

Расчет и конструирование

УДК 629.735.33.015.3:533.695

О МИНИМУМЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КОНИЧЕСКИМ СТАБИЛИЗАТОРОМ

А.Н. Кравцов, Т.Ю. Мельничук, В.Ю. Лунин

ON THE MINIMUM DRAG OF A SUPERSONIC FLYING VEHICLE WITH A CONICAL STABILIZER

A.N. Kravtsov, T.Yu. Melnichuk, V.Yu. Lunin

Проведен анализ особенностей обтекания летательного аппарата с коническим стабилизирующим устройством. Рассматриваются качественные особенности сверхзвукового обтекания, связанные с характеристиками сопротивления аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса. Результаты расчетных исследований сопоставлены с экспериментальными данными. Особое внимание уделено физической стороне вопросов обтекания рассматриваемых конфигураций и выяснению механизмов возникновения минимума у коэффициента сопротивления компоновки летательного аппарата, не имеющего крыльев. Изучен общий для аэродинамических компоновок с хвостовым коническим стабилизатором механизм возникновения минимума сопротивления.

Ключевые слова: сверхзвуковые течения, конический хвостовой стабилизатор (юбка), сферическое затупление, полуугол раствора конуса, минимум сопротивления, лобовое и волновое сопротивление.

The flow characteristics of a flying vehicle with a conical stabilizing device are analyzed. Qualitative features of the supersonic flow associated with the characteristics of the drag of an aerodynamic configuration with a stabilizing device in the form of a truncated cone are considered. Simulation results are compared with experimental data. Particular attention is paid to the physical aspects of the flow around the considered configurations and to elucidating the mechanisms responsible for a minimum in the drag coefficient of a wingless flying vehicle. A general mechanism of occurrence of the minimum in the drag coefficient for aerodynamic configurations with a conical stabilizer is studied.

Keywords: supersonic flows, conical tail stabilizer (flare), spherical blunting, cone semiapex-angle, the minimum drag, frontal and wave drag.

Введение

В практической аэродинамике в качестве стабилизирующих устройств нашли широкое применение стабилизирующие поверхности крыльевого вида и расширяющиеся хвостовые части (конические стабилизаторы). Эффективность крыльевой поверхности с ростом чисел Маха набегающего потока (M_∞) уменьшается и при больших числах M_∞ может стать недостаточной для летательного аппарата (ЛА). Кроме этого, при больших числах Маха набегающего потока ($M_\infty > 8$) крыльевые стабилизаторы подвергаются аэродинамическому нагреву, поэтому требуется тепловая защита их поверхности. В связи с этим на отдельных типах ЛА целесообразно использование конического стабилизатора.

В настоящей работе рассматриваются вопросы, связанные с использованием конического стабилизатора. Проведены расчетные исследования аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующее устройство в виде усеченного конуса (юбки), в системе ЛА, не имеющего крыльев.

1. Постановка задачи и методика расчета

Расчетные исследования сверхзвукового невязкого обтекания конфигурации с хвостовым стабилизирующим устройством в виде усеченного конуса выполнены в рамках системы уравнений Эйлера [1]. Поверхность головной ударной волны выделялась явным образом. Интегрирование уравнений Эйлера осуществлялось при помощи явной конечно-разностной схемы Мак-Кормака. Коэффициент сопротивления трения вычислялся по инженерной методике, с заданием условия перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при значении местного числа Рейнольдса (Re) = 10^6 . Значения коэффициента сопротивления трения подсчитывались с учетом локальных параметров потока (значений местных чисел Маха и местного скоростного напора) на внешней границе пограничного слоя. Результаты расчетных в рамках уравнений Эйлера исследований сопротивления аэродинамических конфигураций с хвостовым коническим стабилизатором не включают донного сопротивления. Численное моделирование вязкого сверхзвукового обтекания рассматриваемых конфигураций проведено в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, включает области ближнего и дальнего вихревого следа и, следовательно, расчет донного сопротивления.

Числа Рейнольдса (Re) в расчетных и экспериментальных исследованиях определялись по параметрам набегающего потока и характерному линейному размеру, равному диаметру донного среза аэродинамической конфигурации. Значение коэффициента сопротивления (C_x) рассматриваемых компоновок ЛА отнесено к скоростному напору набегающего потока и площади миделевого сечения аэродинамической конфигурации. Результаты экспериментальных исследований сопротивления аэродинамических конфигураций с хвостовым коническим стабилизатором получены в аэробаллистической установке и, естественно, содержат донное сопротивление моделей.

