

## К ВОПРОСУ ПОВЫШЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ КОРПУСОВ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

*С.А. Таковицкий, Д.С. Иванюшкин*

## TO A PROBLEM OF A STABILITY IMPROVEMENT OF AXISYMMETRIC BODIES IN THE RANGE OF SUPERSONIC SPEEDS

*S.A. Takovitskii, D.S. Ivanyushkin*

Рассмотрена задача повышения устойчивости осесимметричных корпусов при сверхзвуковых скоростях обтекания. Для улучшения моментных характеристик использовались отклоняемая носовая часть и стабилизирующее устройство, выполненное в виде четырех отклоняемых щитков. Исследования проведены в диапазоне чисел Маха  $M = 3 \dots 10$  и углов атаки  $\alpha = 1 \dots 30^\circ$ . Показана возможность улучшения моментных характеристик корпуса. Рассмотрены особенности влияния отклонения носовой части и щитков на аэродинамические характеристики корпуса.

*Ключевые слова:* моментные характеристики, устойчивость, центр давления, стабилизирующие щитки.

The stability improvement problem of axisymmetric bodies at the range of supersonic speeds is considered. For improving moment characteristics the deflected nose and four movable flaps were used. Researches were conducted in the range of Mach numbers  $M = 3 \dots 10$  and angles of attack  $\alpha = 1 \dots 30^\circ$ . The improving capability of the moment characteristics of the body is achieved. Special feature of interference of the deflected nose and movable flaps to aerodynamic characteristics were considered.

*Keywords:* moment characteristics, stability, center of pressure, movable flaps.

Задача улучшения устойчивости летательных аппаратов была и остается одной из наиболее актуальных в сверхзвуковой аэродинамике. В настоящей работе показаны возможные варианты решения данной проблемы для осесимметричных тел. Наиболее распространенным методом стабилизации является применение стабилизирующих поверхностей крыльевого вида [1, 2], их эффективность зависит от площади, геометрических параметров (удлинение, стреловидность, сужение) и формы профиля. Однако с ростом числа Маха эффективность таких стабилизирующих устройств снижается и может быть недостаточной. В таких случаях для повышения устойчивости корпуса его хвостовую часть делают в виде усеченного конуса (юбки), который выполняет роль аэродинамического стабилизатора [3, 4]. Основным достоинством стабилизаторов, выполненных в виде юбки, является то, что изменение скорости полета практически не отражается на их эффективности. Но конические стабилизаторы имеют один существенный недостаток, он заключается в том, что при некоторых условиях наличие расширяющейся хвостовой части может привести к возникновению срыва потока в области перехода цилиндрической части в коническую. В частности, это касается стабилизирующих юбок с большими углами раствора конуса [5].

Рассмотренное в данной работе стабилизирующее устройство, выполненное в виде четырех отклоняемых щитков, является следующим этапом развития конических хвостовых стабилизаторов. Основная особенность данного устройства в том, что имеется возможность изменять угол отклонения щитков.

Выполнено сопоставление эффективности двух методов стабилизации: отклоняемой по потоку носовой части и отклоняемых стабилизирующих щитков. В рамках численного моделирования проведено исследование влияния данных методов стабилизации на аэродинамические харак-

## Расчет и конструирование

теристики корпуса. Расчетные исследования проведены в диапазоне чисел Маха  $M = 3 \dots 10$  и углов атаки  $\alpha = 1 \dots 30^\circ$ .

**Описание модели и расчетной сетки.** Корпус выполнен в виде тела вращения удлинения  $\lambda = 5$  и состоит из конической носовой части, центральной части и стабилизирующей юбки, на которой установлены четыре отклоняемых щитка. Носовая часть имеет удлинение  $\lambda = 2$ , выполнена в виде конуса со сферическим затуплением. Отклонение носовой части осуществляется по принципу флюгера, т. е. угол отклонения носовой части равен углу атаки. Хвостовая часть представляет собой усеченный конус, на котором расположены четыре стабилизирующих щитка, отклоняющиеся на угол  $\Delta = 15^\circ$  и  $30^\circ$  относительно поверхности корпуса. Стабилизирующие щитки сориентированы по схеме «X». Рассмотрены два варианта щитков. В первом случае площадь отклоняемых щитков составляла 100 % от площади поверхности стабилизирующей юбки, во втором – 60 %. Общий вид моделей с отклоняемой носовой частью и стабилизирующими щитками представлен на рис. 1.

