвостовой части корпуса,
10. $xv(10)$ — донной части тела.

4. Численное решение задач сверхзвукового невязкого обтекания сложных конфигураций.

4.1. Постановка задачи. Рассматривается пространственное обтекание тела произвольной формы потоком невязкого сжимаемого газа со сверхзвуковой скоростью ($M_\infty > 1$). Обтекание происходит в условиях, когда составляющая скорости вдоль оси тела остается всюду сверхзвуковой. Решение ищется в цилиндрической системе координат x, r, φ в области, ограниченной плоскостями x_{n-1}, x_n , поверхностями тела R_t и головной ударной волны R_v , где x — координата, направленная по оси тела, n — номер сечения. Диапазон изменения φ характеризуется величиной $0 \leq \varphi \leq \pi$ при наличии симметрии и $0 \leq \varphi \leq 2\pi$ при обтекании тела с углом скольжения. В сечении x_{n-1} параметры потока газа предполагаются известными. В этом случае баланс потоков массы, импульса и энергии в элементарных объемах целиком определяется газодинамическими параметрами в узловых точках на последующем слое.

Уравнения нестационарного движения сжимаемого газа при условии отсутствия источников и стоков для некоторого конечного объема внутри возмущенной области имеют вид [11, 12]:

$$\iiint_{\Omega} \frac{\partial f}{\partial t} d\Omega + \iint_S \vec{F}(g) d\vec{S} = 0, \quad (11)$$

