

УДК 533.6.07

Численное моделирование влияния бокового пилона на аэродинамические характеристики моделей при испытаниях в аэродинамической трубе

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

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

²Новосибирский государственный технический университет

E-mail: mazhul@itam.nsc.ru

Рассмотрено возможное влияние крепления моделей на боковом пилоне при испытаниях в аэродинамических трубах на их аэродинамику при сверхзвуковых скоростях потока. Исследована физическая картина интерференции пилона и модели и получены оценки влияния пилона на суммарные аэродинамические характеристики. Численные расчеты обтекания выполнены на основе осредненных уравнений Навье–Стокса и SST $k-\omega$ модели турбулентности в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M = 2,5-5$. В качестве объекта исследования рассматривается «классическое» тело вращения большого удлинения, имеющее крестообразное переднее оперение и шестиплостные хвостовые стабилизаторы.

Ключевые слова: сверхзвуковые скорости, аэродинамическая труба, подвеска модели на боковом пилоне, численное моделирование, аэродинамические характеристики.

Введение

При получении аэродинамических характеристик моделей возникает необходимость их крепления в рабочей части аэродинамической трубы. В зависимости от поставленных задач и конфигураций моделей способы крепления моделей в рабочей части трубы могут быть различны. Известны способы крепления с помощью магнитной подвески, крепление моделей за концы крыльев или киль, на подфюзеляжных пилонах, также используются полумодели, закрепляемые на стенке трубы и др. [1–7]. При этом система креплений должна быть достаточно жесткой и прочной и не оказывать влияния на характеристики модели. Традиционная методика получения суммарных аэродинамических характеристик, принятая при проведении экспериментов в аэродинамической трубе периодического действия Т-313 ИТПМ СО РАН, предполагает испытания моделей на центральной донной державке (рис. 1а). При этом учитываются так называемые поправки на «обдув» подвесных устройств и весовых элементов [8] и исключается немоделируемое донное сопротивление. В то же время на практике часто возникают задачи, в которых использование донной державки невозможно. Так, испытания на донной державке не позволяют определять аэродинамические коэффициенты моделей с учетом течений

в донной области, в частности, при наличии истекающих струй. Кроме того, крепление на донной державке часто требует изменения геометрии хвостовой части, т.е. не позволяет полностью смоделировать геометрию натурального аппарата.

Для получения значений аэродинамических коэффициентов при наличии истечения газа в донной области в ряде случаев используется метод испытаний с креплением моделей на боковом пилоне (рис. 1*b*). Искажающее влияние пилона на аэродинамические характеристики должно учитываться и исключаться из результатов испытаний. Этого можно добиться применением так называемого «метода удвоения» [9], однако он требует изготовления методических моделей и проведения дополнительных испытаний. В то же время использование численного моделирования позволит получить оценки возможного влияния пилона на суммарные аэродинамические характеристики и выявить природу этого влияния. К настоящему времени такого рода работы, по-видимому, отсутствуют.

Условия расчетов

Рассматривается модельная задача по влиянию бокового пилона на аэродинамику оперенного тела вращения большого удлинения. Конфигурация имеет крестообразное переднее оперение и шестиплостные хвостовые стабилизаторы. Носовая часть представляет собой комбинацию из трех усеченных конусов с углами наклона образующих, уменьшающимися по длине соответственно: $\theta_1 = 20,3^\circ$, $\theta_2 = 13,6^\circ$ и $\theta_3 = 4,8^\circ$, и имеет относительное затупление, равное 0,08 от диаметра корпуса. Удлинение корпуса $L/d = 25$. Длина конфигурации $L \sim 1$ м и практически соответствует максимально возможной для трубы Т-313 ИТПМ СО РАН. Суммарная площадь переднего оперения $\sim 0,13$ м², стабилизаторов $\sim 0,42$ м².

Численные расчеты обтекания проводились методом установления на основе решения уравнений Навье–Стокса и модели турбулентности SST $k-\omega$. Использовались неявные схемы 2-го порядка точности по времени и пространству с методом расщепления конвективных потоков Roe-FDS (Roe Flue-Difference Splitting Scheme). На входных границах расчетной области задавались параметры невозмущенного набегающего потока, на выходных границах — статическое давление и температура торможения, соответствующие параметрам невозмущенного набегающего потока. Общее число узлов расчетной сетки составляло порядка $5 \cdot 10^6$. Расчеты выполнялись при числах Маха $M = 2,5, 4$ и 5 и углах атаки $\alpha = -10, -4, 0, 4, 10^\circ$ для параметров набегающего потока, соответствующих

условиям в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН. Числа Рейнольдса $Re \sim 26 \cdot 10^6, \sim 48 \cdot 10^6, \sim 25 \cdot 10^6$ 1/м при $M = 2,5, 4$ и 5 соответственно.

