

УДК 533.601.15

Численное моделирование влияния отклонения рулей на аэродинамику осесимметричной конфигурации большого удлинения

И.И. Мажуль^{1,2}, В.Ф. Волков¹, В.И. Звегинцев¹, И.В. Иванов³

¹Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

²Новосибирский государственный технический университет

³ОАО НПО «Сплав», Тула

E-mail: mazhul@itam.nsc.ru

Рассмотрено возможное влияние отклонения рулей на аэродинамику осесимметричной конфигурации большого удлинения при сверхзвуковых скоростях потока. В качестве объекта исследования рассматривается классическая конфигурация, состоящая из корпуса в виде тела вращения и имеющая крестообразное переднее оперение и шестиплостные хвостовые стабилизаторы. Исследована физическая картина обтекания при отклонении горизонтальных консолей оперения и получены оценки влияния этого отклонения как на характеристики элементов (корпуса, стабилизаторов), так и на суммарные аэродинамические характеристики конфигурации в целом. Численные расчеты обтекания выполнены при числе Маха набегающего потока $M = 3$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0-10^\circ$ и углов отклонения рулей $\delta_p = \pm 5^\circ$ на основе осредненных уравнений Навье–Стокса и SST $k-\omega$ модели турбулентности.

Ключевые слова: сверхзвуковые скорости, численное моделирование, осесимметричная оперенная конфигурация, отклонение рулей, картина течения, аэродинамические характеристики.

Введение

Несмотря на имеющееся множество работ по аэродинамике тел вращения, обзор которых представлен, например, в [1, 2], аэродинамические проблемы, связанные с интерференцией различных частей оперенных конфигураций, разработаны недостаточно полно. Особенно это относится к режимам полета под углами атаки $\alpha > 0$. В таких случаях может иметь место образование свободных вихрей на передних управляющих поверхностях (рулях), распространяющихся в направлении вектора скорости невозмущенного потока и создающих в области корпуса и задних несущих поверхностей (стабилизаторов) поле скоса потока и, следовательно, воздействующих на их обтекание. Это воздействие может иметь место даже при угле атаки $\alpha = 0$, но при отклонении рулей. Кроме того, при $\alpha > 0$ на собственно корпусе также наблюдается отрыв потока и образование вихрей, что приводит к изменению набегающего на стабилизаторы потока и, соответственно, их аэродинамических свойств. В зависимости от режима полета интерференционное

взаимодействие элементов будет изменяться и приводить к изменению сил, действующих на корпус, рули и стабилизаторы, по сравнению со случаями их изолированного обтекания. В общем случае интерференционные воздействия элементов конфигурации сложно разделяются, и задача исследования сводится к определению поля течения около рассматриваемого летательного аппарата с помощью какого-либо метода численного анализа.

Развитие численных методов и вычислительной техники позволяет проводить более широкие и подробные исследования различного рода не оперенных и оперенных тел вращения. В то же время эти исследования ориентированы большей частью на получение суммарных аэродинамических характеристик или валидацию численных методов [3–6].

В настоящей работе исследуются вопросы интерференционного взаимодействия элементов конфигурации при сверхзвуковых скоростях, состоящей из тела вращения большого удлинения, крестообразного переднего оперения и шестиллопастных хвостовых стабилизаторов. Рассматривается структура течения около конфигурации, связанная с вихреобразованием при отклонении горизонтальных консолей рулей. Проводится сравнение аэродинамических характеристик как элементов, так и конфигурации в целом при углах отклонения рулей $\delta_p = \pm 5^\circ$ с исходным вариантом $\delta_p = 0$.

1. Условия расчетов

Исследуемая модельная конфигурация состоит из корпуса, крестообразного переднего оперения и шестиллопастных хвостовых стабилизаторов. Корпус конфигурации — это тело вращения большого удлинения, носовая часть которого представляет собой комбинацию из трех усеченных конусов с углами наклона образующих, уменьшающимися по длине. Эти углы соответственно равны: $\theta_1 = 20,3^\circ$, $\theta_2 = 13,6^\circ$ и $\theta_3 = 4,8^\circ$. Носовая часть удлинения $L_{\text{нос}}/d = 3$ имеет также затупление, равное 0,08 от диаметра корпуса. Удлинение корпуса $L/d = 25$. Углы стреловидности χ составляют по передней и задней кромкам оперения 32° , по передней кромке стабилизатора — 16° , по задней кромке — 0° . Относительная толщина \bar{c} ромбовидного профиля в обоих случаях равна 0,03. Удлинение одной консоли оперения $\lambda_{\text{оп}} = l^2/S_{\text{конс}} = 0,56$, удлинение консоли стабилизатора $\lambda_{\text{стаб}} = l^2/S_{\text{конс}} = 0,41$, где l и S — размах и площадь консолей соответственно. Суммарная относительная площадь переднего оперения $S_{\text{оп}}/S_{\text{мид}} \sim 1,8$, стабилизаторов — $S_{\text{ст}}/S_{\text{мид}} \sim 5,9$, где $S_{\text{мид}}$ — площадь миделя корпуса.

