

## **МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ДОЗВУКОВОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ОТРЫВА ПОТОКА**

*На основе решения нестационарных уравнений Навье–Стокса для несжимаемого потока исследованы структуры отрывного течения на боковой поверхности летательного аппарата вблизи стабилизирующих и управляющих устройств. Получены аэродинамические характеристики различных компоновок, определена их эффективность. Проведен анализ зависимости коэффициента сопротивления от формы головной, хвостовой частей и удлинения корпуса.*

Управление аэродинамическими характеристиками и процессами обтекания осуществляется с использованием различных устройств (органов управления), расположенных на боковой поверхности летательного аппарата (ЛА). Эффективность таких устройств зависит от условий обтекания, которые определяются формой носовой части корпуса. Цель настоящей работы — исследование влияния конфигурации лобовых обтекателей тел на структуру потока на корпусе и определение характеристик стабилизирующих устройств ЛА.

Характерной особенностью обтекания газовым потоком цилиндрических тел с затупленной головной частью является возникновение отрыва потока в местах излома образующей поверхности тела. При этом области отрывного течения при дозвуковых скоростях потока часто занимают большую часть поверхности обтекаемого тела. Из-за этого невозможно использовать большинство классических методов определения аэродинамических характеристик органов управления.

Для исследования отрывного обтекания тел применяются экспериментальные и вычислительные методы. Обширная область отрывного течения наблюдается при малых дозвуковых скоростях обтекания, когда поток можно считать несжимаемым. Так, например, в работе [1] рассматривается экспериментальное исследование продольного обтекания изолированного цилиндрического корпуса с торцевым затуплением вязким несжимаемым потоком. В этой работе детально исследована структура отрывного течения возле цилиндра, получена картина распределения давления и составляющих скорости по боковой поверхности тела, исследованы характеристики пограничного слоя. В работе [2] приведены результаты экспериментального исследования обтека-

ния круглого цилиндра с установленной на нем кольцевой преградой; также получено распределение давления по боковой поверхности тела для различных геометрических характеристик конфигурации, установлены различные режимы обтекания тела и проведено исследование влияния геометрии тела на характеристики течения.

Среди численных методов определения аэродинамических характеристик ЛА в потоке несжимаемого газа находит применение метод дискретных вихрей (невязкая постановка задачи), а также метод контрольных объемов [3, 4], который позволяет моделировать процессы вязкого обтекания тел как при ламинарном, так и при турбулентном режимах течения.

**Конфигурация исследуемых тел.** На рис. 1 показаны основные конструктивные схемы исследуемых ЛА, представляющих собой комбинацию цилиндрического корпуса и различных головных и хвостовых частей. В качестве изменяемых геометрических параметров компоновки принимают угол полураствора конической головной части  $\beta_k$ , угол полураствора стабилизирующей “юбки”  $\beta_{ю}$ , длину корпуса  $L$ , радиус сегментальной головной части (см. рис. 1, в)  $R$  и диаметр донного среза  $D$ .

В проводимом исследовании геометрические параметры тел менялись в следующих диапазонах:  $\beta_k = 30 \dots 90^\circ$  (см. рис. 1, а, б),  $R = 0,5d \dots \infty$ ,  $\beta_{ю} = 30 \dots 90^\circ$  (см. рис. 1, з, д),  $L = 0 \dots 5d$ ,  $D = d \dots 3d$ .