2. Анализ результатов расчета

В работе исследуются параметры конического стабилизатора и его влияние на аэродинамические характеристики ЛА в целом. Проведен анализ особенностей обтекания ЛА с коническим стабилизирующим устройством. Представлены продольные и поперечные поля безразмерного статического давления P/P_∞ , пространственные распределения газодинамических параметров в потоке и на поверхности ЛА с хвостовым коническим стабилизатором. Результаты расчетных исследований сопоставлены с экспериментальными данными.

Рассматриваются качественные особенности сверхзвукового обтекания, связанные с характеристиками сопротивления аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса. Особое внимание уделено физической стороне вопросов обтекания рассматриваемых конфигураций и выяснению механизмов возникновения минимума у коэффициента сопротивления компоновки ЛА с коническим стабилизатором.

Систематические экспериментальные исследования моделей затупленных тел вращения с хвостовыми коническими стабилизаторами приведены в монографии [2]. Помимо измерения сопротивления компоновки ЛА, имеющей стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса, в работе [2] по теневым спектрам проводилось исследование полей течения около моделей. В одном из разделов работы [2] представлены экспериментальные исследования сопротивления конфигурации «сфера – цилиндр – юбка». Поскольку выбранная форма ЛА является довольно сложной, то для полного исследования приходилось изменять ряд геометрических параметров, таких как форма лобовой части, отношение диаметра головной части к диаметру миделя модели, угол полураствора конического стабилизатора. Числовые значения геометрических параметров изменялись в таких пределах, чтобы все практически возможные варианты приемлемых форм были подвергнуты исследованию. Таким образом, были получены обширные экспериментальные материалы, которые удалось представить в виде сеток коэффициентов сопротивления в зависимости от ряда геометрических параметров.

Помимо этого фактического материала, который сам по себе представляет большую практическую ценность, были обнаружены некоторые интересные факты, в частности, такой факт, как наличие минимума сопротивления при изменении величины отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя (d/D).

Анализируя полученные результаты, авторы работы [2] делают вывод, что влияние отношения d/D на коэффициент сопротивления (C_x) качественно по-разному проявляется для исследованных моделей. Если для моделей с умеренным полууглом раствора ($\theta = 15^\circ$) конического ста-

Расчет и конструирование

билизатора $C_x = f(d/D)$ представляет собой монотонную функцию, то при $\theta = 35^\circ$ и 50° коэффициент сопротивления имеет минимум.

Результаты расчетных и экспериментальных [2] исследований сопротивления конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» с полууглом раствора хвостового конического стабилизатора $\theta = 35^\circ$ при изменении величины отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя d/D с удлинением цилиндрической части $L/d=1,5$ для чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 7 \div 13$ приведены на рис. 1. Расчеты сверхзвукового невязкого обтекания конфигурации с хвостовым стабилизирующим устройством в виде усеченного конуса выполнены в рамках системы уравнений Эйлера. Значение параметра d/D изменялось от 0 (острый конус с полууглом раствора $\theta = 35^\circ$) до 1 (конфигурация «сфера – цилиндр»). Геометрия рассматриваемой конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» при значениях параметра $d/D = 0; 0,44; 0,8$ и 1 приведена на рис. 1. Следует отметить хорошее согласование результатов численного моделирования с экспериментальными данными [2]. Минимальный коэффициент сопротивления имеет конфигурация «сфера – цилиндр – юбка» при значениях параметра $d/D = 0,44$ (рис. 1).