Расчеты проведены при числе Маха $M = 3$, высоте полета $H = 1,6$ км и значении числа Рейнольдса $Re \sim 4,6 \cdot 10^8$, определенному по длине конфигурации. Рассмотрены углы атаки $\alpha = 0, 5^\circ, 10^\circ$ и углы отклонения (относительно продольной оси конфигурации) горизонтальных консолей передних рулей разного направления $\delta_p = -5^\circ, 0, +5^\circ$. Численные расчеты обтекания выполнены на основе осредненных уравнений Навье–Стокса и SST $k-\omega$ модели турбулентности. На внешних границах расчетной области задавались параметры невозмущенного набегающего потока, на выходных границах — условия с заданием статического давления и температуры торможения набегающего потока, на стенках — условия прилипания. Задача решалась на основе неявных схем второго порядка точности, рассматривалось полностью трехмерное течение, условие симметрии в вертикальной плоскости не применялось. При построении сетки использовалось разбиение на зоны с различным числом узлов в радиальном направлении, в ближней зоне к поверхности применялось экспоненциальное сгущение сетки к телу. Общее число узлов расчетной сетки во всей расчетной области составляло порядка $1,6 \cdot 10^6$.

Для представления суммарных аэродинамических сил использовалась скоростная система координат. При расчете аэродинамических коэффициентов силы нормировались на скоростной напор набегающего потока и характерную площадь, определяемую

Рис. 1. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных.

Светлые символы — экспериментальные данные, темные — численный расчет; 1 — C_y , 2 — C_x , 3 — m_z .

по диаметру миделевого сечения конфигурации. Положение центра приведения для продольного момента принято равным: $x_r = x_r/L = 0,6$. Все аэродинамические коэффициенты представлены ниже без учета донного сопротивления, т.е. полагалось равенство давления, действующего на донный срез конфигурации, и статического давления в набегающем потоке.

Заметим, что суммарные силы как для всей конфигурации в целом, так и для отдельных элементов получены интегрированием распределения сил давления и сил трения по поверхности. То есть можно сказать, что силы воздействуют на отдельные элементы конфигурации при наличии других элементов и, следовательно, включают в себя интерференционную составляющую. Например, аэродинамические силы, действующие на корпус при отклоненных рулях, обусловлены также и сходящими с рулей вихрями. Для сопоставления и выявления эффектов интерференционного влияния также исследовалось влияние аэродинамических сил при неотклоненных передних рулях ($\delta_p = 0$).

В качестве примера валидации используемого алгоритма расчета применительно к рассматриваемому классу конфигураций было проведено сравнение численных данных с результатами экспериментальных исследований суммарных аэродинамических характеристик модели при $\delta_p = 0$, полученных в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН. Пример такого сопоставления представлен на рис. 1 при числе Маха $M = 2,55$, где C_y — коэффициент подъемной силы, C_x — коэффициент лобового сопротивления, m_z — коэффициент продольного момента (при $\bar{x}_r = 0$). В целом видна хорошая качественная и количественная сходимость расчетных и экспериментальных данных. Сходимость численного решения на последовательности измельчающихся сеток не проверялась.

2. Картины обтекания конфигурации

Для лучшего понимания влияния отклонения рулей на аэродинамику конфигурации рассмотрим картины обтекания, полученные на основе численных расчетов. На рис. 2 демонстрируется характер течения при нулевом угле атаки ($\alpha = 0$) и отклонении рулей на угол $\delta_p = 5^\circ$ в трех характерных поперечных сечениях: непосредственно за передними рулями ($\bar{x} = x/L = 0,105$), в середине конфигурации ($\bar{x} = 0,53$) и перед

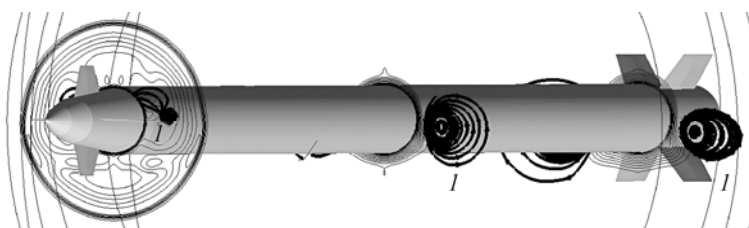
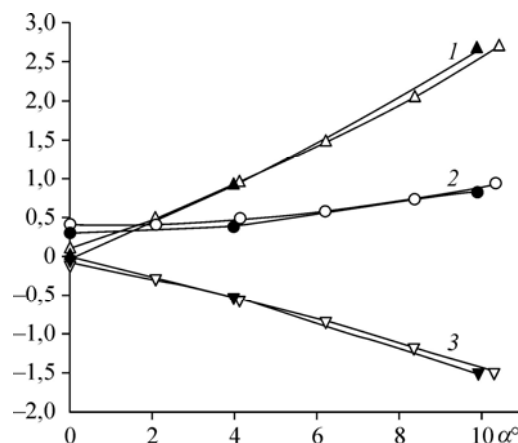


Рис. 2. Картина обтекания конфигурации.