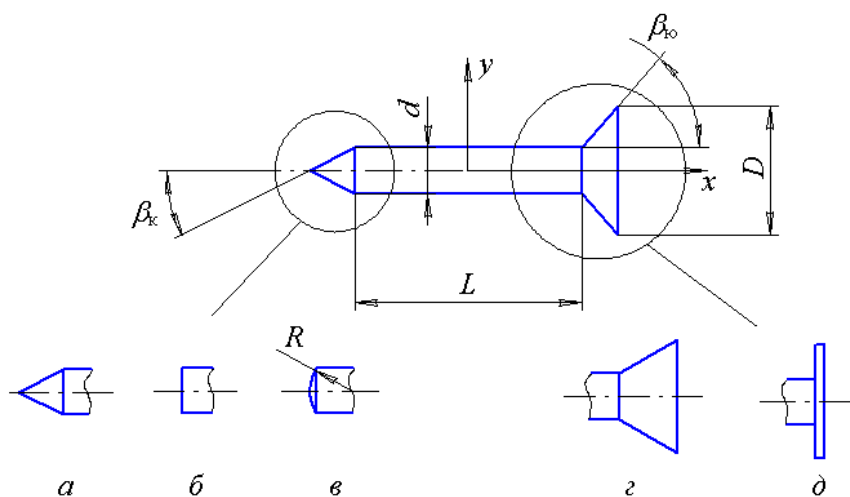


Рис. 1. Конфигурация исследуемых тел

**Постановка задачи.** Рассмотрим осесимметричное нестационарное обтекание несжимаемым вязким газом тел вращения различной конфигурации (см. рис. 1) при нулевом угле атаки. В качестве исходных уравнений принимаем следующие уравнения сохранения: уравнение неразрывности, нестационарные уравнения Навье–Стокса, записываемые для безразмерных составляющих скорости  $v$  относительно цилиндрической системы координат и избыточного безразмерного давления  $p$ . Система этих уравнений имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v_x)}{\partial x} + \frac{1}{y} \frac{\partial (\rho y v_x)}{\partial y} = 0;$$

$$\frac{\partial (\rho v_x)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v_x v_x)}{\partial z} + \frac{1}{y} \frac{\partial (\rho y v_y v_x)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{1}{y} \frac{\partial (y \tau_{xy})}{\partial y} + \rho b_x;$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho v_y)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v_x v_y)}{\partial x} + \frac{1}{y} \frac{\partial (\rho y v_y v_y)}{\partial y} = \\ = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{1}{y} \frac{\partial (y \sigma_y)}{\partial y} + \frac{\sigma_\theta}{y} + \frac{\rho v_\theta^2}{\rho} + \rho b_y; \end{aligned}$$

$$\frac{\partial (\rho v_\theta)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v_x v_\theta)}{\partial x} + \frac{1}{y} \frac{\partial (\rho y v_x v_\theta)}{\partial y} = -\frac{\rho v_y v_\theta}{y} + \frac{\partial \tau_{\theta x}}{\partial x} + \frac{1}{y^2} \frac{\partial (y^2 \tau_{y\theta})}{\partial y} + \rho b_\theta,$$

где  $t$  — время;  $\rho$  — плотность,  $\sigma$  и  $\tau$  — составляющие тензора поверхностных напряжений. Для замыкания этой системы введем стандартную  $k$ - $\varepsilon$ -модель турбулентности:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_j} - \varepsilon;$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} + c_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - c_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k},$$

где  $\nu$  — кинематическая вязкость,  $k$  — кинетическая энергия турбулентных пульсаций,  $\varepsilon$  — скорость диссипации турбулентной энергии,  $\bar{u}_j$  — осредненная по времени проекция скорости на координату  $x_j$ ;  $\nu_t = c_\mu k^2 / \varepsilon$ ;  $c_\mu = 0,09$ ;  $c_{\varepsilon 1} = 1,44$ ;  $c_{\varepsilon 2} = 1,92$ ;  $\sigma_k = 1$ ;  $\sigma_\varepsilon = 1,3$ .

Необходимо отметить, что данная модель создавалась для прогнозирования пристеночных течений. Однако она была успешно применена и для расчета течений со сложной структурой, в том числе и отрывных [4, 5]. Результаты этих расчетов совпадают с результатами эксперимента не только качественно, но и количественно. Несмотря на то, что  $k$ - $\varepsilon$ -модель не позволяет добиться полного согласования расчетных и экспериментальных данных для центральной части возвратных

течений, в их периферийной части максимальные величины составляющих скоростей соответствуют экспериментальным данным, что и позволяет вычислить интегральные аэродинамические характеристики с достаточной для инженерной практики точностью.

