

УДК 533.6.013.125

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕЛА ВРАЩЕНИЯ С ГАЗОПРОНИЦАЕМЫМИ УЧАСТКАМИ ПОВЕРХНОСТИ

В. М. Фомин, В. И. Запрягаев, А. В. Локотко,  
В. Ф. Волков, А. Е. Луцкий\*, И. С. Меньшов\*,  
Ю. М. Максимов\*\*, А. И. Кирдяшкин\*\*

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
630090 Новосибирск

\* Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН, 125047 Москва

\*\* Отдел структурной макрокинетики Томского научного центра СО РАН, 634021 Томск  
E-mail: lok@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментальных исследований и численных расчетов аэродинамических характеристик тела вращения с газопроницаемым пористым носовым конусом и внутренним протоком газа в условиях обдува сверхзвуковым потоком. Установлено, что при скорости, соответствующей числу Маха  $M = 3$ , рассматриваемое тело, в отличие от аналогичного газонепроницаемого тела, обладает меньшим коэффициентом лобового сопротивления (приблизительно на 9 %) и меньшей степенью продольной статической устойчивости.

**Ключевые слова:** тело вращения типа конус — цилиндр, сверхзвуковая скорость потока, коэффициент лобового сопротивления, газопроницаемая пористая поверхность, продольная устойчивость, аэродинамические испытания.

**Введение.** Использование пористых материалов (ППМ) открывает новые возможности для управления потоком на элементах летательных аппаратов, предназначенных для движения с большими сверхзвуковыми скоростями в плотных слоях атмосферы. В частности, ППМ могут применяться на трансзвуковых профилях для снижения интенсивности замыкающего скачка уплотнения и исключения вызванного им отрыва [1]. Перераспределение (за счет использования ППМ) высокого давления с нижней поверхности крыла на верхнюю позволяет предотвратить резкое уменьшение подъемной силы при больших углах атаки, а установка пористой носовой части — увеличить стабильность движения по углам крена и рысканья. В работе [2] предполагается, что применение в сверхзвуковом транспортном самолете газопроницаемой носовой части способствует снижению уровня звукового удара. В [3] показано, что применение вставок из ППМ в соплах ракетных двигателей позволяет увеличить на 2–3 % их тягу при работе в режиме перерасширения. В ракетостроении ППМ широко применяются в целях тепловой защиты [4].

Согласно работе [5] донное сопротивление, возникающее вследствие разрежения в донном следе при полете тел со сверхзвуковыми скоростями в атмосфере, составляет до 40 % силы лобового сопротивления. Известно, что подача в донную область небольшого количества газа (1 ÷ 2 % расхода набегающего потока в сечении миделя) позволяет существенно увеличить донное давление и, следовательно, уменьшить донное сопротивление [5–8]. Источником дополнительной массы газа может служить атмосферный воздух, перераспределенный по внутренним протокам из зоны повышенного давления на головной части тела в донную область [9]. Однако возникающие на кромках отверстий или щелей в головной

части скачки уплотнения вносят дополнительное волновое сопротивление и сводят на нет эффект от повышения донного давления.

Дополнительное исследование указанного выше способа уменьшения донного сопротивления, предложенного в [9], обусловлено появлением новых ППМ, получаемых методами порошковой металлургии [10]. Предполагается, что вставки из таких материалов, установленные в головной и донной частях тела вращения, обеспечивая необходимый расход воздуха для его перепуска в донную область, не создают дополнительного волнового сопротивления, поскольку мелкие поры затоплены в дозвуковой части пограничного слоя.

Настоящая работа посвящена экспериментальным и численным исследованиям данного способа уменьшения донного сопротивления и вызываемого им изменения других аэродинамических характеристик.

**Методика эксперимента.** Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 Института теоретической и прикладной механики СО РАН с размерами рабочей части  $0,6 \times 0,6 \times 2,0$  м при числах Маха  $M = 3,02; 4,03$  и Рейнольдса  $Re = 3,55 \cdot 10^7; 4,86 \cdot 10^7$  м<sup>-1</sup> соответственно.