Для оценок влияния пилона были проведены расчеты как «изолированной» модели (без пилона), так и модели с установленным пилоном со стреловидностью по передней и задней кромкам $\chi = 27^\circ$. Пилон имел трапецевидный

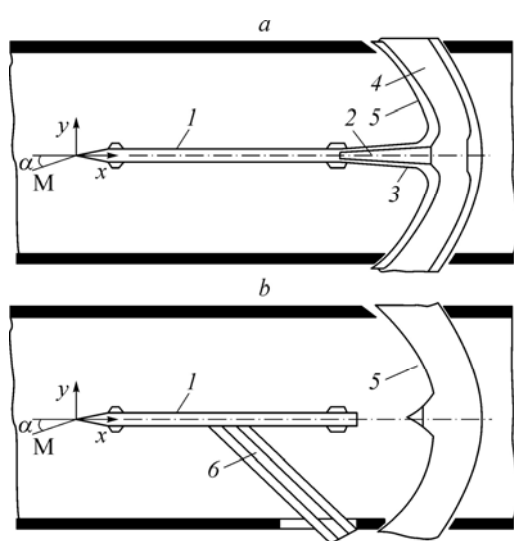


Рис. 1. Схемы крепления модели в рабочей части трубы на донной державке (а) и на боковом пилоне (б).

1 — модель, 2 — донная державка, 3 — обтекатель державки, 4 — сабля весов, 5 — обтекатель сабли весов, 6 — обтекатель бокового пилона.

Рис. 2. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных.
1 — C_y , 2 — C_x , 3 — m_z ; светлые символы — эксперимент, темные — численный расчет.

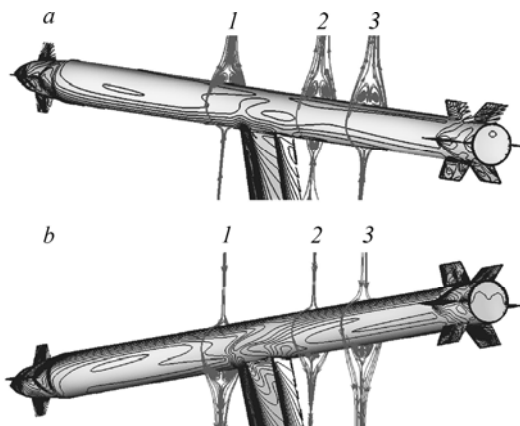
поперечный профиль с относительной толщиной $\bar{c} \sim 0,12$, углами раскрытия 30° и 44° по передней и задней кромкам соответственно и располагался на длине $\sim 0,47L$.

При представлении суммарных аэродинамических сил использовалась скоростная система координат (см. рис. 1). В случае модели с пилоном, при интегрировании действующих сил силы по пилоны не учитывались, т.е. определялись характеристики модели в «присутствии» пилон с учетом его интерференционного влияния. Не учитывалось также донное сопротивление модели в обеих схемах расчета. В принятой системе координат пилон располагался на нижней поверхности корпуса. Следует отметить, что рассматриваемый пилон фактически есть «несиловой» обтекатель пилон экспериментальной модели, который и воздействует на модель.

В качестве примера валидации используемого алгоритма расчета применительно к рассматриваемой задаче было проведено сравнение получаемых численных данных с результатами экспериментальных исследований суммарных аэродинамических характеристик модели. Пример такого сопоставления для модели без пилон (с креплением ее на донной державке) представлен на рис. 2 при числе Маха $M = 2,55$. Аэродинамические коэффициенты C_x , C_y , m_z нормированы на скоростной напор набегающего потока и площадь миделя корпуса, продольный момент определен относительно носка модели и отнесен к ее длине. Видна хорошая качественная и количественная сходимость расчетных и экспериментальных данных.

Структура обтекания модели

Рассмотрим физическую картину интерференции корпуса конфигурации и пилон, что позволит объяснить особенности поведения суммарных аэродинамических характеристик модели в присутствии пилон. Общая картина обтекания конфигурации при $M = 2,5$ представлена на рис. 3, где показаны «следы» линий тока в различных поперечных сечениях $\bar{x} = x/L$. Как и следовало ожидать, при углах атаки $\alpha > 0$ наблюдается отрыв потока и образование парных вихрей на подветренной стороне корпуса (рис. 3а).



Анализ поведения поверхностных линий тока, построенных по распределению напряжений поверхностного трения, показывает наличие соответствующих линий стекания на цилиндрическом участке корпуса, которые можно интерпретировать как линии отрыва потока. Заметим, что в сечении непосредственно за боковым пилоном

Рис. 3. Общая структура обтекания конфигурации при $M = 2,5$.
 $\alpha = 10^\circ$ (а), -10° (б); $\bar{x} = 0,44$ (1), $0,63$ (2), $0,74$ (3).