В качестве размерных масштабов задачи принимают диаметр донного среза  $D$ , плотность  $\rho_\infty$  и скорость невозмущенного потока  $U_\infty$ , скоростной напор  $q = \frac{\rho U_\infty^2}{2}$ . Коэффициент сопротивления  $C_x$  рассчитан для характерной площади поперечного сечения донного среза  $S = \pi D^2/4$ . Низкорейнольдсовыи эффекты на стенке учитываются при помощи метода пристеночных функций.

Используется связанная с телом цилиндрическая система координат  $x, \theta, y$ . Начало координат расположено в центре цилиндрической части корпуса (т.  $O$ ), ось  $x$  направлена вдоль оси симметрии тела, ось  $y$  расположена в вертикальной плоскости симметрии.

Внешние границы расчетной области располагаются на значительном удалении от омываемых поверхностей тела (более 10 калибров цилиндра). На входной части границы задаются параметры невозмущенного потока, причем  $u = 1, v = 0, p = 0$ . На выходной части границы ставятся мягкие граничные условия (условия продолжения решения), на твердых поверхностях тела — условие прилипания, на горизонтальной плоскости симметрии — условие непротекания. Предполагается, что искомое течение имеет плоскость симметрии  $y = 0$ , поэтому решение строится в области  $y > 0$ .

**Метод расчета.** Расчетный алгоритм базируется на процедуре глобальных итераций для решения конечно-объемным методом уравнений переноса на различных сетках, и представляет собой разновидность SIMPLE-подобных алгоритмов (подробное описание алгоритма можно найти в работах [3, 4]). При конструировании дискретной модели для аппроксимации конвективных потоков, источников и нестационарных членов уравнений применяется теорема о среднем, а для аппроксимации диффузионных потоков, с целью предотвратить развитие шахматного поля решений, используется метод отложенной поправки. В рассматриваемой задаче обтекании осесимметричного тела расчет проводится на одноблочной неортогональной структурированной сетке, адаптированной к поверхности омываемого тела. Узлы расчетной сетки распределены неравномерно (рис. 2).

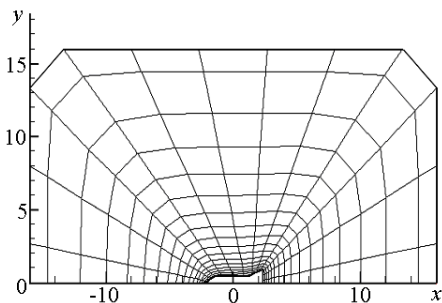
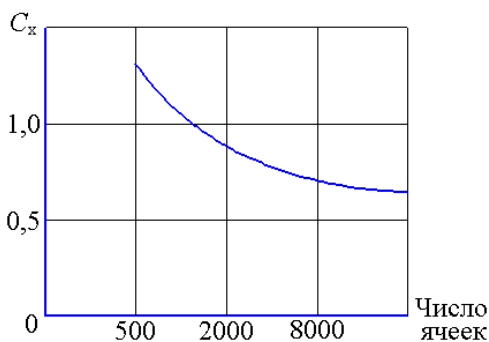


Рис. 2. Пример расчетной сетки

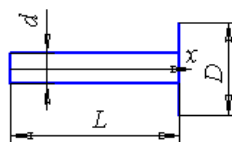
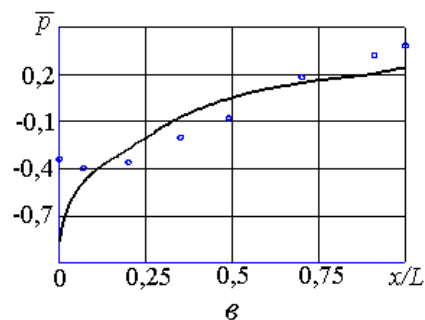
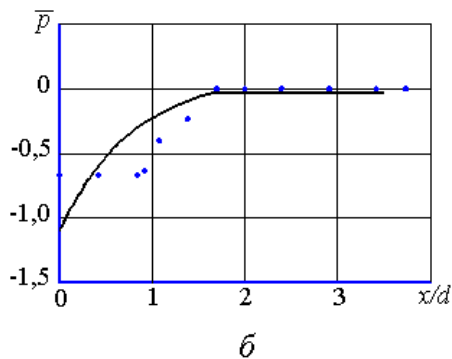
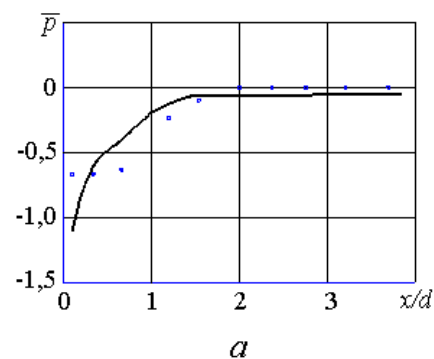