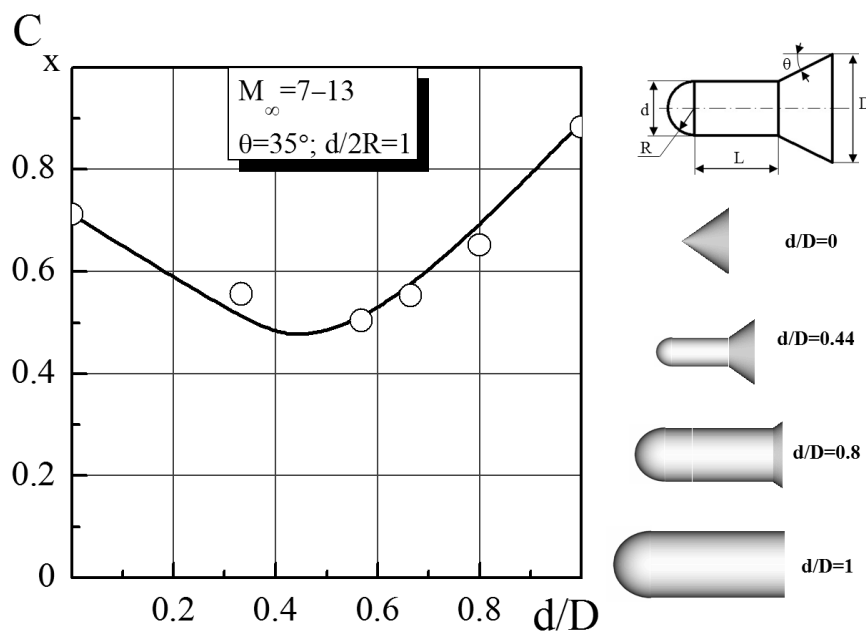


Рис. 1. Результаты расчетных и экспериментальных исследований лобового сопротивления конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» с полууглом раствора хвостового конического стабилизатора $\theta = 35^\circ$ при изменении величины отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя d/D при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 7 \div 13$: — — расчет, $\circ \circ \circ$ – эксперимент [2]

На рис. 2 представлены результаты расчетных и экспериментальных [2] исследований сопротивления конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» с полууглом раствора хвостового конического стабилизатора $\theta = 15^\circ$ при изменении d/D с удлинением цилиндрической части $L/d = 1,5$ для чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 2 \div 13$. Эти результаты относятся как раз к «качественно» иному случаю поведения зависимости коэффициента сопротивления конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» $C_x = f(d/D)$ с умеренным полууглом раствора ($\theta = 15^\circ$), представляющей, по мнению авторов [2], монотонную функцию. Численное моделирование обтекания конфигурации с хвостовым стабилизирующим устройством в виде усеченного конуса проведено при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2 \div 4$ в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, а при $M_\infty = 7 \div 13$ – на основе уравнений Эйлера. Подробные расчетные исследования сопротивления конфигурации «сфера – цилиндр – юбка» с полууглом раствора $\theta = 15^\circ$ позволили установить, что $C_x = f(d/D)$ и в этом случае имеет минимум. В рассматриваемом диапазоне чисел Маха набегающего потока конфигурация «сфера – цилиндр – юбка» с полууглом раствора $\theta = 15^\circ$ имеет минимальный коэффициент сопротивления (рис. 2) при значениях параметра $d/D = 0,1$ ($M_\infty = 2$) и $d/D = 0,28$ ($M_\infty = 7 \div 13$).