при $\bar{x} = 0,63$ слабые вихри наблюдаются и на наветренной стороне, что связано с обтеканием сочленения корпус-пилон. Известно, что при обтекании различного рода угловых конфигурации в пограничном слое наблюдается образование вихрей [10]. Поскольку сама конфигурация симметрична относительно продольной оси, то при отрицательных углах атаки ($\alpha < 0$) наблюдается аналогичное вихревое обтекание начальной части корпуса (рис. 3*b*). Однако в этом случае боковой пилон находится в зоне вихрей, что приводит к сложному их взаимодействию. В частности, вихри «пересекают» скачки уплотнения и зоны разрежения, формируемые пилоном, что, естественно, должно приводить к изменению их газодинамических характеристик (рис. 3*b*, сечение $\bar{x} = 0,63$). Наличие пилона изменяет параметры течения за ним и, следовательно, оказывает воздействие не только на корпус конфигурации, но и на ниже расположенные стабилизаторы.

Представленные картины течения не дают возможности заключить, при каком расположении бокового пилона (на наветренной или подветренной стороне конфигурации) можно ожидать меньшее его влияние на суммарные аэродинамические характеристики конфигурации. Объяснение может быть получено при рассмотрении полей течения, распределения давления и несущих свойств поперечных сечении в окрестности пилона. На рис. 4*a* показано распределение линий равных давления (изобар) на корпусе (уровни давления представлены в паскалях) при $M = 2,5$ и $\alpha = 0$, на рис. 4*b* приведено распределение относительного избыточного давления $\bar{\Delta p} = (p - p_\infty)/p_\infty$ в разных поперечных сечениях корпуса, где p_∞ — давление в набегающем потоке, $\bar{y} = y/r$, r — радиус корпуса. При обтекании под нулевым углом атаки на формирование распределения давления на поверхности модели в окрестности пилона оказывают влияние два момента. Во-первых, ударная волна от передних кромок пилона дифрагирует на поверхности модели (огibtает ее), и это сопровождается повышением давления как вблизи носка пилона, так и на противоположной от пилона поверхности корпуса, что наглядно видно на рис. 4*b* (кривая 2). Во-вторых, расширение потока на ребрах профиля пилона приводит к образованию области пониженного давления, что сопровождается снижением статического давления на примыкающей части поверхности модели. Это также демонстрируется распределением давления в характерных сечениях по длине тела (рис. 4*b*, кривые 3 и 4 при $\bar{y} < 0$). В целом анализ кривых распределения давления показывает, что на верхней стороне

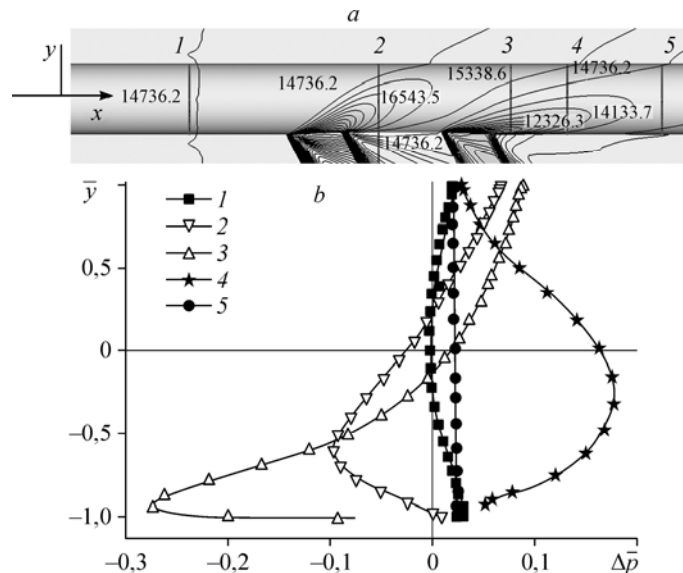


Рис. 4. Картина обтекания и распределение давления по поверхности при $\alpha = 0$.
 $x = 0,42$ (1), $0,53$ (2), $0,6$ (3), $0,63$ (4), $0,68$ (5).

корпуса (при $\bar{y} > 0$) наблюдается повышение давления по сравнению с давлением перед пилоном (кривая 1). На нижней стороне (при $\bar{y} < 0$) за пилоном, наоборот, имеют место отрицательные значения избыточного давления (кривые 3 и 4). Оба указанных фактора действуют в одном направлении, следовательно, при обтекании модели под углом атаки $\alpha = 0$ повышенное давление на противоположной от пилон поверхности модели и пониженное на примыкающей поверхности модели может приводить к появлению отрицательной подъемной силы. Этот факт будет продемонстрирован ниже, при анализе суммарных аэродинамических характеристик.