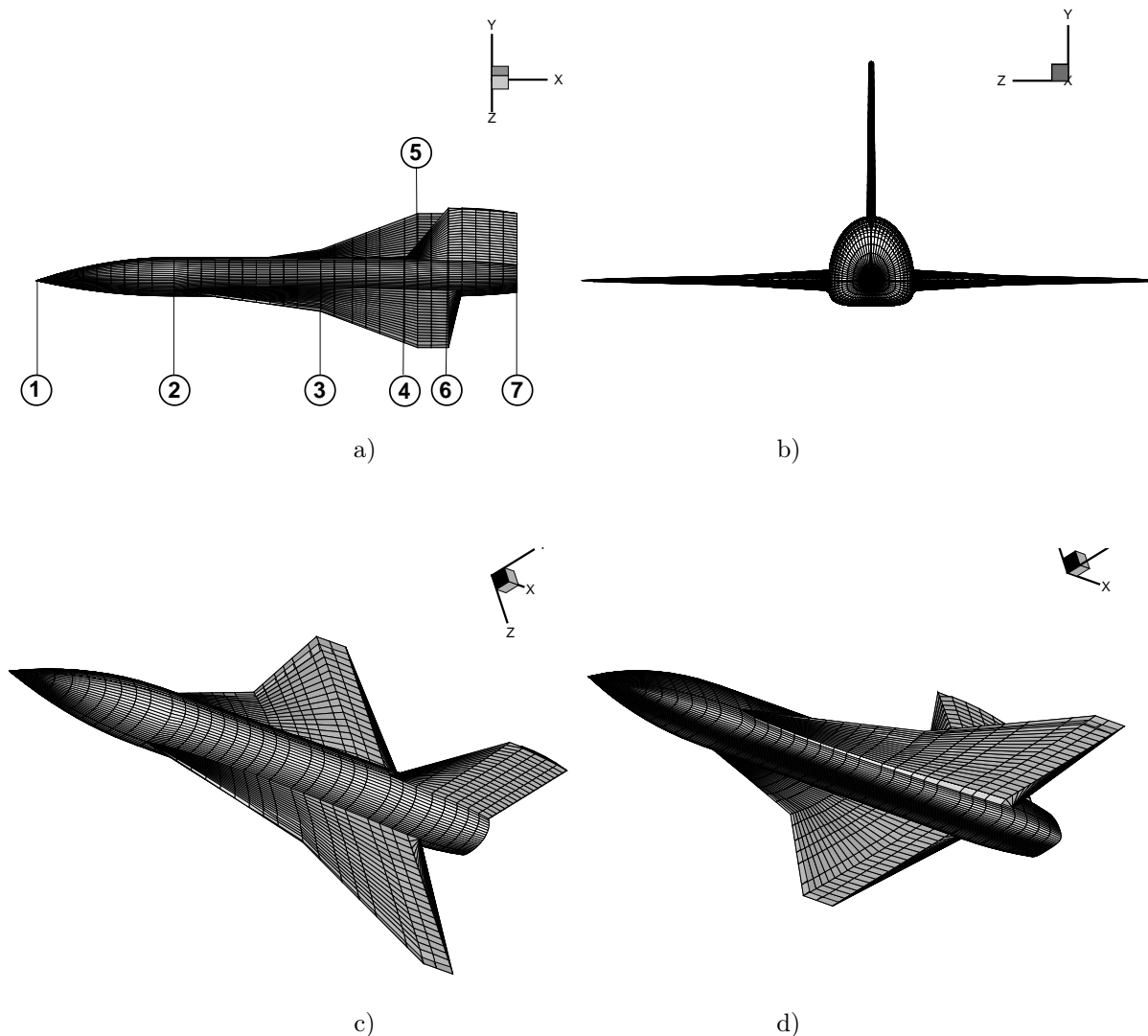


Рис. 3. Геометрия компоновки корпус+крыло и крыло СПС+киль

$$g = \begin{pmatrix} \rho \\ v_x \\ v_y \\ v_z \\ e \end{pmatrix}, \quad f = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho v_x \\ \rho v_y \\ \rho v_z \\ E \end{pmatrix}, \quad \vec{F}(g) = \begin{pmatrix} \rho \vec{W} \\ \rho v_x \vec{W} + p \vec{i}_1 \\ \rho v_y \vec{W} + p \vec{i}_2 \\ \rho v_z \vec{W} + p \vec{i}_3 \\ (E + p) \vec{W} \end{pmatrix}.$$

Здесь $\vec{i}_1, \vec{i}_2, \vec{i}_3$ — орты системы координат, t — время, \vec{W} — вектор скорости, v_x, v_y, v_z — компоненты вектора \vec{W} , \vec{S} — вектор элемента площади, Ω — объем ячейки, ρ — плотность, E и e — соответственно полная и удельная внутренняя энергия, p — давление, определяемое из уравнения состояния, которое замыкает систему. Для совершенного газа $p = (\gamma - 1)\rho e$, где γ — показатель адиабаты.

Область решения разбивается на конечные непересекающиеся объемы, причем грани ячеек следуют границам области. Исходные уравнения аппроксимируются на каждом элементарном объеме, при этом значения газодинамических параметров на гранях ячеек доопределяются линейно по их значениям в узловых точках. Изменение параметров в узлах конечно-разностной сетки определяется с помощью соотношений, учитывающих баланс потоков в соседних конечных объемах. Такой подход обеспечивает второй порядок аппроксимации по пространственным координатам [11–13].

Стационарное решение задачи обтекания тела с заданным начальным полем потока находится методом установления в каждом сечении $x = \text{const}$. При этом параметры потока в первом маршевом сечении рассчитываются при условии коничности течения в окрестности носка тела. В процессе установления решения производится корректировка положения головной ударной волны. Границами счетной области

являются: поверхность головной ударной волны, на которой параметры потока в возмущенной области связаны с параметрами набегающего потока соотношениями Рэнкина–Гюгонио; поверхность тела, на которой выполняются условия непротекания; плоскость симметрии тела, на которой выполняется условие симметрии потока.

Систему (11) можно представить в форме [12]

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \frac{1}{\Omega} \Phi(f) = 0, \quad (12)$$

где

$$\Phi(f) = \int \int_S \vec{F}(g) d\vec{S}.$$

Решение соотношения (12) определяется с первым порядком по времени, т.е. реализуется одношаговая схема

$$f_{j,k}^{l_1+1} = f_{j,k}^{l_1} - \frac{\tau}{\Omega} \Phi_{j,k}(f^{l_1}). \quad (13)$$

Здесь τ – допустимый шаг по времени, определяемый из условия устойчивости в каждой расчетной точке [11], l_1 – номер итерации.