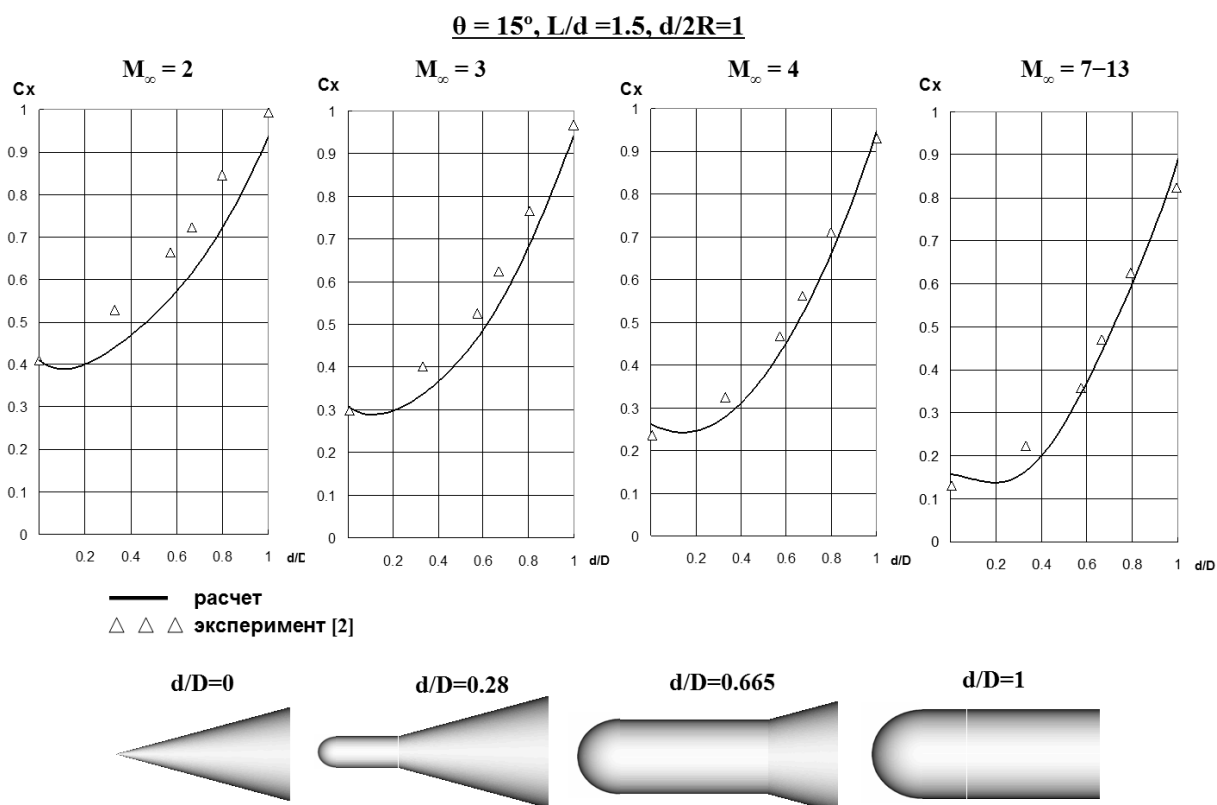


Рис. 2. Минимум сопротивления ЛА с коническим стабилизатором при изменении величины отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя d/D

3. Механизм возникновения минимума сопротивления ЛА с хвостовым коническим стабилизатором

Для выяснения механизма возникновения минимума сопротивления рассматриваемых типов компоновок ЛА были проведены подробные расчетные исследования в рамках системы уравнений Эйлера сопротивления конфигурации «конус – цилиндр – юбка» при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 7 \div 14$ при изменении параметра d/D (рис. 3). При этом значению параметра $d/D = 0$ соответствовал конус с полууглом раствора θ_2 (полуугол раствора хвостового конического стабилизатора), а при $d/D = 1$ – конфигурация «конус – цилиндр» с носовым острым конусом с полууглом раствора θ_1 . Некоторые примеры общего вида рассматриваемой конфигурации при различных значениях полууглов носового конуса (θ_1) и полууглов раствора хвостового конического стабилизатора (θ_2) при значениях параметра $d/D = 0,44; 0,568$ приведены на рис. 3. Результаты численного моделирования и экспериментальные данные [2] зависимости коэффициента лобового сопротивления $C_x = f(d/D)$ рассматриваемой конфигурации «конус – цилиндр – юбка» со значениями полуугла раствора носового конуса $\theta_1 = 15^\circ$ и двумя значениями полуугла раствора хвостового конического стабилизатора $\theta_2 = 24^\circ$ и 35° дают хорошее качественное согласование. Обращает на себя внимание монотонный характер зависимости коэффициента лобового сопротивления C_x при изменении величины отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя d/D обеих ($\theta_1 = 15^\circ, \theta_2 = 24^\circ$ и $\theta_1 = 15^\circ, \theta_2 = 35^\circ$) конфигураций «конус – цилиндр – юбка». Для перехода к случаю появления минимума лобового сопротивления, представляющему особый интерес, для рассматриваемых типов аэродинамических компоновок были проведены расчетные исследования конфигурации «конус – цилиндр – юбка» с равными значениями полуугла раствора носового конуса и хвостового конического стабилизатора $\theta_1 = \theta_2 = 35^\circ$. В диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 7 \div 14$ рассматриваемая конфигурация «конус – цилиндр – юбка» с $\theta_1 = \theta_2 = 35^\circ$ имеет минимальный коэффициент лобового сопротивления при значении параметра $d/D = 0,44$ (рис. 3).