**Рис. 3. Зависимость точности расчетов от числа ячеек сетки**

Для определения необходимого разбиения сетки были проведены расчеты, устанавливающие взаимосвязь между частотой разбиения сетки и точностью получаемых результатов. Из рис. 3 видно, что, начиная с некоторого момента, точность расчетов заметно не повышается с уменьшением размера ячеек сетки. Для экономии вычислительных ресурсов была выбрана

сетка, содержащая 8192 контрольных объемов. Кроме того, несмотря на то, что задачу решали в нестационарной постановке, в дальнейшем будем использовать установившиеся параметры течения.

**Тестирование алгоритма расчета.** Метод тестировали, сравнивая результаты расчета с экспериментальными данными, приведенными в работах [1, 2, 6]. На рис. 4, а, б показано распределение давления по бо-



**Рис. 4. Сравнение результатов расчета с данными эксперимента:**

а и б — обтекание изолированного цилиндра ( $V_\infty = 30$  м/с;  $Re = 6,62 \cdot 10^4$  и  $Re = 1,96 \cdot 10^5$  соответственно); в — обтекание цилиндра с кольцом ( $V_\infty = 30$  м/с,  $Re = 1,9 \cdot 10^5$ ;  $D/d = 2$ ); г — геометрические характеристики конфигурации цилиндр/кольцо; — — расчет; о — эксперимент

ковой поверхности цилиндра, полученное в результате расчетов и эксперимента [1, 2]. На рис. 4, в приведено распределение давления по боковой поверхности цилиндра с установленной на нем кольцевой преградой (см. рис. 4, з), которое сравнивается с данными из работы [2]. Видно, что результаты расчетов имеют приемлемое согласование с экспериментальными данными. Исключение составляют лишь окрестности точки излома образующей. Расхождение расчетных и экспериментальных данных в этой области связано, по всей видимости, с особенностями построения расчетной сетки в этой области.

Кроме того, было проведено сравнение результатов расчета интегральных характеристик компоновки с данными экспериментальных исследований. В таблице приведены результаты этого сравнения для обтекания круглого диска и цилиндра.