Рассматривались две модели тела вращения типа конус — цилиндр диаметром  $d_M = 100$  мм и длиной  $l_M = 550, 230$  мм с затупленным по радиусу конусом (рис. 1). Полуугол раствора конуса  $\beta = 25^\circ$ , относительное затупление  $r^0 = r_k/d_M = 0,1$ . Использовались сменные конусы: гладкий непроницаемый с шероховатостью поверхности, приблизительно равной 1,6 мкм, и проницаемый пористый (рис. 2, а), изготовленный методом самораспространяющегося высокотемпературного синтеза [10]. Структура проницаемого пористого конуса представляла собой систему связанных металлических микрокапель округлой формы и газотранспортных каналов переменного сечения (рис. 2, б). Открытая пористость материала составляет приблизительно 60 %, средний размер каналов равен примерно 100 мкм. Конфигурация пористого конуса воспроизводила конфигурацию непроницаемого конуса. В донном торце модели были выполнены отверстия, при этом максимальную проницаемость, равную  $S_{отв}/S_{мид} = 18$  %, можно менять путем поворота прилегающей шайбы с отверстиями.

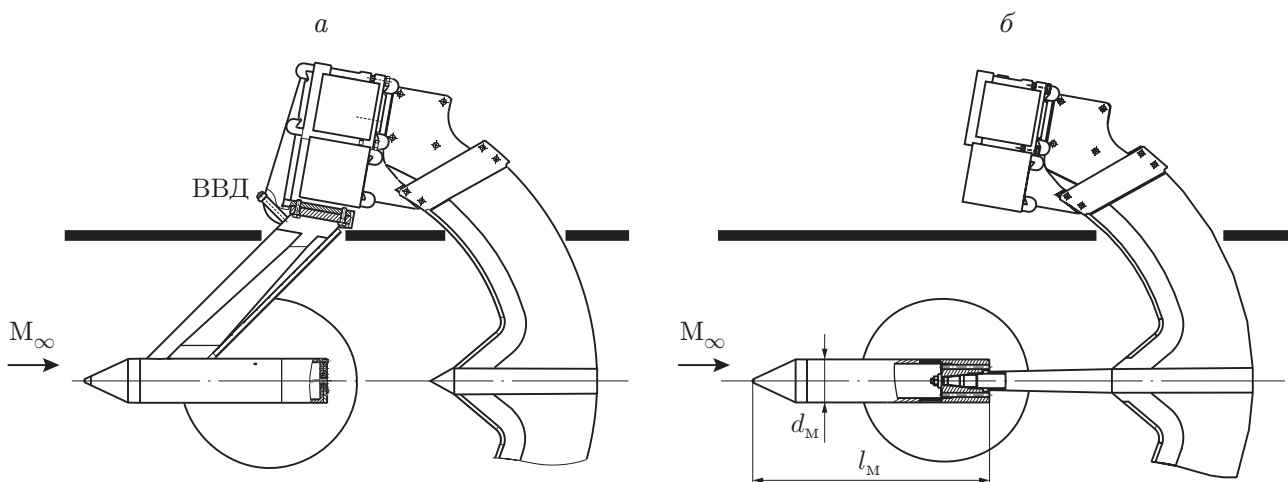


Рис. 1. Схема установки модели в рабочей части аэродинамической трубы:  
 а — на боковом пилоне; б — на центральной донной державке; ВВД — воздух высокого давления

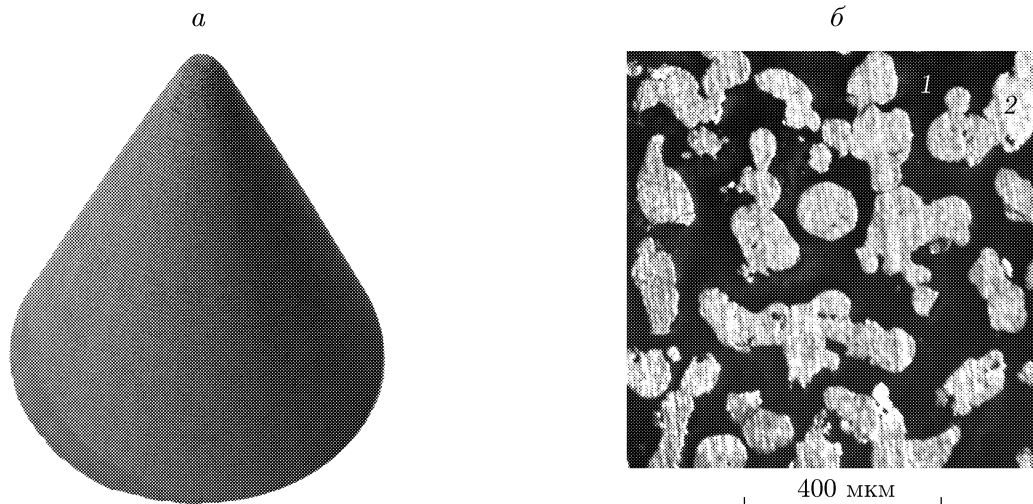


Рис. 2. Газопроницаемый пористый конус:

*a* — общий вид; *б* — вид в разрезе; 1 — газотранспортные каналы, 2 — капли сплава Ni-Cr-Al

Внутри корпуса модели имелась полость, подходящая к донному срезу. В полости длинной модели ( $l_m = 550$  мм) располагался канал, в котором устанавливался расходомер термоанемометрического типа.