Для сверхзвуковых течений в возмущенной области при известных решениях на плоскости x_{n-1} законы сохранения выполняются за счет газодинамических параметров в каждой точке плоскости x_n , расположенной вниз по потоку. В этом случае при решении задачи методом установления изменение параметров происходит в точках плоскости x_n и обусловлено суммарным потоком газодинамических функций через поверхность элементарных объемов, содержащих эти точки.

Внутри расчетной области суммарный поток через поверхность объема, содержащий принадлежащую плоскости x_n точку (j, k) , определяется соотношением

$$\Phi_{j,k} = \sum_{l=0}^1 \sum_{m=0}^1 \Phi_{j+l-\frac{1}{2}, k+m-\frac{1}{2}}, \quad (14)$$

где j – номер точки по радиальной координате, k – номер точки по азимутальной координате, $j+l-\frac{1}{2}, k+m-\frac{1}{2}$ – индекс элементарных объемов, содержащий точку (j, k) . Индекс по продольной координате x_n для простоты не указывается.

На поверхности тела индекс $j = 1$; в этом случае соотношение (14) принимает вид:

$$\Phi_{1,k} = \sum_{m=0}^1 \Phi_{1+\frac{1}{2}, k+m-\frac{1}{2}}. \quad (15)$$

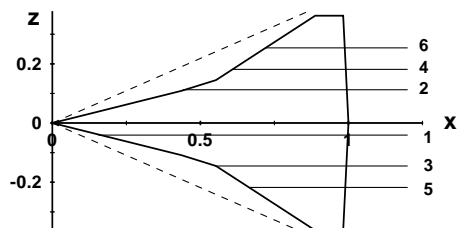
Подобное представление потоковой функции $\Phi(f)$ позволяет учесть при определении газодинамических параметров в расчетной точке локальные направления возмущений, что делает численную процедуру однородной и физически обоснованной.

Условие непротекания применительно к острой кромке при известном векторе нормали к ней обеспечивалось стандартной процедурой [5].

Реализованный численный алгоритм допускает счет как с выделением головной ударной волны в процессе решения задачи, так и сквозным методом. В первом случае решение проводится на адаптирующей сетке, которая следует положению головной ударной волны, определяемой на каждом итерационном шаге по времени. Во втором случае счет проводится на фиксированной сетке, а на внешней границе задаются параметры набегающего потока.

4.2. Результаты расчетов обтекания крыла СПС. Полученные в [14, 15] систематические экспериментальные данные по распределению давления и суммарным аэродинамическим характеристикам для крыла СПС Ту-144 при числах $M_\infty = 2,27$ и Рейнольдса по корневой хорде $Re_b = 11,7 \cdot 10^6$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0-8,3^\circ$ послужили основой для проверки численных расчетов с использованием изложенного подхода. В рассматриваемых условиях базовое крыло находилось в возмущенной области, создаваемой наплывом, и его передние кромки по отношению к набегающему потоку были сверхзвуковыми.

На рис. 4 представлены результаты расчетов и экспериментов по распределению коэффициента давления C_p на наветренной и подветренной поверхностях крыла при $M_\infty = 2,27$ и угле атаки $\alpha = 8,3^\circ$ в различных сечениях 1–6 по размаху (см. рис. 4, а) с координатами соответственно $\bar{z} = 0,125; 0,31; 0,4; 0,5; 0,6$ и



a)