$M = 3$, $\alpha = 0$, $\delta_p = 5^\circ$; 1 — следы линий тока вихрей, индуцированных рулями.



стабилизаторами ($\bar{x} = 0,95$). Здесь представлены распределение линий равной плотности (изохор) и следы линий тока. Видно, что за отклоненными поверхностями горизонтальных консолей передних рулей образуется вихревое течение, которое, распространяясь вдоль корпуса по направлению набегающего потока, достигает стабилизаторов. При этом центр вихря находится несколько ниже горизонтальных консолей стабилизаторов. Таким образом, даже при $\alpha = 0$ можно ожидать влияние этого вихревого течения на аэродинамику как собственно корпуса, так и стабилизаторов.

При обтекании конфигурации под углами атаки отрывное течение возникает также и на самом корпусе. Об этом можно судить по предельным линиям тока на поверхности корпуса, построенным по векторам поверхностного напряжения трения. В этом случае наблюдается линия стекания поверхностных линий тока, которую можно интерпретировать как линию отрыва потока на поверхности и начало образования вихревого течения. Расстояние от носа корпуса, при котором начинается отрыв пограничного слоя, зависит от угла атаки, чисел M и Re [7]. В нашем случае при $M = 3$, $\alpha = 10^\circ$ и $\delta_p = 5^\circ$ начало линий стекания примерно определяется как $\bar{x} = x/D = 7,7-8,3$.

Наличие вихрей при углах атаки может быть идентифицировано также по характерному распределению изолиний полного давления в поперечных сечениях, которые в области ядра вихря имеют концентрический характер и где наблюдаются большие градиенты полного давления. В качестве примера на рис. 3 приведены распределения полного давления в сечениях $\bar{x} = 0,105$, $0,316$, $0,53$ при угле атаки конфигурации $\alpha = 10^\circ$ и $\delta_p = 5^\circ$. Заметим, что в рассматриваемом случае горизонтальные консоли рулей находятся под углом атаки к вектору скорости набегающего потока $\alpha_p = \alpha + \delta_p = 15^\circ$. В сечении $\bar{x} = 0,316$ наблюдается зарождение вихрей при отрыве потока на корпусе и также видны два центра вихрей от передних рулей, положение которых можно определить

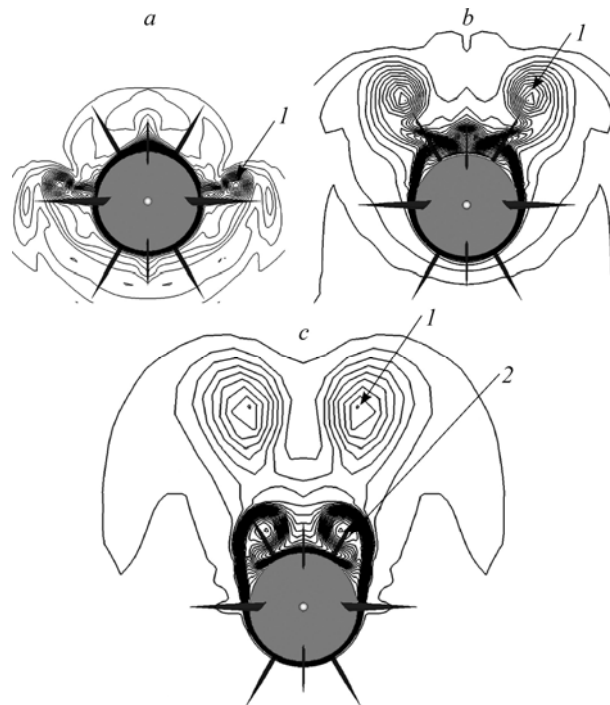
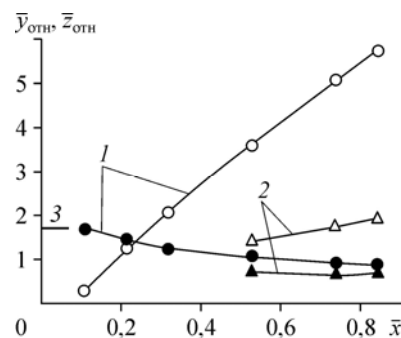


Рис. 3. Картина течения в поперечных сечениях конфигурации.

$M = 3$, $\alpha = 10^\circ$, $\delta_p = 5^\circ$; $\bar{x} = 0,105$ (a), $0,316$ (b), $0,53$ (c); 1 — положение центра вихря, индуцированного рулями, 2 — положение центра вихря вследствие отрыва потока на корпусе.

Рис. 4. Положение центра вихрей.

1 — вихри от рулей, 2 — вихри на корпусе, —
3 — координата концов консоли стабилизатора ($\bar{y}_{отн}$);
светлые символы — $\bar{y}_{отн}$, темные — $\bar{z}_{отн}$.



относительно стабилизаторов. В сечении $\bar{x} = 0,53$ центры вихрей заметно перемещаются вверх и по данным численных расчетов в конце конфигурации проходят существенно выше стабилизаторов. Можно полагать, что в этом случае влияние вихрей на стабилизаторы будет минимальным. В то же время, как видно из рис. 3, вихри от собственно корпуса охватывают область стабилизаторов, расположенных на верхней стороне корпуса.