Длинная модель крепилась в рабочей части трубы двумя способами: на боковом пилоне и на донной державке (см. рис. 1, *a, б* соответственно). В пилоне имелся канал для подвода воздуха от сети высокого давления внутрь модели. Магистраль подачи воздуха была оснащена стандартным расходомерным устройством и в месте присоединения к взвешиваемым частям имела силовую развязку. Принудительная подача воздуха, расход которого контролировался, в донный торец модели при установке непроницаемого носового конуса позволила определить влияние вдува на коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  и сравнить его с известными данными. При этом расход воздуха, соответствующий минимальному значению  $c_x$ , приводился к расходу воздуха через пористый конус для условий эксперимента в аэродинамической трубе, и по нему задавались требуемые расходные характеристики проницаемого конуса.

На длинной модели измерялись расход воздуха в канале корпуса и донное давление.

Короткая модель ( $l_m = 230$  мм) крепилась только на донной державке, при этом принудительная подача воздуха внутрь модели отсутствовала. Во всех случаях аэродинамические характеристики модели определялись путем взвешивания на аэродинамических весах внешнего типа.

На короткой модели определялись характеристики продольной устойчивости и с помощью видеокамеры “Видеоскан” 285/П и теневого прибора ИАБ-451 визуализировалось течение в окрестности носового конуса.

Сравнительные испытания модели при установке гладкого непроницаемого и проницаемого конусов в аэродинамической трубе в отсутствие подачи воздуха в корпус модели от внешнего источника позволили выявить влияние пористых конусов на аэродинамические характеристики модели.

Коэффициенты сопротивления модели при установке газопроницаемых вставок были отнесены к коэффициенту лобового сопротивления  $c_{x0}$  длинной модели с непроницаемым носовым конусом, при этом влияние пилона и донной державки исключалось. При расчете коэффициента  $c_x$  значение  $c_{x0}$  принималось в качестве базового, площадь мишени модели выбиралась в качестве характерной.

Значение коэффициента  $c_{x0}$  определялось с использованием варианта метода “удвоения” по результатам трех испытаний:

$$c_{x0} = (c_{pb})_1 + (c_x)_2 + (c_x)_{\text{обд.}}$$

Здесь  $(c_{pb})_1 = (p_b - p_\infty)/q$  — коэффициент донного давления, определенный в испытаниях по варианту 1 (см. рис. 1, а);  $(c_x)_2$  — коэффициент лобового сопротивления модели, полученный в испытаниях по варианту 2 (см. рис. 1, б), когда донное сопротивление исключалось;  $p_b$  — донное давление;  $p_\infty$  — давление в рабочей части установки;  $q = \kappa p_\infty M^2 / 2$  — скоростной напор;  $(c_x)_{\text{обд.}}$  — коэффициент “обдува”, характеризующий влияние донной державки и полученный с использованием специальной “невесовой” модели с регулируемым протоком [11].

Полученное в эксперименте значение  $(c_{x0})_э = 0,5329$ ; значение этого коэффициента, вычисленное в Институте прикладной математики им. М. В. Келдыша для тела, имеющего конфигурацию модели в условиях полета в невозмущенной атмосфере при числах Маха и Рейнольдса, соответствующих эксперименту,  $(c_{x0})_р = 0,5326$ . Таким образом, различие экспериментальных и расчетных данных составляет менее 0,05 %. Значение  $c_{x0} = 0,5329$  принято в качестве базового.