Расчетные исследования по определению аэродинамических характеристик корпуса проведены методом установления по времени, в рамках модели Эйлера, с учетом сопротивления поверхностного трения. Сопротивление поверхностного трения вычислено для условий, соответствующих полету на высоте 30 км. Расчет продольной силы осуществлялся без учета донного сопротивления.

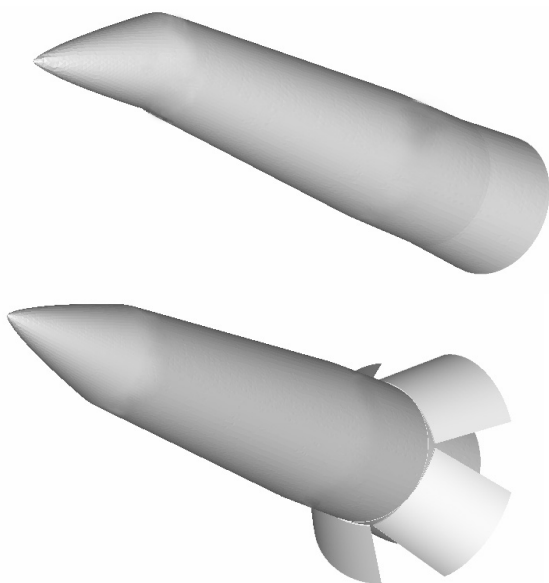


Рис. 1. Корпус с отклоняемой носовой частью и стабилизирующими щитками

Расчетная область представляла собой куб, каждая сторона которого в три раза превышала длину корпуса. Небольшой размер расчетной области объясняется тем, что на сверхзвуковых скоростях, возмущения распространяются вниз по потоку, а скачок уплотнения сильно прижимается к телу. На границах куба моделировалась бесконечная расчетная область и задавались условия набегающего потока. Создание расчетной сетки осуществлялось в два этапа, сначала генерировалась неструктурированная поверхностная треугольная сетка, затем на ее основе между границами расчетной области и поверхностью тела создавалась объемная неструктурированная прямоугольная сетка. Размер сетки приблизительно составлял 700 000 узлов. К поверхности корпуса производилось специальное сгущение и прижатие ячеек, минимальный размер ячейки составил  $0,004L_{\text{корп}}$ . Особо сложным являлось формирование сетки

вокруг отклоненных щитков. Так как при отклонении между щитком и корпусом образуется довольно узкая щель, то для ее точного описания необходимо значительное уменьшение размера ячейки, что приводит к существенному увеличению времени расчета и повышает требования к машинным ресурсам. Поэтому для увеличения скорости расчета протекание воздуха сквозь щель между щитком и корпусом моделируется лишь в тех местах, где размер щели превышал минимальный размер ячейки. Такой подход существенно уменьшает время расчета и незначительно влияет на точность результатов.

Для достижения сходимости и получения установившегося стационарного решения требовалось осуществить в среднем от 500 до 800 итераций.

Численные исследования аэродинамических характеристик корпуса проведены для углов атаки  $\alpha = 1, 5, 15, 30^\circ$  при числах Маха  $M = 3; 6,5; 10$ . За характерные размеры принимались длина корпуса  $L$  и площадь основания стабилизирующей юбки  $S$ . Момент тангажа рассчитывался относительно центра масс, расположенного на расстоянии  $x_{\text{ц.м.}} = 0,4L$  от вершины носовой части корпуса. Исследования проведены для следующих случаев: без отклонения щитков и носовой части, с отклонением щитков на угол  $\Delta = 15^\circ$  и  $\Delta = 30^\circ$  без отклонения носовой части и с отклонением носовой части на угол, равный углу атаки без отклонения щитков.