Анализ распределения давления при углах атаки $\alpha > 0$ показал, что наблюдается расширение области влияния пилон (рис. 5). В частности, значения $\Delta\bar{p}$ в рассмотренных крайних сечениях перед пилоном и за ним (кривые 1 и 5 на рис. 5b) заметно разнятся в отличие от случая $\alpha = 0$. В области нижних образующих корпуса на наветренной стороне конфигурации ($\bar{y} \sim -1$) имеют место положительные значения $\Delta\bar{p}$ во всех рассмотренных поперечных сечениях, т.е. здесь создается положительная подъемная сила. Однако при передвижении вверх к горизонтальной плоскости симметрии корпуса величина $\Delta\bar{p}$ приобретает отрицательное значение, причем абсолютные значения могут быть как больше (кривая 3), так и меньше (кривые 2 и 5) относительно давления в сечении перед пилоном (кривая 1). То есть, на наветренной стороне корпуса имеются локальные области, способствующие как повышению, так и понижению несущих свойств. Поэтому сделать однозначное заключение о возможном влиянии пилон на несущие свойства корпуса в данном случае нельзя. В то же время на большей части подветренной стороны конфигурации ($\bar{y} > 0$) практически во всех сечениях (кривые 2, 4, и 5) абсолютные значения $\Delta\bar{p}$ меньше по сравнению с их величинами перед пилоном (кривая 1). Это должно приводить к уменьшению несущих свойств рассматриваемой части корпуса конфигурации.

Картина течения в области пилон и распределение давления в поперечных сечениях корпуса при $M = 2,5$ и отрицательном угле атаки $\alpha = -10^\circ$ представлены на рис. 6. В этом случае пилон находится на подветренной стороне конфигурации. Можно заметить

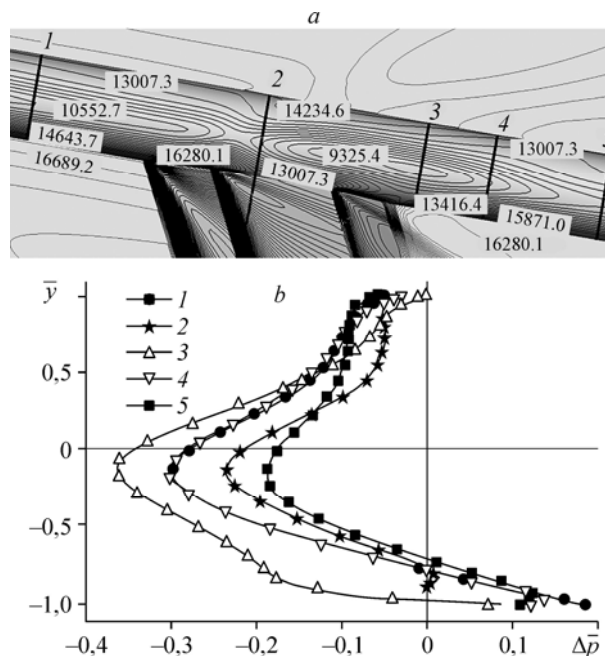


Рис. 5. Картина обтекания и распределение давления по поверхности при $\alpha = 10^\circ$.
Обозначение см. на рис. 4.

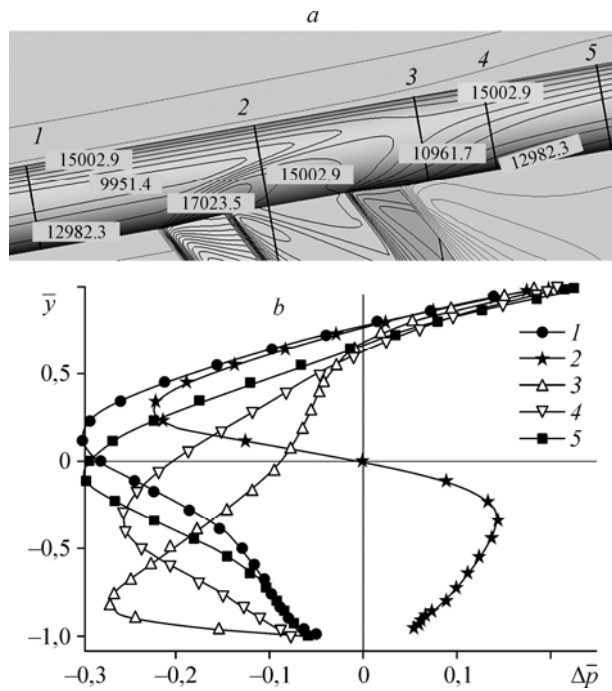


Рис. 6. Картина обтекания и распределение давления по поверхности при $\alpha = -10^\circ$.
Обозначение см. на рис. 4.