Координаты центра вихрей, полученные по данным численного расчета и определенные по распределению изолиний полного давления, для рассматриваемого случая представлены на рис. 4, где $\bar{y}_{отн} = y/R$, $\bar{z}_{отн} = z/R$, R — радиус корпуса. Здесь же нанесена координата $\bar{y}_{отн} = 1,8$ конца консоли вертикального стабилизатора (кривая 3). Можно отметить перемещение положения вихрей, индуцированных отклонением рулей, к вертикальной плоскости симметрии конфигурации. Так, если при $\bar{x} = 0,104$ величина $\bar{z}_{отн} = 1,78$, то с увеличением продольной координаты до $\bar{x} = 0,84$ значение $\bar{z}_{отн} = 0,85$, т.е. центры вихрей находятся непосредственно над корпусом. Для вихрей, обусловленных отрывом потока на корпусе, значения $\bar{z}_{отн} < 1$ и $\bar{y}_{отн} \leq 1,8$, т.е. стабилизаторы, расположенные на верхней стороне корпуса, находятся в области их непосредственного воздействия.

Таким образом, полученные данные по структуре обтекания конфигурации дают представление о возможном влиянии отклонения передних рулей по сравнению со случаем без их отклонения. Например, качественные изменения в аэродинамических характеристиках можно ожидать при нулевом угле атаки, когда около конфигурации существуют лишь вихри, обусловленные отклонением рулей.

3. Влияние отклонения рулей на характеристики элементов конфигурации

Для лучшего понимания влияния отклонения передних рулей на суммарные аэродинамические характеристики конфигурации в целом рассмотрим, прежде всего, как при этом изменяются характеристики отдельных элементов компоновки — рулей, корпуса и стабилизаторов. Как видно из представленных ранее картин обтекания, возникающие при отклонении рулей вихри могут воздействовать на корпус и стабилизаторы, изменяя их аэродинамические характеристики. При этом направление воздействия этих вихрей заранее предсказать невозможно ввиду сложности обтекания каждого указанного элемента.

На рис. 5 приведены аэродинамические характеристики рулей при разных углах отклонения их горизонтальных консолей. Эти характеристики сравниваются также с численными данными, полученными для случая с нулевым отклонением рулей. Представленные данные включают в себя силы по всем четырем консолям рулей. Можно отметить линейную зависимость коэффициентов подъемной силы $C_{yр}$ по углу атаки и практически симметрию относительно кривых $\delta_p = 0$ при различных углах отклонения рулей $\delta_p = \pm 5^\circ$. Сопротивление рулей при $\delta_p = +5^\circ$ возрастает более чем в два раза по сравнению с $\delta_p = 0$. В случае угла отклонения $\delta_p = -5^\circ$ сами рули находятся под меньшими углами атаки ($\alpha_p = \alpha + \delta_p$) к направлению набегающего потока. Так, при угле атаки конфигурации $\alpha = 5^\circ$ величина $\alpha_p = 0$. Поэтому на этом режиме значения коэффициентов

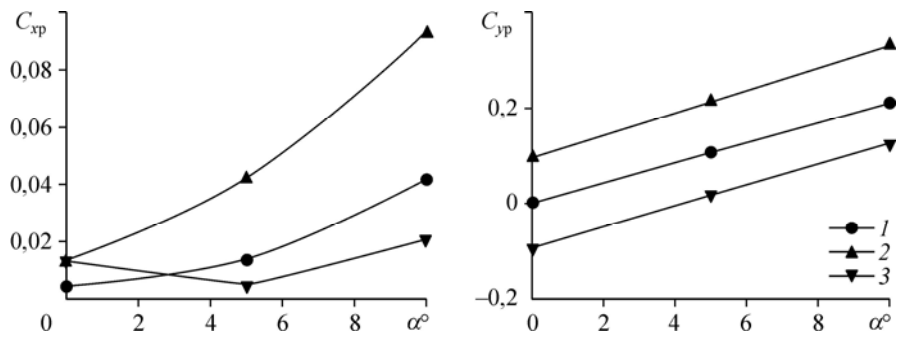


Рис. 5. Аэродинамические характеристики рулей.
 $\delta_p = 0$ (1), 5° (2), -5° (3).

подъемной силы C_{yp} близки к нулю, а значения коэффициентов сопротивления C_{xp} определяются, в основном, трением и волновым сопротивлением. Величины C_{xp} при $\alpha \geq 3^\circ$ становятся даже меньше по сравнению со случаем с нулевым отклонением рулей, что связано с уже отмеченными более низкими значениями углов атаки рулей.