**Результаты исследований.** Анализ результатов показал, что отклоняемая носовая часть и щитки существенным образом влияют на аэродинамические характеристики корпуса. На рис. 2–5 представлены зависимости аэродинамических характеристик (коэффициент продольной силы, коэффициент нормальной силы, положение центра давления) корпуса в зависимости от угла атаки и зависимость аэродинамического качества корпуса от подъемной силы для числа Маха  $M = 3$ .

При отклонении щитков происходит значительное увеличение продольной силы, наибольшие значения коэффициента сопротивления достигаются при отклонении щитков на угол  $\Delta = 30^\circ$ . При числе Маха  $M = 3$  с ростом угла атаки значение коэффициента волнового сопротивления немного уменьшается. При этом наибольшее снижение сопротивления наблюдается при максимальном отклонении щитков. Анализ распределения продольной силы по элементам корпуса показал, что уменьшение сопротивления с ростом угла атаки для компоновки со щитками обусловлено тем, что щитки, находящиеся на наветренной стороне, попадают в след разряжения от корпуса, а их угол атаки к набегающему потоку уменьшается. При этом снижение сопротивления с увеличением угла атаки на щитках, находящихся на наветренной стороне корпуса, происходит более интенсивно, чем рост сопротивления на корпусе и на щитках на подветренной стороне модели.

В случае компоновки с отклоняемой носовой частью происходит незначительное снижение сопротивления во всем диапазоне углов атаки (рис. 2).

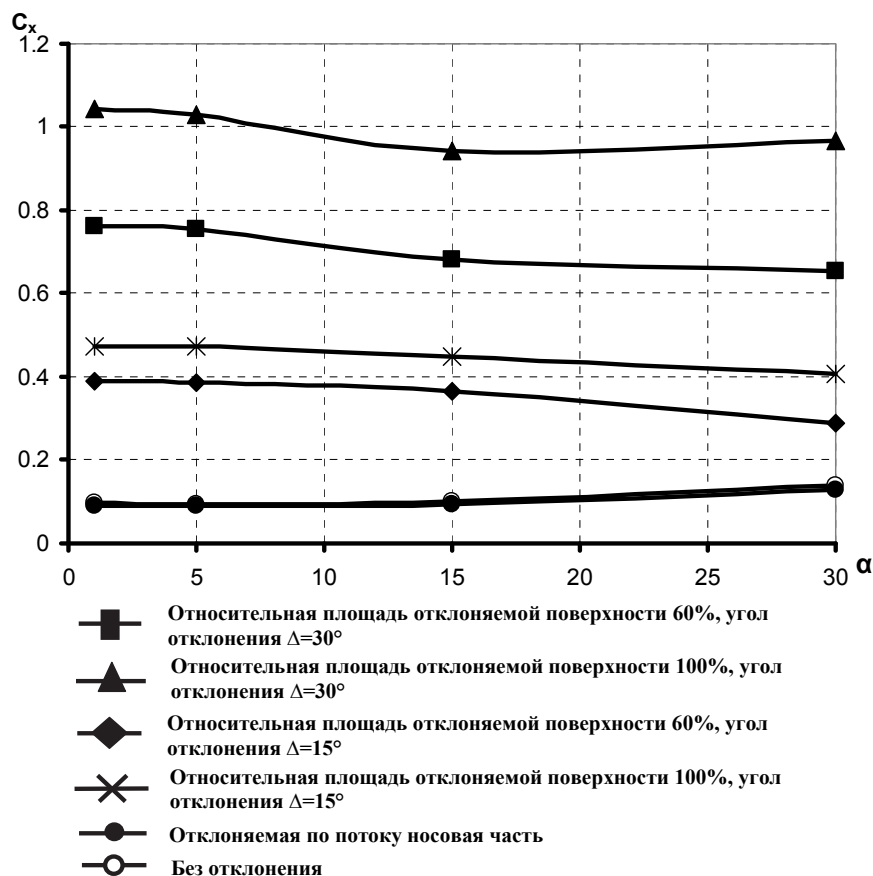


Рис. 2. Зависимость коэффициента продольной силы от угла атаки

На рис. 3 представлены зависимости нормальной силы от угла атаки. Несущие свойства корпуса усиливаются с увеличением относительной площади и угла отклонения стабилизирующих щитков. Дополнительная подъемная сила сосредоточена в кормовой части, что оказывает существенное влияние на моментные характеристики. Отклонение носовой части приводит к снижению подъемной силы в передней части корпуса, что также оказывает положительное влияние на устойчивость.