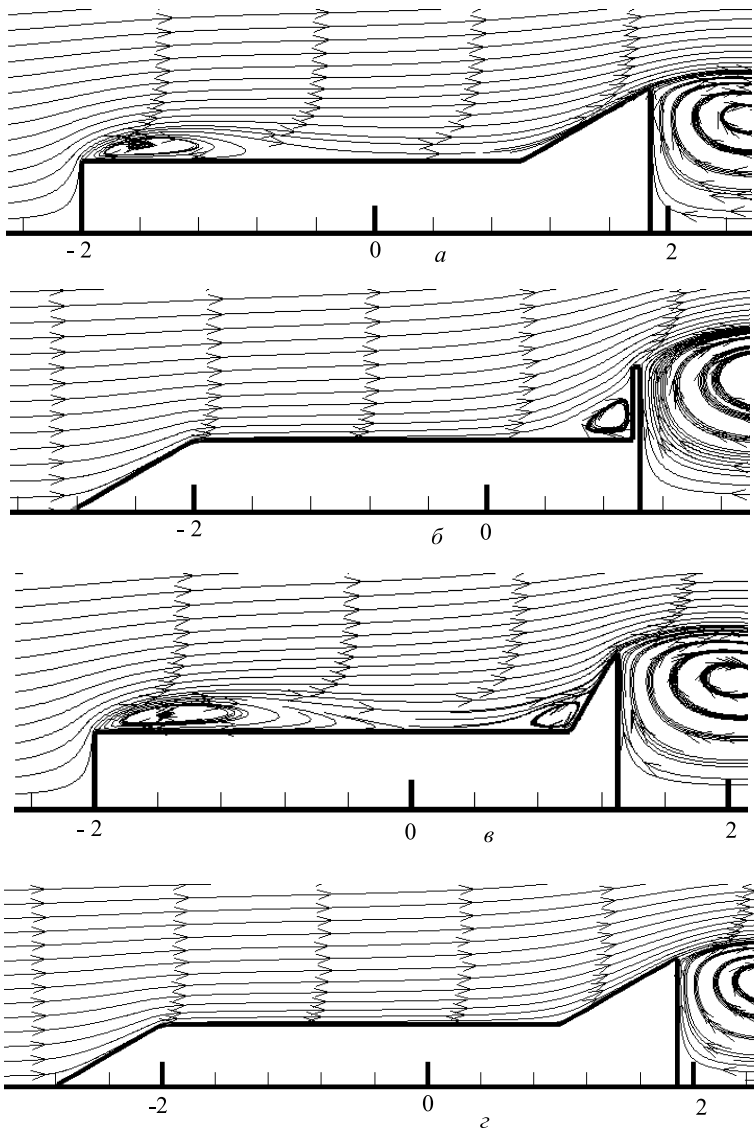
Таблица

**Сравнение интегральных аэродинамических характеристик тел вращения с данными эксперимента [6]**

Тело	Re	$C_x$ exper	$C_x$ расчет
Диск	$6,2 \cdot 10^5$	1,16	1,24
Цилиндр	$3,6 \cdot 10^5$	1,00	1,03

**Анализ результатов вычислительного эксперимента.** Рассмотрим некоторые из полученных результатов исследования влияния геометрических параметров компоновки на ее интегральные характеристики, а также структуру обтекания.

На рис. 5 приведены картины течения ( $U_\infty = 22$  м/с) для наиболее характерных геометрических конфигураций тел вращения. Видно, что на параметры течения наибольшее влияние оказывает геометрия головных и хвостовых частей аппарата. Начиная с угла полураствора конической головной части  $\beta_k = 50^\circ$  (или радиуса затупления  $R = d$  сегментальной головной части), за изломом образующей поверхности при переходе к цилиндрическому корпусу образуется зона развитого отрыва потока. Размер области отрывного течения потока при этом пропорционален углу  $\beta_k$  или радиусу затупления головной части. Такая же картина складывается и для течения возле стабилизирующего устройства. При  $\beta_{ю} > 50^\circ$  возле “юбки” также наблюдается отрыв потока, чья интенсивность напрямую зависит от угла  $\beta_{ю}$ . В зависимости от того, какая головная и хвостовая части установлены на данном аппарате, его обтекание может происходить при наличии одной (рис. 5, а, б, д, е) или двух зон отрыва (рис. 5, в, ж, з), а при заостренных головных частях и малых углах  $\beta_{ю}$  наблюдается безотрывное обтекание тела вращения (рис. 5, з).



**Рис. 5 (начало). Структуры течения возле тел различной геометрии:**

$\beta_k = 45^\circ$  (в, г);  $90^\circ$  (а, б, д-з);  $\beta_{ю} = 45^\circ$  (а, г);  $75^\circ$  (б);  $90^\circ$  (в, д-з);  $L = 1,6d$  (д);  $2,0d$  (е);  $3,0d$  (а-г, ж);  $3,8d$  (з)

Еще одним параметром, влияющим на структуру течения, является длина цилиндрического корпуса ЛА. При большой длине корпуса ( $L > 3,5d$ ) стабилизирующее устройство не оказывает влияния на переднюю отрывную зону, и обтекание аппарата происходит при наличии двух независимых зон отрыва потока (рис. 5, ж, з). Уменьшение длины корпуса приводит к тому, что возмущения, вызванные хвостовой частью, достигают передней зоны отрыва, что приводит к увеличению ее

