

УДК 629.735.33.015.3:533.695

**О НОВЫХ ОСОБЕННОСТЯХ СВЕРХЗВУКОВЫХ  
ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА**

© 2011 г.

*А.Н. Кравцов, В.Ю. Лукин, Т.Ю. Мельничук*

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

kravcow-an@rambler.ru

*Поступила в редакцию 16.05.2011*

Приведены результаты численного исследования сверхзвуковых осесимметричных течений газа. Изучены качественные особенности сверхзвукового обтекания, связанные с сопротивлением осесимметричных аэродинамических конфигураций. Получены новые фундаментальные и прикладные результаты по формированию рациональных аэродинамических форм.

*Ключевые слова:* осесимметричное обтекание, сверхзвуковые течения, волновое сопротивление, сопротивление трения, минимум сопротивления.

Теория и экспериментальные исследования в области сверхзвуковых осесимметричных течений газа приобрели, в известной степени, законченный вид. Даже незначительные новые результаты в этой области достаточно сложны и должны оцениваться с учетом указанного законченного характера рассматриваемого раздела сверхзвуковой аэродинамики.

Сверхзвуковое обтекание конической поверхности является одним из простейших и наиболее изученным разделом осесимметричных течений газа. Кроме того, основной геометрической формой носовых частей и других элементов сверхзвуковых летательных аппаратов (ЛА) является коническая или близкая к ней поверхность. Как простейшая аэродинамическая модель, острый конус широко применяется в методических экспериментальных исследованиях. Несмотря на имеющиеся фундаментальные теоретические, расчетные и экспериментальные результаты, интерес к изучению задачи сверхзвукового обтекания конусов не ослабевает.

Приведены результаты численного исследования сверхзвукового обтекания острых круговых конусов при нулевом угле атаки в диапазоне полууглов раствора  $\theta = 0 \div 90^\circ$ . Проведен анализ составляющих полного сопротивления конуса ( $C_{x0}$ ) – волнового сопротивления и сопротивления трения – в зависимости от полуугла раствора конуса, обосновывающий наличие минимума полного сопротивления для тонких конусов [1]. Для «толстых» конусов зависимость полного сопротивления  $C_{x0}(\theta)$  также имеет особенность. При увеличении  $\theta$  проис-

ходит нелинейное нарастание полного сопротивления конуса. При больших полууглах раствора конуса зависимость полного сопротивления  $C_{x0}(\theta)$  имеет точку перегиба. За точкой перегиба в области значений полуугла раствора конуса  $\theta$ , где характер обтекания острого конуса определяется как обтекание существенно тупого тела, производная  $dC_{x0}/d\theta$  уменьшается. Численное моделирование вязкого сверхзвукового обтекания острого конуса показывает, что в области, где обтекание острого конуса определяется как обтекание существенно тупого тела (от точки перегиба вплоть до  $\theta = 90^\circ$ ), зависимость полного сопротивления от полуугла раствора конуса  $C_{x0}(\theta)$  имеет линейный характер.

Проведены расчетные исследования сопротивления оживальной и конической форм носовой части при сверхзвуковых скоростях. Исходная носовая часть оживальной формы в соответствии с теорией тонкого тела имела форму минимального волнового сопротивления при заданном удлинении – оживало Кармана. В расчетных исследованиях носовая часть притуплялась по радиусу  $r_n$ . Проведено сравнение расчетных значений коэффициента лобового сопротивления  $C_{x0}$  исследуемых аэродинамических конфигураций с экспериментальными данными. Подробные расчетные исследования лобового сопротивления оживальной и конической форм носовой части позволили установить, что зависимость  $C_{x0} = f(r_n)$  имеет минимум.

Приводятся также результаты численного исследования сопротивления тел вращения со степенной формой образующей. В классе сте-