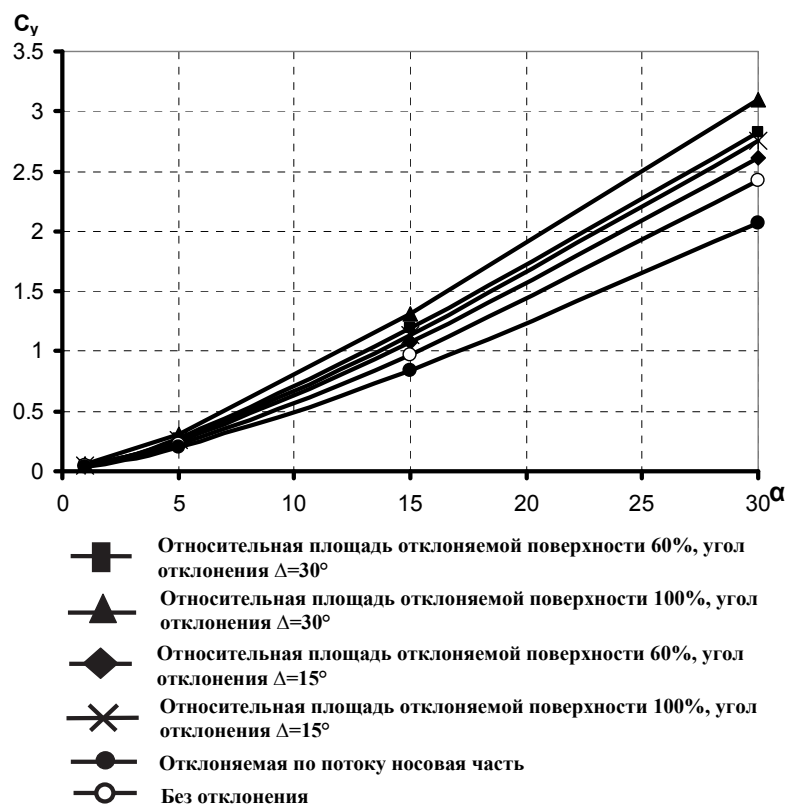


Рис. 3. Зависимость коэффициента нормальной силы от угла атаки

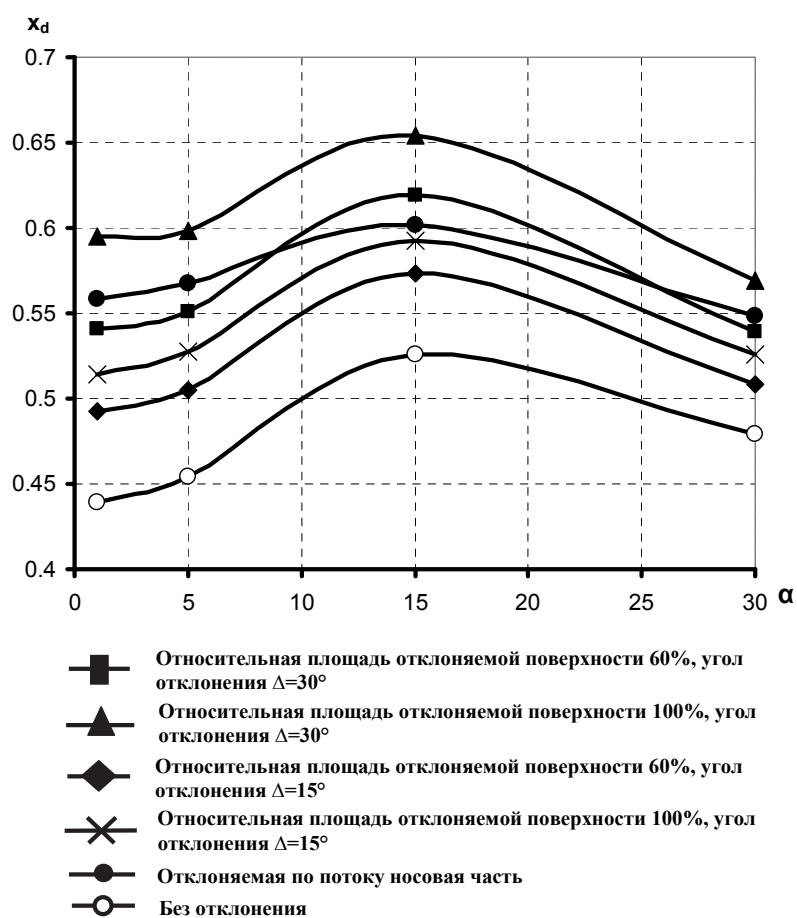


Рис. 4. Зависимость положения центра давления от угла атаки

Согласуясь с изменением несущих свойств корпуса, устойчивость повышается с ростом площади и угла заклинивания щитков. На рис. 4 представлены зависимости положения центра давления от угла атаки. С увеличением площади и угла отклонения щитков происходит смещение центра давления к кормовой части корпуса. Отклонение носовой части приводит приблизительно к такому же смещению центра давления, как при отклонении щитков относительной площадью  $S_{\text{откл}} = 60\%$  на угол  $\Delta = 30^\circ$ . В целом, для обоих методов стабилизации зависимости положения центра давления имеют схожий характер.

С ростом угла атаки эффективность отклоняемой носовой части и стабилизирующих щитков повышается и достигает своего максимума при  $\alpha = 15^\circ$ . Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к плавному снижению эффективности.

Зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы представлены на рис. 5. Видно, что при отклонении щитков происходит значительное снижение аэродинамического качества. При этом наибольшие потери наблюдаются при отклонении щитков на максимальный угол. Отклонение носовой части приводит к существенно меньшим потерям. Заметное уменьшение аэродинамического качества наблюдается при углах атаки  $\alpha > 15^\circ$  ( $C_{ya} > 0,8$ ).