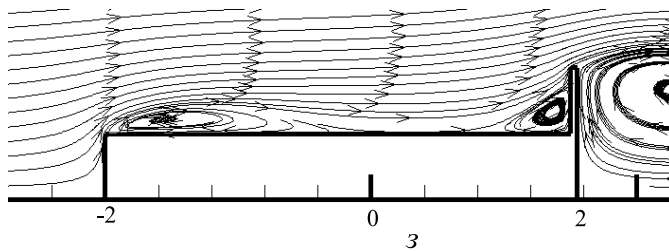
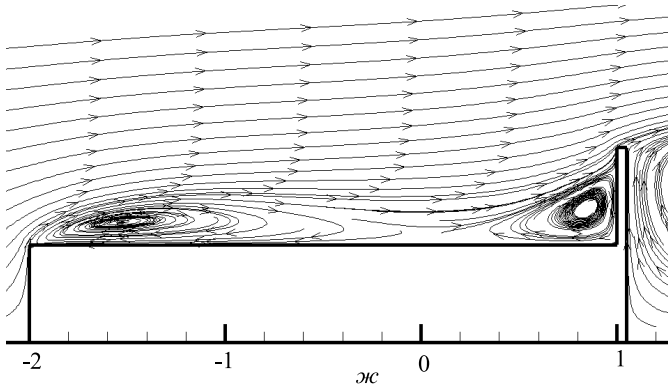
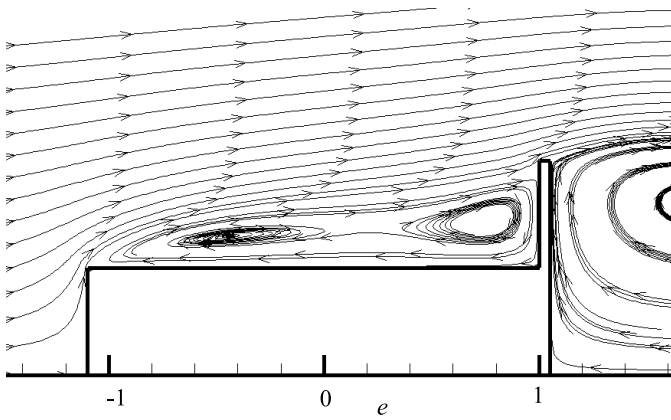
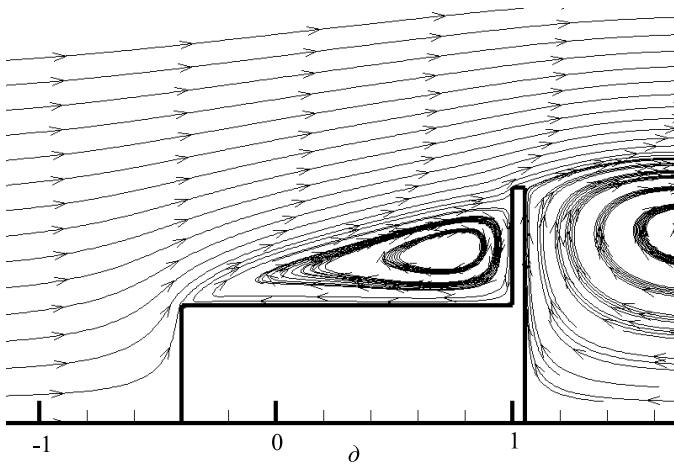


Рис. 5 (окончание)