Нарастание коэффициента волнового сопротивления $C_{xв}$ по длине конфигураций «конус – цилиндр – юбка» с различными значениями параметра $d/D = 0, 0,333; 0,44; 0,665$ и 1 приведено

Расчет и конструирование

на рис. 4, а. Для наглядности здесь же показана геометрия рассматриваемых аэродинамических конфигураций при указанных значениях параметра отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя d/D . При значении параметра $d/D = 0$ (в этом случае рассматриваемая конфигурация вырождается в конус с полууглом раствора $\theta = 35^\circ$) нарастание коэффициента волнового сопротивления $C_{xв}$ представляет собой квадратичную зависимость. На носовой части конфигураций «конус – цилиндр – юбка» со значениями параметра $d/D = 0,333; 0,44; 0,665$ и 1 нарастание коэффициента волнового сопротивления $C_{xв}$ происходит по указанной квадратичной зависимости с той только разницей, что для каждой аэродинамической конфигурации (кроме случая $d/D = 1$) длина переднего конуса составляет лишь определенную часть от длины конуса при значении параметра $d/D = 0$.

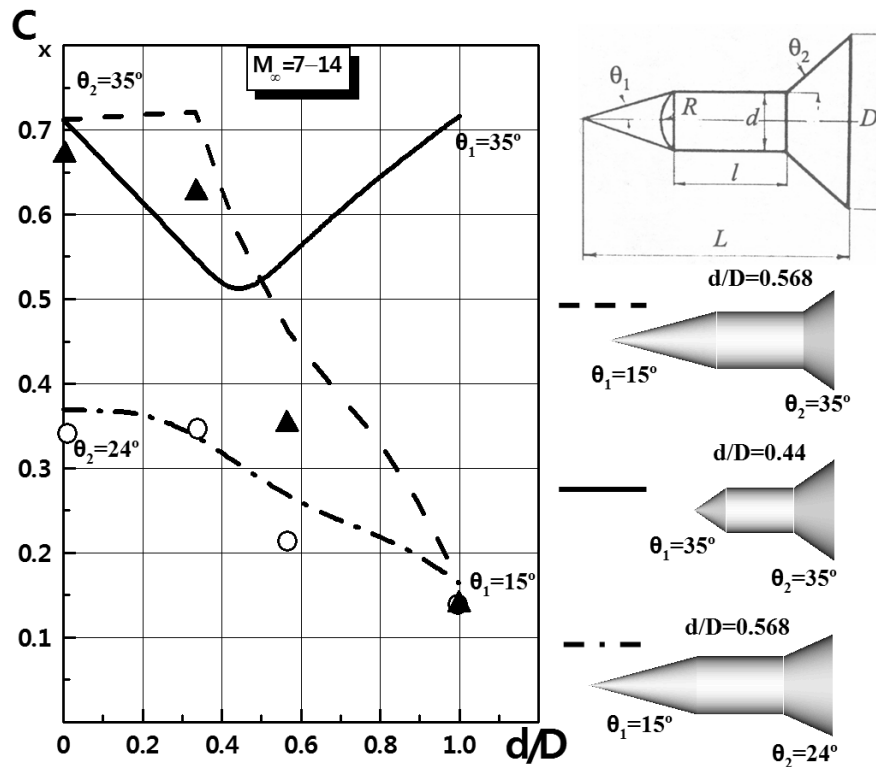


Рис. 3. Минимум сопротивления ЛА с коническим стабилизатором:
—, — —, - · - - расчет; \blacktriangle , \circ - эксперимент [2]

На цилиндрическом участке конфигураций «конус – цилиндр – юбка» коэффициент лобового сопротивления C_x подрастает на величину сопротивления трения цилиндрического корпуса – незначительной составляющей от общего сопротивления рассматриваемой аэродинамической компоновки. Дальнейшее нарастание коэффициента волнового сопротивления $C_{xв}$ конфигураций «конус – цилиндр – юбка» по длине хвостового конического стабилизатора происходит для рассматриваемых аэродинамических компоновок по «практически одинаковой» квадратичной зависимости (разница появляется за счет отличия в локальных параметрах потока в области юбки) с той только разницей, что для каждой из них длина юбки имеет свое определенное значение.