некоторое уменьшение зоны влияния пилона по близости распределения давления в крайних рассмотренных сечениях (кривые 1 и 5). В области верхних образующих корпуса конфигурации ($y \sim 1$) имеют место положительные значения Δp во всех рассмотренных поперечных сечениях, т.е. здесь создается отрицательная подъемная сила. При перемещении вниз к горизонтальной плоскости симметрии корпуса величины Δp приобретают отрицательные значения, их абсолютные значения меньше, чем в сечении перед пилоном (кривая 1). Это должно приводить к некоторому увеличению отрицательной подъемной силы наветренной части корпуса. На нижней (подветренной) части корпуса ($y < 0$) вследствие возмущений от носка пилона возможно появление локальных зон с положительными величинами Δp (см. кривую 2), способствующих уменьшению отрицательной подъемной силы. В то же время в области $y \rightarrow -1$ в сечениях за пилоном имеют место более низкие значения Δp (кривые 3, 4 и 5) по сравнению с сечением перед пилоном (кривая 1), что, наоборот, будет приводить к увеличению отрицательной подъемной силы.

Представление о влиянии пилона дают также данные по распределению давления вдоль образующих на поверхности корпуса, приводимые на рис. 7. Здесь боковая образующая соответствует $y = 0, z = r$, верхняя — $y = 1, z = 0$. Как и следовало ожидать, более существенные изменения Δp в зоне влияния пилона имеют место на боковой образующей, на верхней образующей эти изменения значительно меньше. О возможной протяженности зоны воздействия пилона можно судить по восстановлению уровней давления на некотором удалении за пилоном к уровню давления в сечениях перед пилоном.

Численные данные по распределению давления на корпусе получены также при числе Маха набегающего потока $M = 5$. На рис. 8 приведены данные для угла атаки $\alpha = 10^\circ$, которые показывают, что с увеличением скорости потока влияние пилона должно уменьшаться как вследствие уменьшения зоны взаимодействия (см. кривые 1 и 5), так и вследствие близких по характеру и величине распределений давления в различных поперечных сечениях корпуса.

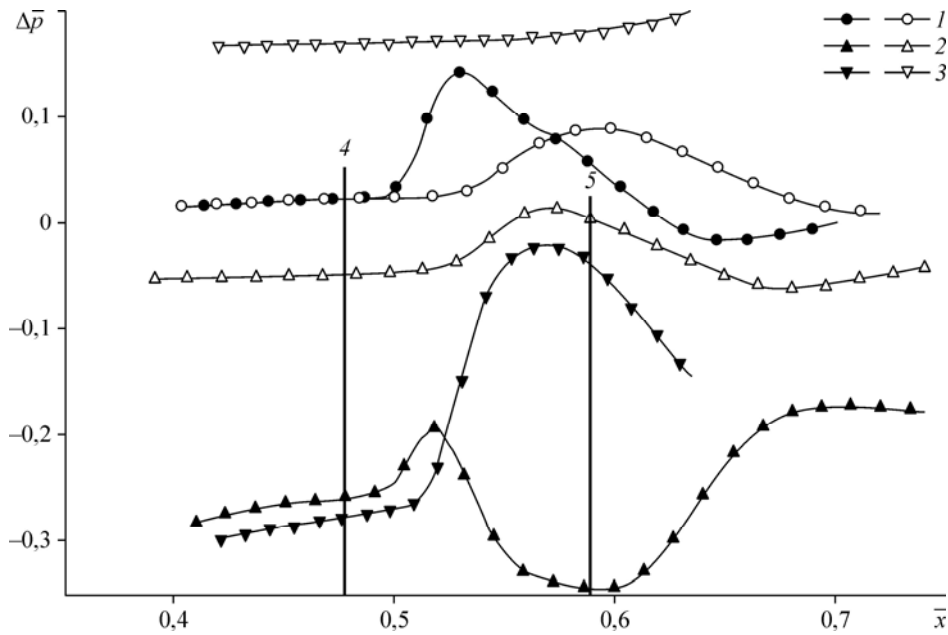


Рис. 7. Распределение давления по длине корпуса.
 $\alpha = 0$ (1), 10° (2), -10° (3), 4 — начало пилона, 5 — конец пилона;
 темные символы — боковая образующая, светлые — верхняя.