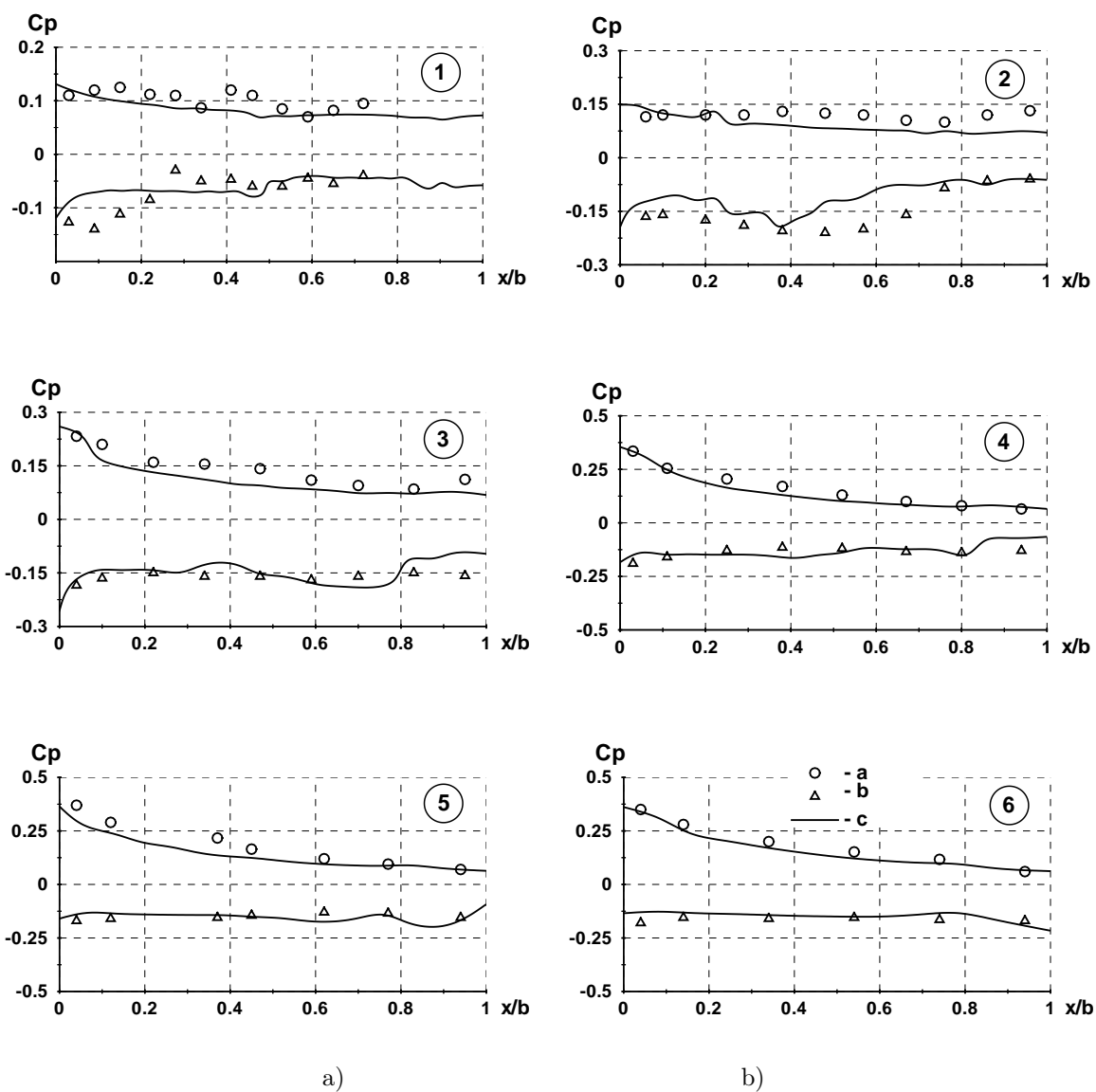


Рис. 4. Распределение коэффициентов давления в сечениях крыла; $M_\infty = 2,27$, $\alpha = 8,3^\circ$.
 1: $\bar{z} = 0,125$, 2: $\bar{z} = 0,31$, 3: $\bar{z} = 0,4$, 4: $\bar{z} = 0,5$, 5: $\bar{z} = 0$, 6: $\bar{z} = 0,7$.
 а, b — эксперимент [10], с — расчет