Аэродинамические характеристики корпуса представлены на рис. 6. При неотклоненных рулях и угле атаки $\alpha = 0$ корпус вследствие симметрии не создает подъемной силы. Отклонение рулей на углы $\delta_p = \pm 5^\circ$ приводит к изменению поля потока около корпуса и при $\alpha = 0$ обуславливает появление на корпусе положительной и отрицательной подъемной силы соответственно, при этом величина $C_{yk} = \pm 0,03$. С увеличением угла атаки отклонение рулей, как на положительные, так и на отрицательные углы, приводит к уменьшению несущих свойств корпуса. При этом на больших углах ($\alpha \sim 10^\circ$) знак отклонения рулей практически перестает влиять на результирующую подъемную силу корпуса. Уменьшение коэффициента подъемной силы при $\alpha = 10^\circ$ в случае отклонения рулей составляет $\sim 17\%$ по сравнению со случаем, когда $\delta_p = 0$, коэффициента сопротивления — $\sim 11\%$. При заданном положении центра масс $\bar{x}_T = 0,6$ корпус обладает статической неустойчивостью (производная продольного момента по углу атаки больше нуля) и отклонение рулей мало ее изменяет.

Данные по суммарным аэродинамическим характеристикам стабилизаторов представлены на рис. 7. Здесь суммарные силы получены интегрированием по всем шести консолям. Как было показано ранее, вихри от отклоненных рулей при угле атаки $\alpha = 0$ достигают концевых стабилизаторов и могут изменить их характеристики. При $\alpha = 10^\circ$ эти вихри проходят заметно выше стабилизаторов, и на таких режимах их влияние должно уменьшаться. Отмеченные эффекты обтекания наглядно проявляются на несущих

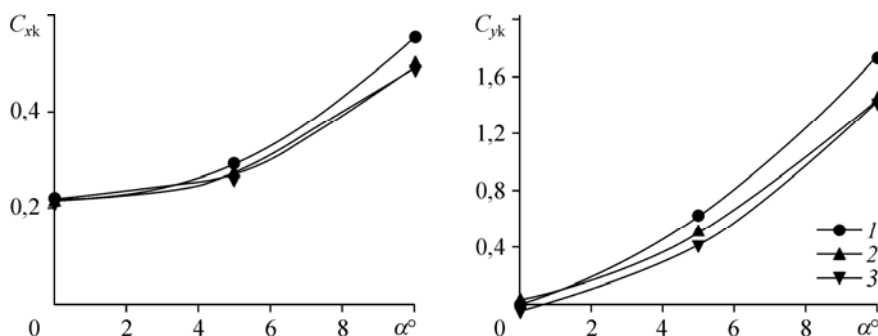


Рис. 6. Аэродинамические характеристики корпуса.
 Обозначения см. на рис. 5.

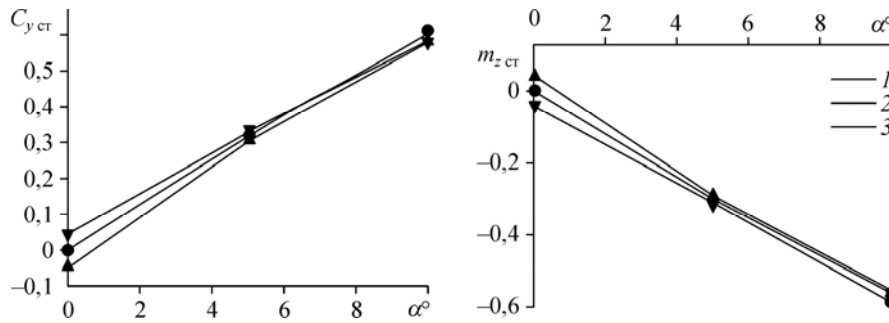


Рис. 7. Аэродинамические характеристики стабилизаторов.
Обозначения см. на рис. 5.

свойствах стабилизаторов. Так, при $\alpha = 0$ и угле отклонения рулей $\delta_p = +5^\circ$ на стабилизаторах имеет место отрицательная подъемная сила, значения коэффициентов достигают величин: для подъемной силы — $C_{y\text{ ст}} = -0,044$, для продольного момента — $m_{z\text{ ст}} = 0,0154$. То есть при положительном отклонении рулей стабилизаторы создают продольный момент на кабрирование, уменьшая продольную статическую устойчивость. Соответственно при $\delta_p = -5^\circ$ наблюдается положительная подъемная сила и $C_{y\text{ ст}} = 0,044$, $m_{z\text{ ст}} = -0,0154$. Заметим, что при $\alpha = 0$ и $\delta_p = 0$ стабилизаторы не создают подъемной силы и, естественно, продольного момента.

Коэффициент сопротивления стабилизаторов при угле атаки $\alpha = 0$ практически не изменяется при отклонении рулей. Так, при отклонении рулей $\delta_p = \pm 5^\circ$ величина $C_{x\text{ ст}} = 0,011$, при $\delta_p = 0$ — $C_{x\text{ ст}} = 0,0107$, т.е. изменения не превышают 3 %.

С увеличением угла атаки влияние отклонения рулей на характеристики стабилизаторов уменьшается вследствие отмеченных выше особенностей обтекания. Можно считать, что при $\alpha \geq 5^\circ$ относительные изменения характеристик несущественны и суммарные характеристики стабилизаторов при отклонении рулей практически близки к случаю с $\delta_p = 0$. Заметим, что для стабилизаторов производная продольного момента по углу атаки отрицательна, т.е. они способствуют повышению продольной статической устойчивости конфигурации.