Интегрирование распределения давления по образующей всего сечения позволяют наглядно продемонстрировать влияние пилона на оценки несущих свойств каждого рассматриваемого поперечного сечения $C_{y, \text{сеч}}$. Такие оценки получены при числе Маха набегающего потока $M = 2,5$ для углов атаки $\alpha = 0, 10^\circ, -10^\circ$, они представлены на рис. 9, где также отмечено положение пилона. Значения $C_{y, \text{сеч}}$ следует сравнивать с соответствующими данными, полученными при $\bar{x} = 0,42$, т.е. с величинами для сечения в «невозмущенном» пилоном потоке, что позволяет оценивать возможное изменение несущих свойств корпуса в целом. В частности, видно, что при $\alpha = 0$ лишь в сечении непосредственно за началом пилона $\bar{x} = 0,53$ имеет место положительная подъемная сила, в остальных она является отрицательной. В конечном рассмотренном сечении при $\bar{x} = 0,68$ несущие свойства сечения корпуса практически восстанавливаются и их значения близки к величинам при $\bar{x} = 0,42$. Таким образом, можно заключить, что в целом при $\alpha = 0$ на корпусе конфигурации в присутствии пилона реализуется отрицательная

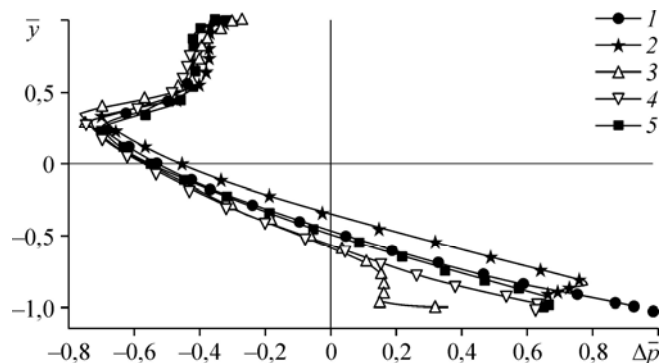


Рис. 8. Распределение давления по поверхности при $M = 5$ и $\alpha = 10^\circ$.
 Обозначение см. на рис. 4.

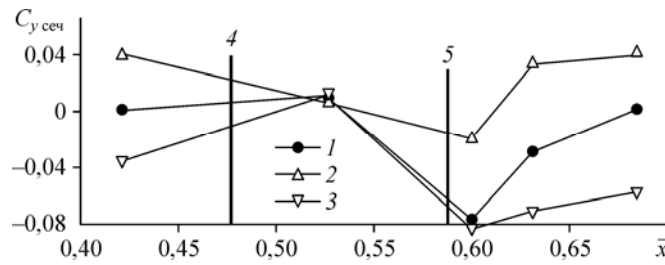


Рис. 9. Несущие свойства сечений в области пилона при $M = 2,5$ и различных углах атаки. $\alpha = 0^\circ$ (1), 10° (2), -10° (3), 4 — начало пилона, 5 — конец пилона.

подъемная сила.

Как следует из рис. 9, при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ в поперечных сечениях в области расположения пилона наблюдается уменьшение их несущих свойств, имеют место даже отрицательные значения $C_{y\text{ сеч}}$. Восстановление несущих свойств сечений происходит при $\bar{x} \sim 0,68$. То есть, следует ожидать уменьшения подъемной силы корпуса при наличии пилона при $\alpha = 10^\circ$ по сравнению с конфигурацией без пилона. При угле атаки $\alpha = -10^\circ$, наоборот, в области пилона наблюдается уменьшение отрицательных значений и появление положительных величин $C_{y\text{ сеч}}$. Это должно способствовать уменьшению отрицательной подъемной силы корпуса в целом, т.е. приводить к некоторому росту подъемной силы.

Суммарные аэродинамические характеристики

Наличие пилона приводит к изменению обтекания как корпуса (что было рассмотрено ранее), так расположенных ниже по потоку стабилизаторов. Естественно, что в связи с этим изменятся и суммарные аэродинамические характеристики указанных элементов и конфигурации в целом. На рис. 10 приводится пример сопоставления коэффициентов сопротивления C_x и подъемной силы C_y отдельно корпуса и стабилизаторов для модели без пилона и в присутствии пилона при числе Маха $M = 2,5$. Расчеты показывают, что при нулевом угле атаки для модели в присутствии пилона имеют место небольшие отрицательные значения подъемной силы для корпуса ($C_{yк} = -0,0603$) и стабилизаторов ($C_{yст} = -0,0245$). При этом изменения в сопротивлении модели в присутствии пилона не превышают одного процента как для корпуса, так и для стабилизаторов. Заметим, что вследствие симметрии модели без пилона относительно продольной оси имеем $C_{yк} = C_{yст} = 0$. В целом наличие пилона приводит к некоторому уменьшению абсолютных значений аэродинамических коэффициентов рассматриваемых элементов конфигурации, причем это уменьшение более существенно при положительных углах атаки, т.е. когда пилон находится на наветренной стороне.