При значении параметра $d/D = 1$ рассматриваемая конфигурация «конус – цилиндр – юбка» превращается в комбинацию «конус – цилиндр» с носовым острым конусом с полууглом раствора $\theta = 35^\circ$. В этом случае нарастание коэффициента волнового сопротивления $C_{xв}$ на носовой части полностью совпадает с конфигурацией при значении параметра $d/D = 0$, к которому при рассмотрении коэффициента лобового сопротивления C_x добавляется сопротивление трения на цилиндрическом участке корпуса, как было указано выше, практически незначительное от общего сопротивления рассматриваемой аэродинамической компоновки. Соединив значения коэффициента сопротивления рассмотренных конфигураций «конус – цилиндр – юбка» с различными значениями параметра d/D , получаем зависимость нарастания коэффициента волнового сопротивления $C_{xв}$ аэродинамических компоновок по длине (рис. 4, а), совмещенную с зависимостью

$C_{xв} = f(d/D)$. Для наглядности здесь же (рис. 4, б) показана зависимость коэффициента лобового сопротивления C_x рассматриваемой аэродинамической конфигурации «конус – цилиндр – юбка» при изменении величины отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя d/D .

Минимальный коэффициент лобового сопротивления для конфигурации «конус – цилиндр – юбка» достигается при значении параметра $d/D = 0,44$ (рис. 4, б). Картина течения, полученная в результате численного моделирования невязкого сверхзвукового обтекания рассматриваемой конфигурации в рамках уравнений Эйлера, показана на рис. 4, в. Представлено расчетное распределение обезразмеренного статического давления P/P_∞ в продольном сечении конфигурации «конус – цилиндр – юбка» ($d/D = 0,44$), имеющей минимальный коэффициент лобового сопротивления (рис. 4, в).

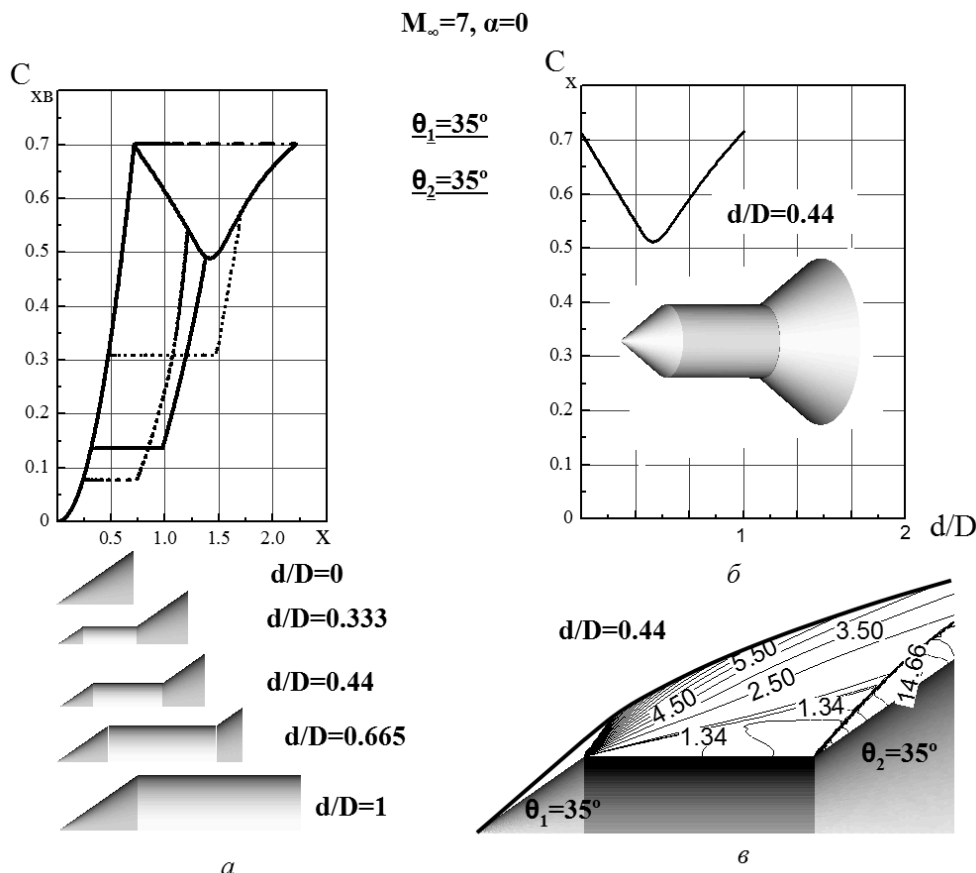


Рис. 4. Минимум сопротивления конфигурации «конус – цилиндр – юбка»: а – совмещенный график волнового сопротивления по длине конфигураций с зависимостью $C_{xв}(d/D)$; б – зависимость лобового сопротивления C_x от параметра d/D ; в – распределение статического давления P/P_∞ возле конфигурации «конус – цилиндр – юбка»