Помимо суммарных аэродинамических характеристик интерес представляет также распределение нагрузок по отдельным консолям стабилизаторов. Такие данные для угла атаки $\alpha = 0$ представлены на рис. 8, где проводится сопоставление для вариантов с отклонением ($\delta_p = +5^\circ$) и без отклонения ($\delta_p = 0$) рулей.

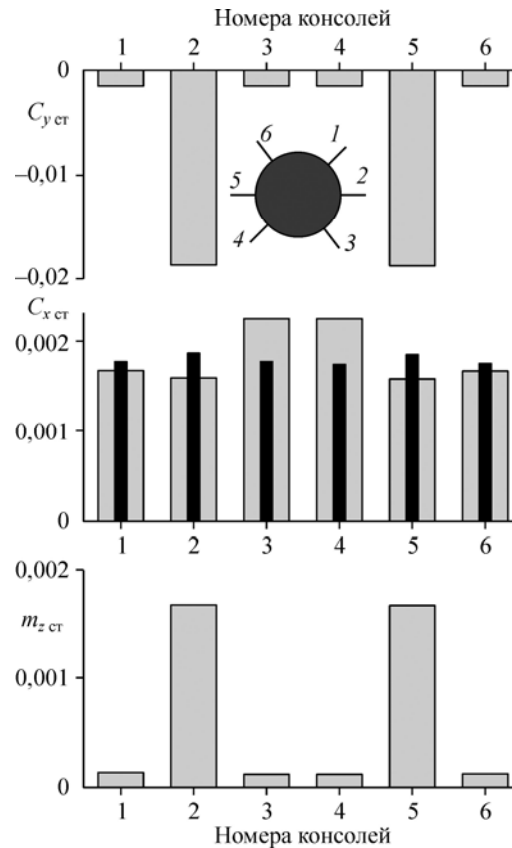


Рис. 8. Распределение аэродинамических сил по консолям стабилизаторов.

Серые столбики — $\delta_p = 5^\circ$, черные — $\delta_p = 0$.

Здесь же приведена схема нумерации консолей стабилизаторов, номера консолей отложены вдоль оси абсцисс.

Как уже отмечалось, при угле атаки $\alpha = 0$ стабилизаторы в случае неотклоненных рулей не создают подъемной силы. Выше было показано, что при $\delta_p = +5^\circ$ на стабилизаторах возникает отрицательная подъемная сила. Данные рис. 8 дают возможность определить, какие консоли из имеющихся шести наиболее нагружены. В соответствии со схемой течения вихри от отклоненных рулей достигают стабилизаторов в области 2 и 5 консолей. Естественно, что на них и наблюдается наибольшее влияние отклонения передних рулей. Именно эти консоли вносят определяющий вклад в создаваемую отрицательную подъемную силу и продольный момент стабилизаторов, значения коэффициентов для них достигают величин $C_{y_{ст}} = -0,0187$ и $m_{z_{ст}} = 0,0067$. Наблюдается также некоторое перераспределение сопротивления по консолям стабилизаторов по сравнению с вариантом, когда $\delta_p = 0$, однако суммарное сопротивление изменяется незначительно.

С увеличением углов атаки вихри от передних рулей проходят выше стабилизаторов и их влияние на аэродинамические характеристики уменьшается, как это было показано ранее. По данным расчетов, хотя и наблюдается некоторое перераспределение сил по консолям по сравнению со случаем, когда $\delta_p = 0$, однако все суммарные силы изменяются незначительно. Например, уменьшение $C_{y_{ст}}$ при отклоненных рулях не превышает 4 %.

4. Суммарные аэродинамические характеристики

Как уже отмечалось, для сопоставления были получены аэродинамические характеристики конфигурации при неотклоненных рулях. Эти данные использовались ранее при анализе характеристик элементов конфигурации. На рис. 9 представлены результаты численных расчетов при $\delta_p = 0$, позволяющие определить вклад в суммарные аэродинамические характеристики каждого элемента в отдельности. Естественно, что основной вклад как в сопротивление, так и в подъемную силу вносит корпус конфигурации.