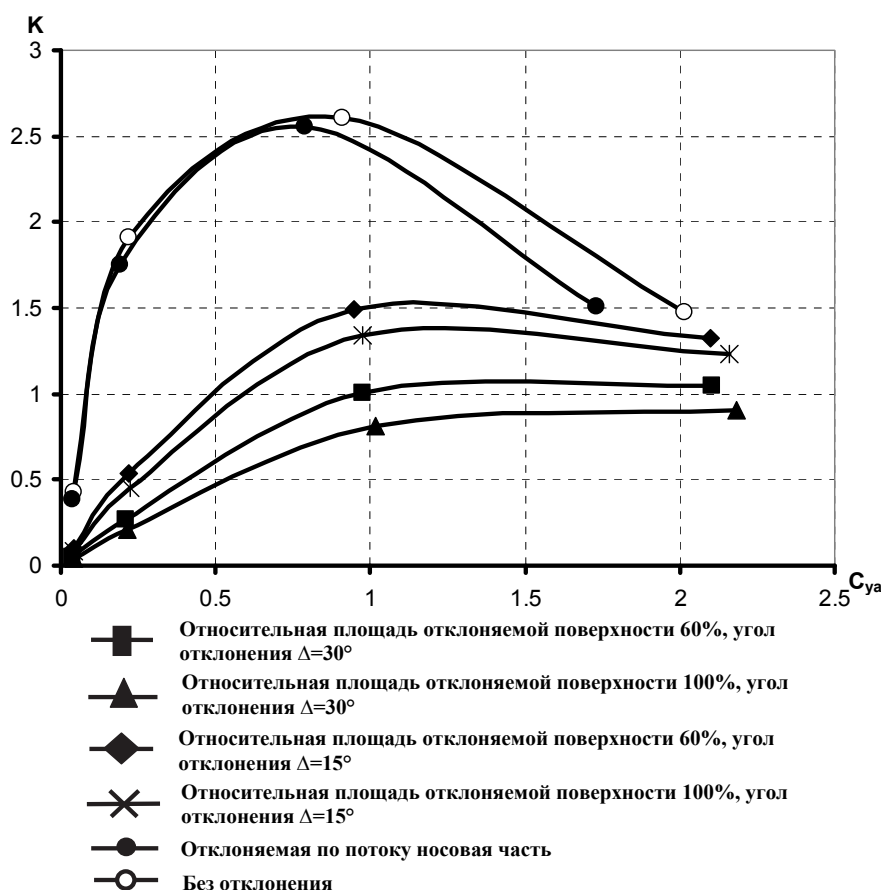


Рис. 5. Зависимость аэродинамического качества от величины подъемной силы

При больших значениях числа Маха (6,5; 10) получены аналогичные результаты. Увеличение числа Маха до  $M = 6,5$  незначительно изменяет характер зависимостей продольной силы – с ростом угла атаки наблюдается небольшой рост сопротивления для всех вариантов компоновок. В частности, для корпуса с отклоняемыми щитками это обусловлено иным распределением сопротивления по элементам из-за увеличения скоростного напора. При этом преимущество по аэродинамическому качеству компоновки с отклоняемой носовой частью сохраняется.

С ростом числа Маха происходит небольшое снижение эффективности отклоняемой носовой части. В результате отклонение носка корпуса приводит к такому же смещению центра давления, как и отклонение щитков относительной площадью  $S_{\text{откл}} = 100\%$ , отклоненных на угол  $\Delta = 15^\circ$ .

**Заключение.** В рамках модели Эйлера проведены численные исследования по повышению устойчивости осесимметричного корпуса в диапазоне чисел Маха  $M = 3 \dots 10$  и углов атаки  $\alpha = 1 \dots 30^\circ$ . Выполнен анализ влияния отклоняемых щитков и носовой части на аэродинамические характеристики корпуса, а также проведено сопоставление эффективности двух методов стабилизации. Показана возможность улучшения моментных характеристик осесимметричного корпуса за счет отклонения носовой части без значительных потерь в аэродинамическом качестве.

**Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 10-01-00208а).**

### *Литература*

1. Петров, К.П. *Аэродинамика ракет* / К.П. Петров. – М.: Машиностроение, 1977.