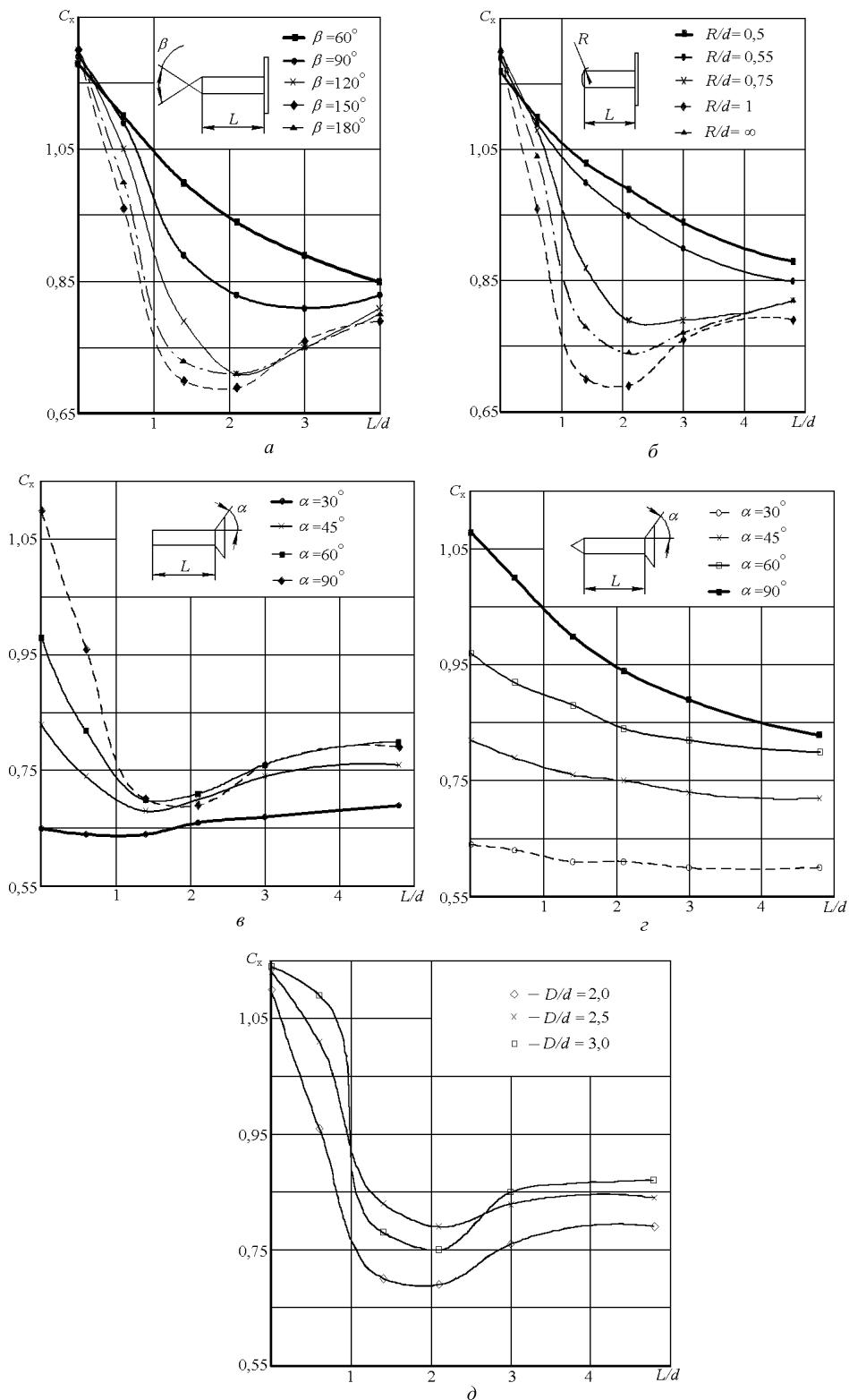


размеров и объединению двух независимых отрывных течений в одно, распространяющееся на всю боковую поверхность аппарата (рис. 5, *д*, *е*). Длина корпуса, при котором происходит объединение зон отрыва, зависит от геометрических параметров компоновки. При дальнейшем уменьшении длины цилиндрической части наступает третий режим течения — когда обтекание аппарата аналогично обтеканию диска и корпус оказывает незначительное влияние на общую структуру течения. Полученные расчетным методом структуры течения подтверждаются результатами экспериментов [2].