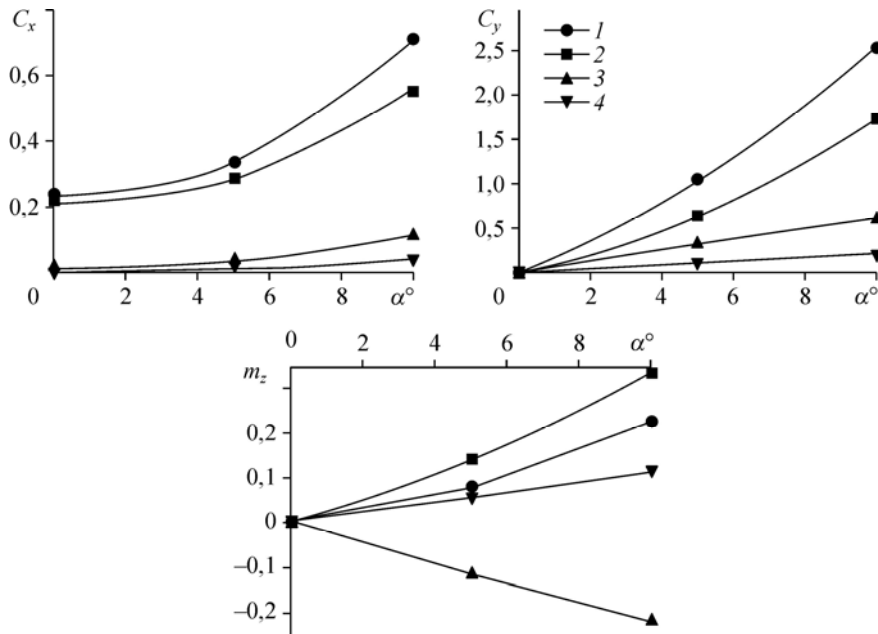


Рис. 9. Вклад элементов конфигурации в суммарные характеристики при неотклоненных рулях.

1 — конфигурация в целом, 2 — корпус, 3 — рули, 4 — стабилизаторы.

Например, при $\alpha = 0$ его сопротивление составляет 93 % от общего значения, при $\alpha = 10^\circ$ — 78 %, подъемная сила при $\alpha = 10^\circ$ достигает 68 % от суммарной подъемной силы. Как видно из рис. 9, конфигурация при $\delta_p = 0$ в целом является статически неустойчивой, лишь стабилизаторы способствуют ее повышению.

Суммарные аэродинамические характеристики конфигурации при различных углах отклонения рулей представлены на рис. 10 в сопоставлении с вариантом, когда $\delta_p = 0$.

Анализ данных по элементам конфигурации при угле атаки $\alpha = 0$, показывает, что отклонение рулей по-разному сказывается на их несущих свойствах. Если в случае неотклоненных рулей их подъемная сила равна нулю, то при $\delta_p = +5^\circ$ на корпусе и собственно рулях создается положительная подъемная сила, а на стабилизаторах — отрицательная. Так, коэффициенты подъемной силы имеют следующие значения: корпус — $C_{yк} = 0,03$, рули — $C_{yр} = 0,0954$, стабилизаторы — $C_{yст} = -0,044$. Видно, что на корпусе и стабилизаторах реализуется подъемная сила разного направления, но не сильно отличающаяся по величине. В результате имеем значение суммарного коэффициента подъемной силы конфигурации $C_y = 0,081$, который достигается, в основном, за счет несущих свойств собственно отклоненных рулей. В случае $\delta_p = -5^\circ$ имеют место значения коэффициентов подъемной силы обратного знака по сравнению со случаем отклонения $\delta_p = +5^\circ$.

Как следует из данных рис. 10, при углах атаки $\alpha > 0$ наблюдается уменьшение суммарных значений C_y при отклоненных рулях $\delta_p = \pm 5^\circ$ по сравнению с вариантом без их отклонения. Более слабое влияние при угле отклонения $\delta_p = +5^\circ$ обусловлено двумя противоположными факторами: потерями несущих свойств корпуса (в основном) и стабилизаторов, с одной стороны, и приращением подъемной силы на собственно рулях при их отклонении — с другой. Определяющими при этом являются потери на корпусе, как уже отмечалось уменьшение коэффициента подъемной силы при $\alpha = 10^\circ$ в случае отклонения рулей составляет $\sim 17\%$ по сравнению со случаем без отклонения ($\delta_p = 0$). Эти потери не компенсируются увеличением несущих свойств рулей вследствие их отклонения, т.к. они в целом вносят не столь существенный вклад в суммарную подъемную силу конфигурации по сравнению с корпусом.

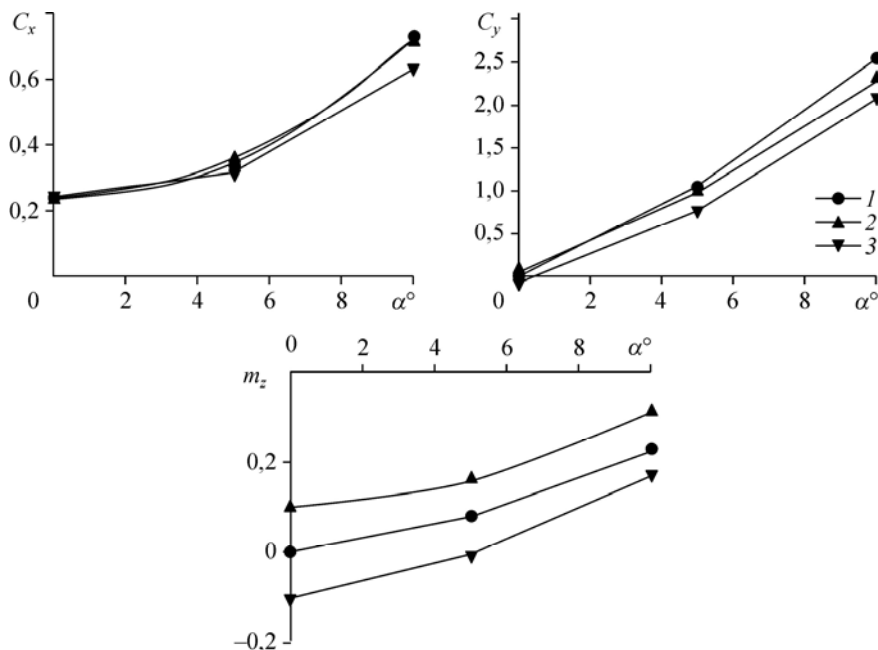


Рис. 10. Суммарные аэродинамические характеристики конфигурации.
 $\delta_p = 0$ (1), 5° (2), -5° (3).