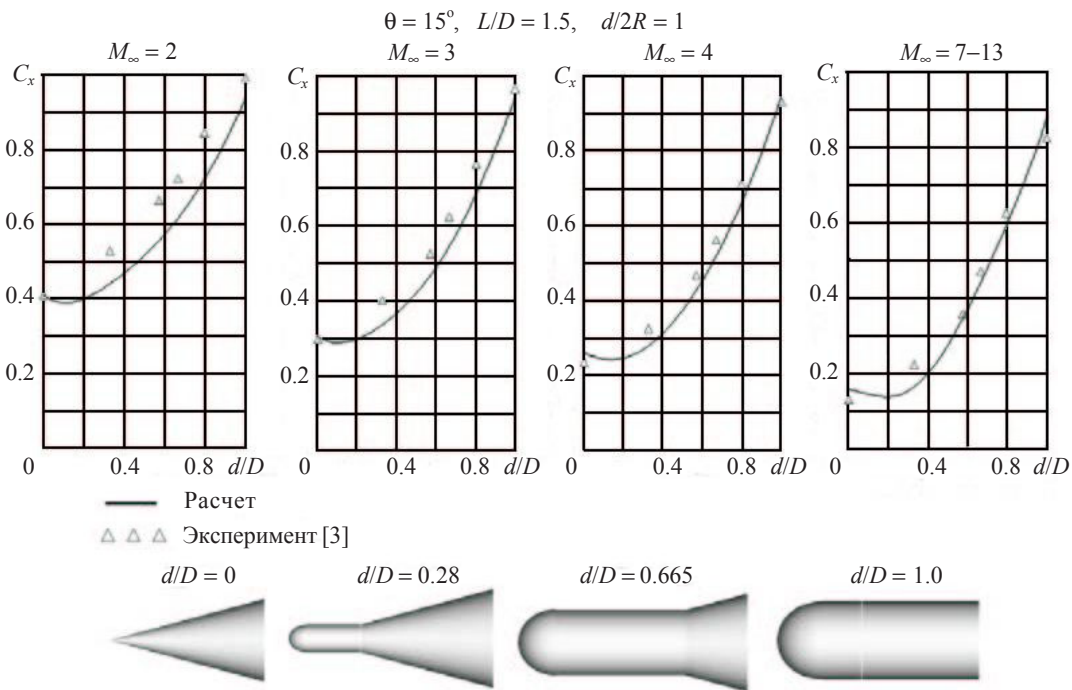
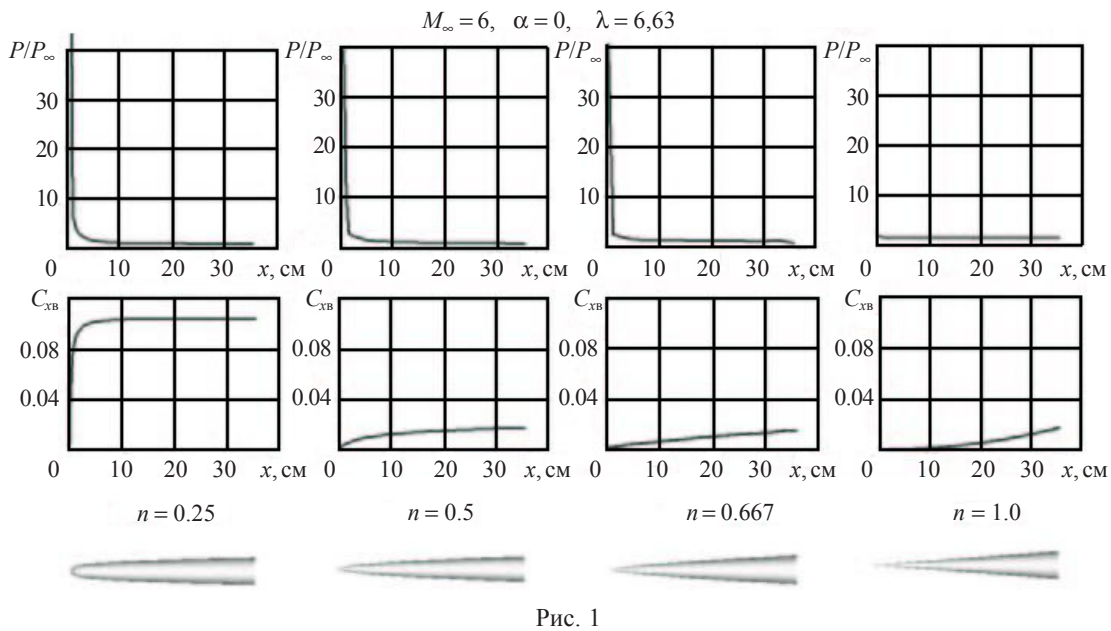
пенных тел вращения при сверхзвуковом обтекании выявлены особенности возникновения минимума зависимости коэффициента сопротивления от показателя степени образующей (рис. 1).

Показано, что коэффициент волнового сопротивления по длине оптимального степенного тела вращения нарастает по зависимости, близкой к линейной [2].

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 коническим стабилизатором факт наличия минимума сопротивления (рис. 2) при изменении величины отношения диаметра цилиндрической части к диаметру миделя ( $d/D$ ). Изучен механизм возникновения минимума у коэффициента сопротивления аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса [4].

Также проведены исследования по влиянию формы носовой части на сопротивление аэродинамической конфигурации, имеющей



хвостовое стабилизирующее устройства в виде усеченного конуса [5]. Изучены особенности сверхзвукового обтекания ЛА с различными носовыми (тело с протоком, конус и сферическое закругление) и одинаковыми (цилиндр-юбка) хвостовыми частями. Показано, что на суммарное значение коэффициента волнового сопротивления рассмотренных аэродинамических конфигураций определяющее влияние оказывает распределение давления по поверхности хвостового стабилизатора.

*Работа поддержана РФФИ (проект № 10-01-00208-а).*

#### *Список литературы*

1. Коваленко В.В., Кравцов А.Н., Мельничук Т.Ю. Сопротивление конических носовых частей при сверх-

звуковом обтекании // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Т. XLII, № 1. С. 31–36.

3. Кравцов А.Н. Особенности сопротивления тел вращения со степенной формой образующей // Ученые зап. ЦАГИ. 2011. Т. XLII, №2 (принято в печать).

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

4. Кравцов А.Н., Лунин В.Ю., Мельничук Т.Ю. Численное моделирование сверхзвукового обтекания летательного аппарата с коническим хвостовым стабилизатором. -Электронный сборник на CD трудов XV международной конференции по методам аэрофизических исследований (ICMAR), г. Новосибирск, 2010. (принято в печать).

5. Кравцов А.Н., Мельничук Т.Ю. Влияние формы носовой части на аэродинамическое сопротивление сверхзвукового летательного аппарата с коническим хвостовым стабилизатором // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Т. XLII (принято в печать).

## ON NEW PECULIARITIES OF SUPERSONIC AXISYMMETRIC GAS FLOWS

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

Numerical research results of supersonic axisymmetric gas flows are presented. Qualitative features of supersonic flow associated with the drag of axisymmetric aerodynamic configurations are studied. New fundamental and applied results on shaping rational aerodynamic geometries have been obtained.

*Keywords::* axisymmetric flow, supersonic flows, wave drag, friction drag, minimum of drag.