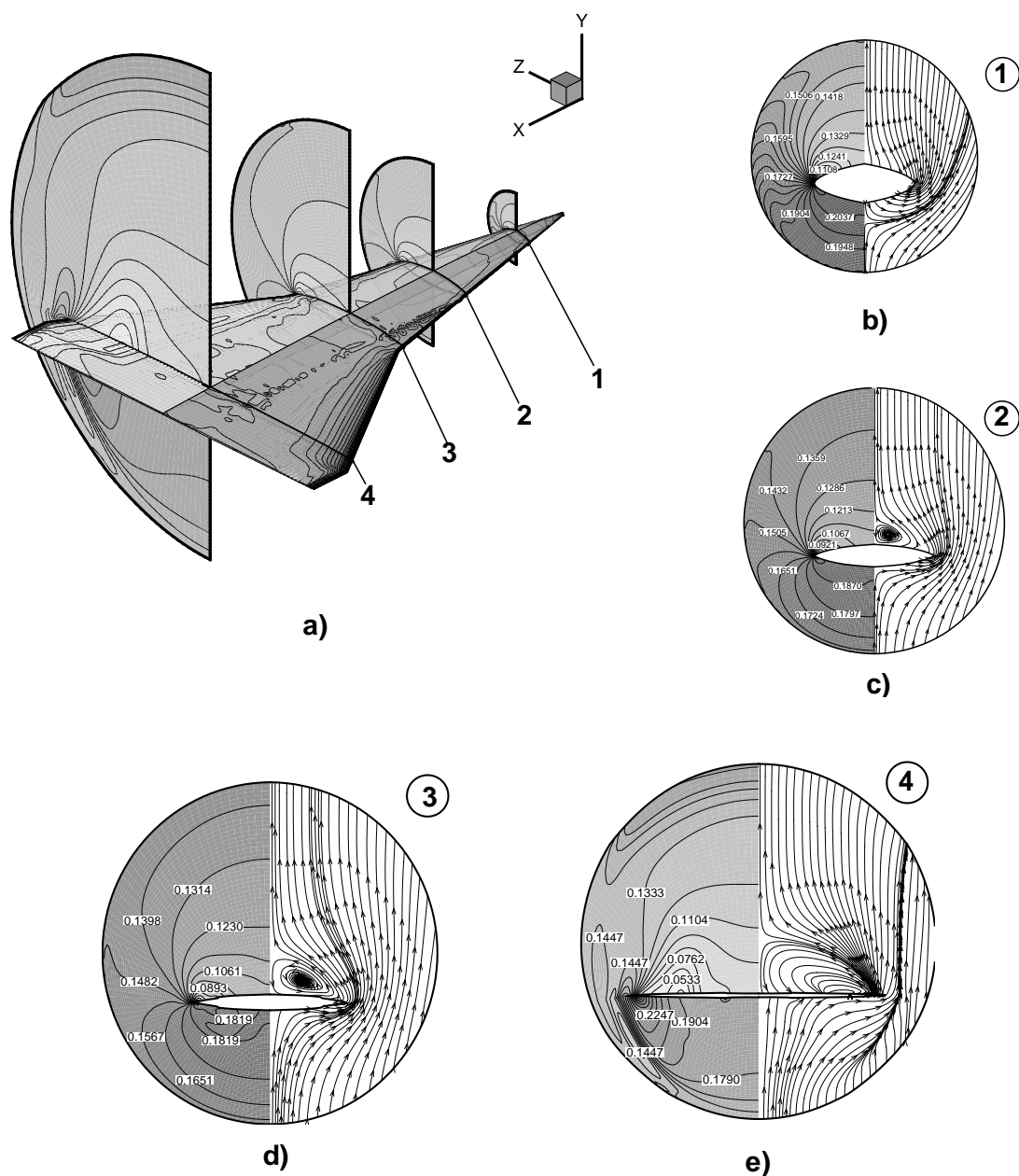


Рис. 5. Распределение параметров потока в возмущенной области крыла; $M_\infty = 2,27$, $\alpha = 8,3^\circ$. Плоская срединная поверхность; параболический профиль; углы стреловидности наплыва $\chi_1 = 76^\circ$ и базового крыла $\chi_2 = 57^\circ$; 1: $\bar{x} = 0,12$, 2: $\bar{x} = 0,32$, 3: $\bar{x} = 0,52$, 4: $\bar{x} = 0,85$

0,7. Учитывая инструментальную погрешность измерений коэффициентов давления $\Delta C_p = \pm 0,007$, очевидно в целом хорошее соответствие расчета эксперименту. Некоторое расхождение между расчетными и экспериментальными данными наблюдается лишь в сечении 1 на подветренной стороне. Можно предполагать, что фиксируемый в эксперименте максимум давления при $\bar{x} = 0,2$ обусловлен отрывом потока и формированием локального вихря в окрестности передней кромки, который в расчете в рамках уравнений Эйлера не воспроизводится. Признаки такого вихря зафиксированы в эксперименте на картинах предельных линий тока [14].