Аналогичный характер поведения аэродинамических характеристик имеет место и для конфигурации в целом, т.е. наблюдается уменьшение абсолютных значений аэроди-

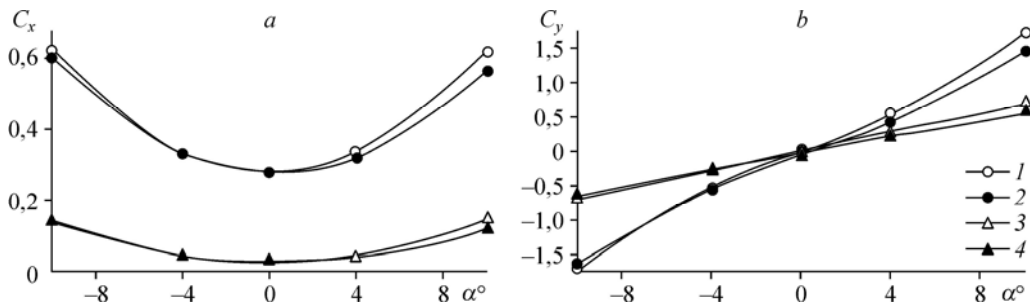


Рис. 10. Аэродинамические характеристики корпуса и стабилизаторов.

1, 2 — корпус модели, 3, 4 — стабилизаторы;
светлые символы — модель без пилона, темные — модель с пилоном.

Рис. 11. Суммарный коэффициент сопротивления конфигурации.

$M = 2,5$ (1), 5 (2); светлые символы — модель без пилона, темные — модель с пилоном.

наимических коэффициентов конфигурации, что изначально не являлось очевидным. Это уменьшение более заметно в случае расположения пилона на наветренной стороне. Заметим, что отмеченные выше эффекты влияния пилона суммируются и приобретают более существенное значение для конфигурации в целом. Например, коэффициент подъемной силы при нулевом угле атаки $C_y = -0,0848$ и $-0,0192$ при $M = 2,5$ и 5 соответственно. В качестве примера на рис. 11 показаны зависимости суммарного коэффициента сопротивления C_x для чисел Маха $M = 2,5$ и 5. Уменьшение коэффициента сопротивления в присутствии пилона при $M = 2,5$ составляет ~ 1 и $\sim 11\%$ для углов атаки α равных 0 и 10° соответственно, и при $M = 5$ — $\sim 0,5$ и $\sim 7\%$.

Влияние пилона на суммарные аэродинамические характеристики определим как разность соответствующих характеристик модели в присутствии пилона и модели без пилона. Полученные значения приращений аэродинамических коэффициентов сопротивления ΔC_x и подъемной силы ΔC_y , нормированные на модуль значения для изолированной модели и выраженные в процентах, приведены на рис. 12. Здесь $\Delta C_x = (C_{xp} - C_x)/C_x$, $\Delta C_y = (C_{yp} - C_y)/C_y$, где C_{xp} , C_{yp} — аэродинамические коэффициенты сопротивления и подъемной силы модели в присутствии пилона, и соответственно C_x , C_y — для модели без пилона. Положительные значения означают увеличение соответствующего коэффициента, отрицательные — уменьшение. Заметим, что зависимости $\Delta C_y = f(\alpha)$ при $\alpha = 0$ имеют особенность, поскольку здесь $\Delta C_y \rightarrow -\infty$ вследствие симметрии модели и равенства $C_y = 0$ для модели без пилона.

Представленные на рис. 12 данные дают возможность количественно оценить относительное влияние пилона. Так, для рассмотренных углов атаки максимальное влияние пилона на подъемную силу имеет место в области $\alpha \sim 0$. Находит отражение и отмеченный выше факт, что несущие свойства и сопротивление конфигурации в присутствии пилона уменьшаются. С увеличением числа Маха набегающего потока и угла атаки влияние пилона на несущие свойства становится менее существенным. Так, при $\alpha = 4^\circ$ и $M = 2,5$ величина C_y уменьшается на $\sim 22\%$, при $M = 5$ — на $\sim 11\%$. При этом более существенное влияние на сопротивление и на несущие свойства модели пилон оказывает при положительных углах атаки. Отметим также «разнонаправленное» влияние пилона на несущие

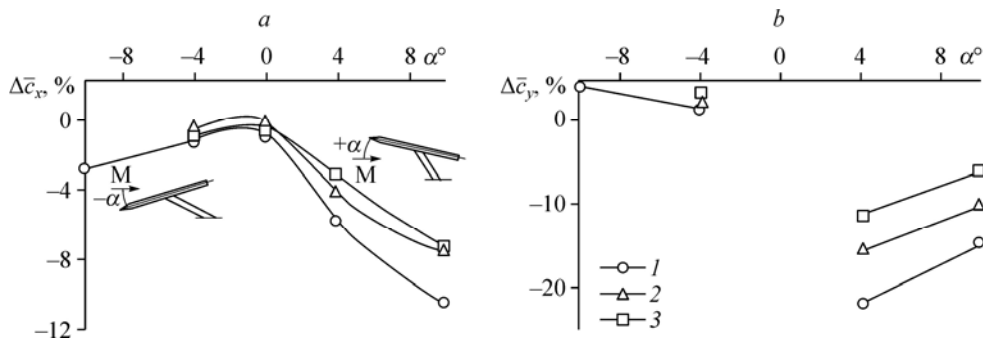


Рис. 12. Приращения коэффициентов сопротивления и подъемной силы вследствие влияния пилона. $M = 2,5$ (1), 4 (2), 5 (3).