В случае $\delta_p = -5^\circ$ оба отмеченных выше фактора действуют однонаправленно, т.е. имеет место потеря несущих свойств как корпуса, так и рулей по сравнению с вариантом $\delta_p = 0$. Вследствие этого наблюдается также большее уменьшение значений коэффициента подъемной силы от базового значения при $\delta_p = 0$ по сравнению с $\delta_p = +5^\circ$.

Как уже отмечалось, при заданном положении центра масс и $\delta_p = 0$ конфигурация является статически неустойчивой. Отклонение рулей не приводит к устойчивости, хотя в области $\alpha > 0$ она может быть сбалансирована отклонением рулей на углы $\delta_p < 0$.

Заключение

Проведенные численные исследования влияния отклонения передних рулей на аэродинамические характеристики конфигурации при числе Маха набегающего потока $M = 3$ и углах атаки $\alpha = 0-10^\circ$ показали следующее.

1. При угле атаки $\alpha = 0$ и отклонении рулей $\delta_p = \pm 5^\circ$ за ними образуются вихри, которые распространяются вдоль корпуса и достигают стабилизаторов. При больших углах атаки вихри от рулей проходят существенно выше стабилизаторов.

2. Отклонение рулей при $\alpha = 0$ приводит к появлению отрицательной подъемной силы на стабилизаторах в случае $\delta_p = +5^\circ$, положительной в случае $\delta_p = -5^\circ$ и соответствующих продольных моментов. С увеличением углов атаки влияние отклонения рулей на характеристики стабилизаторов уменьшается. Имеет место некоторое перераспределение значений коэффициента сопротивления по консолям стабилизаторов по сравнению с $\delta_p = 0$, однако суммарное значение остается практически неизменным.

3. Отклонение рулей как на положительный ($\delta_p = +5^\circ$), так и на отрицательный ($\delta_p = -5^\circ$) угол приводит при $\alpha > 0$ к потерям несущих свойств корпуса по сравнению с $\delta_p = 0$. Уменьшение коэффициента подъемной силы корпуса при $\alpha = 10^\circ$ составляет $\sim 17\%$, коэффициента сопротивления — $\sim 11\%$.

4. При углах атаки $\alpha > 0$ и отклоненных рулях наблюдается уменьшение значений C_y конфигурации в целом по сравнению с вариантом без их отклонения. При этом имеет место более слабое влияние при угле отклонения $\delta_p = +5^\circ$, что обусловлено двумя противоположными факторами: потерями несущих свойств корпуса (в основном) и стабилизаторов, с одной стороны, и приращением подъемной силы на собственно рулях при их отклонении — с другой. В случае $\delta_p = -5^\circ$ оба отмеченных выше фактора действуют однонаправленно, т.е. имеет место потеря несущих свойств как корпуса, так и рулей по сравнению с вариантом $\delta_p = 0$.

5. При рассмотренном положении центра масс конфигурация в целом обладает продольной статической неустойчивостью и отклонение рулей мало ее изменяет.

Список литературы

1. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н., Захарченко В.Ф. Аэродинамика ракет. М.: Высшая школа, 1968. 772 с.
2. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.
3. Naveed Ali, Balu G., Theerthamalai P., Sampath Rao D. Investigation of effect of strakes on aerodynamic characteristics at high angles of attack // Proc. of 6th symp. on applied aerodynamics and design of aerospace vehicles, 21–23 November 2013. India. P. 59–64.
4. Kumar P., Prasad J.K. Effect of height of trip on side force over a slender body at subsonic speed // Proc. of 6th symp. on applied aerodynamics and design of aerospace vehicles, 21–23 November 2013. India. P. 30–34.
5. Ghosh D.K., Kandasamy S., Swaroop Kumar N., Jaya Durga T. Numerical validation study and analysis of hypersonic missile configuration at Mach 5 to 7 // Proc. of 6th symp. on applied aerodynamics and design of aerospace vehicles, 21–23 November 2013. India. P. 350–358.
6. Воронов С.Н. О возможности применения сеточных методов определения аэродинамических характеристик малогабаритных ракет на ранних этапах проектирования // Оборонная техника. 2014. № 10. С. 2–7.
7. Петров К.П. Аэродинамика фюзеляжей сверхзвуковых самолетов // Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.

Статья поступила в редакцию 26 февраля 2015 г.,
после доработки — 30 марта 2015 г.