Характерные особенности обтекания крыла при $\alpha = 8,3^\circ$ представлены на рис. 5. На рис. 5, а показано распределение давления по поверхности крыла и положение головного скачка, генерируемого наплывом. На правом полукрыле демонстрируется распределение давления на наветренной стороне, на левом полукрыле — на подветренной стороне. Из представленной картины следует, что максимум давления ре-

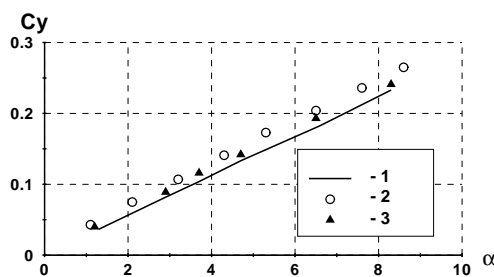


Рис. 6. Зависимость подъемной силы от угла атаки:
 1 — расчет, 2 — весовые испытания, 3 — дренажные испытания

ализуется в окрестности передних кромок, головная ударная волна близка к конической и базовое крыло расположено в области возмущения наплыва.

Особенности газодинамической структуры течения в различных сечениях 1–4 (рис. 5, b, c, d, e) с координатами x/b соответственно 0,12; 0,32; 0,52; 0,85 иллюстрируют полученные в расчете поля давления и линий тока поперечных скоростей в возмущенной области крыла при $\alpha = 8,3^\circ$. Внешняя граница в каждом сечении соответствует фронту головного скачка, а в качестве линейного масштаба выбрано расстояние между крайними точками на скачке в вертикальной плоскости симметрии. Здесь следует отметить, что в возмущенной области наплыва в интервале $0 < \bar{x} < 0,2$ (рис. 5, b, сечение 1) реализуется безвихревое обтекание. Это объясняется тем, что в этом интервале кромки наплыва затупленные и конфигурация поперечного сечения наплыва представляет собой эллипс. Зарождение вихревой структуры на наплыве наблюдается в сечении 2 (рис. 5, c) вблизи плоскости симметрии крыла и постепенное ее смещение по размаху в область $\bar{z} = 0,3-0,4$ в сечении 3 (рис. 5, d) на базовом крыле. Подтверждение зафиксированных в расчете особенностей течения для рассмотренной сложной конфигурации требует более детального эксперимента.

Несущие свойства крыла характеризуют зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_y(\alpha)$ (рис. 6). Расчеты находятся в хорошем соответствии с данными работы [14, 15], полученными на основе дренажных измерений распределений давления и в весовом эксперименте.

Заключение. Предложен метод построения базовых объектов высокого уровня, применяемых для проведения численных исследований пространственных течений в окрестности сложных конфигураций; приведены аналитические соотношения, используемые для построения сложной геометрии корпусов; описан алгоритм построения геометрии изолированных треугольных и переменной стреловидностью по передней кромке крыльев с параболическим профилем и с плоской срединной поверхностью.

Для построения геометрии сложной конфигурации более высокого уровня описан алгоритм реализации стыковки составных элементов этой геометрии.

Компактность задания исходных данных, необходимых для построения геометрической модели, дает возможность оперативно проводить изменение аэродинамических форм на стадии предварительных численных параметрических исследований условий обтекания.

Приводятся результаты численного решения задачи пространственного обтекания крыла сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) типа ТУ-144 при числе Маха $M_\infty = 2,27$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 1,3^\circ \div 8,3^\circ$. Результаты расчетов сопоставляются с данными эксперимента.