2. Краснов, Н.Ф. *Управление и стабилизация в аэродинамике* / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой; под ред. Н.Ф. Краснова. – М.: Высш. шк., 1978. – 480 с.
3. Сидняев, Н.И. *Исследование влияния распределения давления по поверхности комбинированных тел при обтекании гиперзвуковым потоком* / Н.И. Сидняев // *Письма в ЖТФ*. – 2006. – Т. 32. – Вып. 13.
4. Сидняев, Н.И. *Исследование аэродинамических характеристик тел вращения с проникаемым наконечником при обтекании гиперзвуковым потоком* / Н.И. Сидняев // *Прикладная механика и техническая физика*. – 2007. – Т. 48, № 2. – С. 19–26.
5. Михайлов, А.Н. *Результаты интерферометрии модели осесимметричного элемента при осесимметричном обтекании и двух значениях числа Маха  $M = 3$  и  $M = 4$*  / А.Н. Михайлов, А.Б. Подласкин, В.А. Ширяев // *Письма в ЖТФ*. – 2001. – Т. 27. – Вып. 3.

*Поступила в редакцию 16 августа 2012 г.*

**Таковицкий Сергей Александрович.** Доктор технических наук, начальник сектора, ЦАГИ. Область научных интересов – аэродинамика, численное моделирование, оптимизация. Тел.: (495) 556-35-94, e-mail: c.a.t@tsagi.ru

**Sergey A. Takovitskii.** Doctor of engineering science, head of research group, TsAGI. Professional interests – aerodynamics, computational modeling, optimization. Tel.: (495) 556-35-94; e-mail: c.a.t@tsagi.ru

**Иванюшкин Дмитрий Сергеевич.** Младший научный сотрудник, ЦАГИ. Область научных интересов – аэродинамика, численное моделирование. Тел.: 8(916)998-39-64; e-mail: ivanushkin-ds@rambler.ru

**Dmitriy S. Ivanushkin.** Junior research assistant TsAGI. Professional interests – aerodynamics, computational modeling. Tel.: 8(903)966-64-38, e-mail: ivanushkin-ds@rambler.ru