свойства, а именно: при $\alpha > 0$ величина C_y уменьшается, при $\alpha < 0$ — увеличивается.

Полученные численные данные позволяют сделать существенный для практики вывод относительно возможного расположения бокового пилона, минимизирующего его воздействие, а именно: при испытаниях пилон должен находиться на подветренной стороне конфигурации. В этом случае наблюдается также более слабое влияние изменения как числа Маха набегающего потока, так и угла атаки модели.

Заключение

Проведено численное моделирование возможного влияния бокового пилона на аэродинамические характеристики модели при креплении её в рабочей части трубы. Анализ полученных данных в рассмотренном диапазоне чисел Маха $M = 2,5-5$ и углов атаки $-10^\circ \leq \alpha < 10^\circ$ позволяет сделать следующие заключения:

— наличие пилона приводит к уменьшению подъемной силы при положительных и ее увеличению при отрицательных углах атаки по сравнению с моделью без пилона; при нулевом угле атаки наблюдается отрицательная подъемная сила на модели в присутствии пилона;

— с увеличением углов атаки и чисел Маха набегающего потока влияние пилона на несущие свойства конфигурации уменьшается. Например, уменьшение подъемной силы при $\alpha = 4^\circ$ и $M = 2,5$ составляет $\sim 22\%$, при $M = 5$ — $\sim 11\%$;

— наличие пилона приводит к уменьшению коэффициента сопротивления (более заметному при расположении пилона на наветренной стороне); с увеличением чисел Маха набегающего потока влияние пилона на сопротивление уменьшается;

— более существенное влияние пилона как на сопротивление, так и на подъемную силу имеет место, когда он находится на наветренной стороне конфигурации, меньшее — при его расположении на подветренной стороне. Следовательно, при испытаниях моделей в аэродинамической трубе желательно, чтобы пилон находился на подветренной стороне конфигурации.

Список литературы

1. **Магнитная** подвеска моделей в аэродинамических трубах / сост. Л.Б. Беляев, П.М. Ширманов // *Обзоры ЦАГИ*. 1979. № 557. 58 с.
2. **Моделирование** ВРД при исследованиях летательных аппаратов в аэродинамических трубах / сост. В.Т. Жданов, П.И. Курилкина // *Обзоры ЦАГИ*. 1972. № 395. 77 с.
3. **Методика** аэродинамического эксперимента при транзвуковых скоростях. Часть II. Техника и методика испытаний моделей с имитацией струй реактивных двигателей / сост. В.Н. Клеев и др. // *Обзоры ЦАГИ*. 1983. № 622. 77 с.
4. **Dietz W.E., Altstatt M.C.** Experimental investigation of support interference on an ogive cylinder at high incidence // *AIAA Paper*. 1978. P. 78–165.
5. **Ericsson L.E., Reding J.P.** Review of support interference in dynamic test // *AIAA J.* 1983. Vol. 21. No 12. P. 1652–1666.
6. **Зуенко В.С., Локотко А.В., Рафаэлянц А.А.** Методика весовых испытаний на килевой державке // Сб. докл. III Всесоюз. школы по методам аэрофизических исследований, Новосибирск, июль, 1982. С. 36–39.
7. **Bikshapathi M., Gopinath N., Venugopal B.** Effect of wind tunnel support systems on the aerodynamic characteristics of a fighter aircraft configuration // *Proc. of 6th Symp. on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicles*. 21–23 November 2013, India. P. 25–29.
8. **Локотко А.В.** Повышение точности весовых аэродинамических испытаний при учете погрешностей от обдува державки // *Теплофизика и аэромеханика*. 1994. Т. 1, № 4. С. 373–377.
9. **Lokotko A.V.** Implementation of the “doubling” method in aerodynamic experiment with suspension of the ducted models to the side pylon // *Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research*. June 30–July 6 2014, Novosibirsk, Russia. Abstracts, Part II. P. 128–129.
10. **Корнилов В.И.** Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. Новосибирск: Изд. СО РАН, 2013. 430 с.

*Статья поступила в редакцию 11 декабря 2014 г.,
после доработки — 28 апреля 2015 г.*