Автор выражает свою признательность Г. А. Тарнавскому за полезные обсуждения и постоянное внимание к работе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гардан И., Люка М. Машинная графика. М.: Мир, 1987.
2. Фокс А., Пратт М. Вычислительная геометрия. М.: Мир, 1982.
3. Sevant N.E., Bloor M.J.G., Wilson M.J. Aerodynamic desing of a flying wing using response surface methodology // Aircraft. 2000. **37**, N 4. 562–569.
4. Волков В.Ф. Обтекание сверхзвуковым потоком идеального газа тел фюзеляжеобразной формы. Препринт Ин-та теорет. и прикл. механики АН СССР, Сиб. отд-ние. № 43-81. Новосибирск, 1981.

5. Волков В.Ф., Мажуль И.И., Щербик Д.В. Расчет сверхзвукового обтекания потоком невязкого газа пространственных конфигураций с острыми передними кромками // Теплофизика и аэромеханика. 1995. **2**, № 3. 245–252.
6. Волков В.Ф. Расчет пространственного сверхзвукового обтекания потоком невязкого газа тел, близких к призматическим // Моделирование в механике (Сб. науч. тр. Ин-та теорет. и прикл. механики РАН, Сиб. отд-ние). **7 (24)**, № 3. Новосибирск, 1993.
7. Аульченко С.М., Латыпов А.Ф., Никуличев Ю.В. Построение поверхностей с помощью параметрических полиномов // Ж. вычисл. матем. и матем. физики. 2000. **40**, № 3. 356–364.
8. Волков В.Ф., Жибинев С.Б., Колобов Б.П., Чернышева Р.Т., Яненко Н.Н. Об опыте применения пакетной технологии для решения задач внешнего обтекания // Задачи аэродинамики пространственной конфигурации / Под ред. Н.Ф. Воробьева. Новосибирск, 1982. 3–17.
9. Васнев Л.Г., Волков В.Ф., Ганимедов В.Л., Малыгин С.М., Тарнавский Г.А. Пакет прикладных программ АРФА. Пространственное обтекание тел вращения сверхзвуковым потоком газа. Препринт Ин-та теорет. и прикл. механики АН СССР, Сиб. отд-ние. № 22-84. Новосибирск, 1984.
10. Яненко Н.Н., Фомин В.М., Ганимедов В.Л., Ветмуцкий В.Н., Волков В.Ф., Васнев Л.Г., Тарнавский Г.А. и др. Пакет прикладных программ для решения задач аэродинамики, гидродинамики, механики сплошной среды (АРФА). Госфонд алгоритмов и программ СССР. Рег. номер ПОО 7481. М., 1984.
11. Волков В.Ф. Алгоритм численного решения задач пространственного сверхзвукового взаимодействия двух тел. Препринт Ин-та теорет. и прикл. механики АН СССР, Сиб. отд-ние. № 29-87. Новосибирск, 1987.
12. Шашкин А.П., Волков В.Ф. Об одной схеме численного расчета невязких газодинамических течений // Задачи обтекания тел пространственных конфигураций (Сб. науч. тр. Ин-та теорет. и прикл. механики РАН, Сиб. отд-ние). Новосибирск, 1978. 17– 56.
13. Волков В.Ф., Шабалин И.И. Маршевая схема расчета двумерных сверхзвуковых течений невязкого газа // Математическое моделирование. 1998. **10**, № 2. 3–14.
14. Бродецкий М.Д., Рафаэляни А.А. Экспериментальное исследование влияния фюзеляжа на и мотогондол на эффективность деформации крыла модели СПС при сверхзвуковых скоростях. Часть II: Распределенные аэродинамические характеристики. Научн. отчет Ин-та теорет. и прикл. механики АН СССР, Сиб. отд-ние. № 1085. Новосибирск, 1980.
15. Бродецкий М.Д., Коцеев А.Б., Черемухин Г.А. Экспериментальное исследование распределенных аэродинамических характеристик неплоских крыльев при сверхзвуковых скоростях // Исследования по аэродинамике неплоских крыльев. Новосибирск, 1977. 114–159.

Поступила в редакцию
14.05.2001