Коэффициент лобового сопротивления C_x рассматриваемой конфигурации «конус – цилиндр – юбка» принимает минимальное значение, положение которого в интервале d/D от 0 до 1 (рис. 4, б) зависит от значений полууглов раствора носового конуса θ_1 и хвостового конического стабилизатора θ_2 , предопределяющих соотношение длин участков носовых и хвостовых конических частей рассматриваемых аэродинамических компоновок (рис. 4, а). Выявленный механизм возникновения минимума сопротивления конфигурации «конус – цилиндр – юбка» при изменении величины отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя d/D является общим для аэродинамических компоновок с хвостовым коническим стабилизаторами и в полной мере подходит для анализа в случае компоновок «сфера – цилиндр – юбка».

Заключение

В работе рассмотрены особенности сверхзвукового обтекания, связанные с характеристиками сопротивления аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса. Выявлен общий для аэродинамических компоновок ЛА с хвостовым

Расчет и конструирование

коническим стабилизатором механизм возникновения минимума сопротивления. Рассмотренные особенности сверхзвукового обтекания, связанные с характеристиками сопротивления аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса, позволили изучить механизм возникновения минимума у коэффициента сопротивления данного класса аэродинамической компоновки, что, несомненно, представляет теоретический интерес и имеет практическое значение при выборе рациональных параметров ЛА, не имеющего крыльев.

Представленная работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 10-01-00208-а).

Литература

1. Жилин, Ю.Л. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе / Ю.Л. Жилин, В.В. Коваленко // Ученые записки ЦАГИ. – 1998. – Т. XXIX. – № 3–4. – С. 111–122.

2. Красильщиков, А.П. Экспериментальные исследования тел вращения в гиперзвуковых потоках / А.П. Красильщиков, Л.П. Гурьяшкин. – М.: Физматлит, 2007. – 208 с.

Поступила в редакцию 15 февраля 2012 г.

Кравцов Александр Никифорович. Кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник, Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (г. Жуковский, Московская область). Область научных интересов – вычислительная и экспериментальная аэродинамика, сверхзвуковые течения, аэродинамика летательных аппаратов, трехмерные сверхзвуковые течения в донной области. Тел.: (495) 556-35-42; e-mail: kravcow-an@rambler.ru

Alexander N. Kravtsov. Ph.D., associate professor, leading researcher, Central aerohydrodynamic institute named after prof. N.Ye. Zhukovsky (Zhukovsky city, Moscow region). The area of scientific interests – computational and experimental fluid mechanics, supersonic flows, aerodynamics of flying vehicles, supersonic three-dimensional base flows. Tel.: (495) 556-35-42; e-mail: kravcow-an@rambler.ru

Мельничук Татьяна Юрьевна. Младший научный сотрудник, Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (г. Жуковский, Московская область). Область научных интересов – вычислительная и экспериментальная аэродинамика, сверхзвуковые течения, аэродинамика летательных аппаратов. Тел.: (49648) 3-29-42.

Tatyana Yu. Melnichuk. Junior researcher, Central aerohydrodynamic institute named after prof. N.Ye. Zhukovsky (Zhukovsky city, Moscow region). The area of scientific interests – computational and experimental fluid mechanics, supersonic flows, aerodynamics of flying vehicles. Tel.: (49648) 3-29-42.

Лунин Виктор Юрьевич. Студент, Московский авиационный институт. Область научных интересов – вычислительная аэродинамика, сверхзвуковые течения, аэродинамика летательных аппаратов. Тел.: (49648) 3-23-67; e-mail: lunin.tsagi@gmail.com

Victor Yu. Lunin. Student, Moscow aviation institute. The area of scientific interests – computational fluid dynamics, supersonic flows, aerodynamics of flying vehicles. Tel.: (49648) 3-23-67; e-mail: lunin.tsagi@gmail.com