На рис. 6 показаны зависимости коэффициента сопротивления ЛА  $C_x$  от геометрических характеристик компоновки. Зависимости  $C_x$  от  $L/d$  для летательного аппарата с дисковым стабилизирующим устройством для носовых обтекателей различной формы иллюстрируются графиками, приведенными на рис. 6, *а*, *б*. На рис. 6, *в* приведены результаты расчета коэффициента сопротивления ЛА с плоским торцом, на рис. 6, *г* — с конической головной частью для полууглов раскрытия “юбки” в диапазоне  $30 \dots 90^\circ$ . Видно, что образование единой зоны отрыва на боковой поверхности ЛА приводит к существенному снижению сопротивления, и на графиках образуются зоны локального минимума значений коэффициента лобового сопротивления. При безотрывном обтекании аппарата такого минимума не наблюдается. Некоторое увеличение сопротивления при больших длинах корпуса связано с тем, что в случае независимых зон отрыва возвратное течение занимает меньшую часть стабилизирующего устройства, нежели при единой срывной зоне, и на аппарат действует набегающий поток. При малых длинах корпуса, соответствующих третьему режиму течения, хвостовая часть аппарата находится в зоне повышенного давления, область отрыва не образуется или имеет очень малые размеры. Все это приводит к значительному увеличению коэффициента сопротивления.

На рис. 6, *д* рассматривается коэффициент сопротивления ЛА в зависимости от диаметра дискового стабилизирующего устройства. Расчеты показывают, что при увеличении данной характеристики компоновки параметры течения возле тела вращения качественно не меняются. Наблюдалось лишь некоторое увеличение интенсивности отрыва в хвостовой области ЛА, что и нашло свое отражение в значениях сопротивления компоновки.

**Заключение.** На основе решения уравнений сохранения аэродинамики с использованием метода конечных объемов выполнены параметрические расчеты турбулентного несжимаемого осесимметричного обтекания тел вращения в широком диапазоне геометрических параметров. Сопоставлены результаты компьютерного и физического (в аэродинамических трубах) моделирования структур течения, дана



**Рис. 6. Зависимость коэффициента сопротивления от геометрических параметров тела**

классификация режимов отрывного обтекания. Выявлены области локального минимума сопротивления тела, объяснены причины этого явления.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. O t a T. An axisymmetric separated and reattached flow on a longitudinal blunt circular cylinder, Transactions of the ASME, Journal of applied mechanics, June 1975, pp. 311–315.
2. K o e n i g K., G r i f f i n L. W., V i n c e n t L. D. The cavity-like modes of axisymmetric flow past a plane-nosed cylinder with a concentric ring. AIAA Paper № 86-1067, 1986.
3. F e r z i g e r J., P e r i c M. Computational Methods for Fluid Dynamics. Heidelberg, Springer-Verlag, 1999.
4. Б е л о в И. А., И с а е в С. А., К о р о б к о в В. А. Задачи и методы расчета отрывных течений несжимаемой жидкости. – Л.: Судостроение, 1989. – 256 с.
5. A d v a n c e s and Applications in Computational Fluid Dynamics, ed. by O. Baysal. ASME, 1988.
6. Г о р л и н С. М. Экспериментальная аэромеханика. Учебник для вузов. – М.: Высшая школа, 1970.

Статья поступила в редакцию 13.09.2004

Владимир Тимофеевич Калугин родился в 1949 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1972 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Баллистика и аэродинамика” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 200 научных работ в области аэрогазодинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом.

V.T. Kalugin (b. 1949) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1972. D. Sc (Eng), professor of “Ballistics and Aerodynamics” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of over 200 publications in the field of aero- and gas dynamics of jet and detached flows, design of flight controls.

Вячеслав Юрьевич Соболев родился в 1981 г., окончил в 2004 г. МГТУ им. Н.Э.Баумана. Аспирант кафедры “Баллистика и аэродинамика” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Специализируется в области отрывных течений и управлении процессами обтекания летательных аппаратов.

V.Yu. Sobolev (b. 1981) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 2004. Post-graduate of “Ballistics and Aerodynamics” department of the Bauman Moscow State Technical University. Specializes in the field of separated flows and control of processes of flow around flying vehicles.