**Эксперименты с непроницаемым носовым конусом и принудительным вдувом воздуха в донную область.** Эксперименты проводились на модели, закрепленной на боковом пилоне, при полностью открытой донной перфорации. Исследовались зависимости относительного донного давления  $\bar{p} = p_b/p_\infty$  и лобового сопротивления от относительного расхода вдуваемого газа  $\bar{G} = G_0/(\rho_\infty U_\infty S_{\text{мид}})$  ( $\rho_\infty, U_\infty$  — плотность и скорость набегающего потока соответственно;  $S_{\text{мид}}$  — площадь мидела модели). Зависимости  $\bar{p}, c_x$  от  $\bar{G}$  показаны на рис. 3. Видно, что в отсутствие вдува  $\bar{p} = 0,44$ . В работах [5, 8] показано, что донное давление зависит от рассчитанного по длине модели числа Рейнольдса  $Re_l$ . В рассматриваемом случае  $Re_l \approx 2 \cdot 10^7$ , и полученные при  $M = 3$  результаты хорошо коррелируют с известными значениями для вращающихся снарядов [12]. При относительном расходе воздуха  $\bar{G} = 2,4$  % получено максимальное значение относительного давления  $\bar{p} = 0,787$ , превышающее значение  $\bar{p}$  в отсутствие вдува на 55 %. Значение  $\bar{G} = 2,4$  % близко к известным данным для максимума  $\bar{p}$  при вдуве газа в донный след на теле вращения в потоке с числом Маха  $M = 3$ , однако максимальное значение зависит от степени проницаемости донного среза [5].

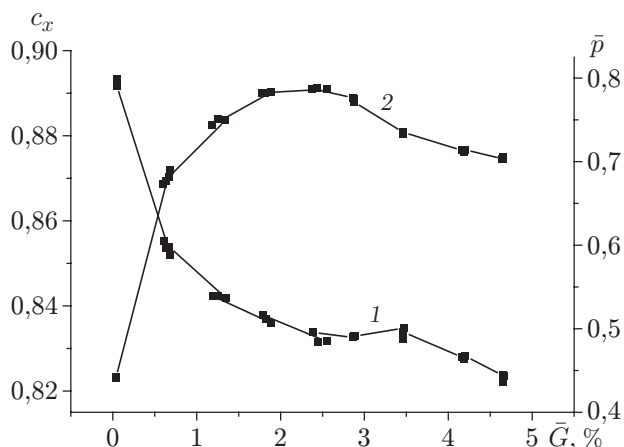


Рис. 3. Зависимости коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  (1) и относительного донного давления  $\bar{p}$  (2) модели с гладким непроницаемым конусом от относительного расхода воздуха  $\bar{G}$  при вдуве в донный срез от внешнего источника ( $M = 3,02$ )

При вдуве воздуха в донную область коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  уменьшается (см. рис. 3). При относительном расходе воздуха  $\bar{G} \approx 2,4$  % коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  достигает первого минимума относительно значения  $c_x$  в отсутствие вдува; величина изменения равна  $\Delta c_x = -0,0619$ , что по отношению к базовому значению составляет  $\delta c_x = 11,6$  %. Дальнейшее уменьшение  $c_x$  при увеличении  $\bar{G}$  определяется импульсом истекающей струи.

Таким образом, относительный расход воздуха на вдув  $\bar{G} = 2,0 \div 2,4$  % является оптимальным для уменьшения коэффициента  $c_x$  при пассивном протоке сквозь корпус тела, что согласуется с данными работы [5].

**Влияние типа носового конуса на аэродинамические характеристики.** Влияние гладкого непроницаемого и газопроницаемого носовых конусов на коэффициент  $c_x$  исследовалось на модели, установленной на боковом пилоне (см. рис. 1, а), в отсутствие вдува от внешнего источника. Управление протоком воздуха через газопроницаемый конус и корпус модели осуществлялось путем перекрытия донных отверстий. Испытания проводились при углах атаки  $\alpha = \pm(0 \div 2)^\circ$ .

Наибольший коэффициент сопротивления  $c_x = 0,8875$  при  $\alpha = 0^\circ$  имеет модель, оснащенная непроницаемым гладким конусом (рис. 4).

При установке проницаемого конуса в отсутствие протока через корпус модели в донную область при том же угле атаки ( $\alpha = 0^\circ$ ) коэффициент сопротивления уменьшается до значения  $c_x = 0,8778$  ( $\Delta c_x = -0,0097$ ,  $\delta c_x = 1,82$  %).

В работе [8] отмечается, что при значениях числа Рейнольдса, близких к значениям, соответствующим переходу пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное, установка пористых носовых конусов приводит к турбулизации потока, что вызывает увеличение донного давления. На рис. 5 приведены значения относительных донных давлений, полученные в проведенных экспериментах. Видно, что значения давлений для гладкого и пористого, без протока, конусов практически совпадают.

Таким образом, обнаруженный эффект, по-видимому, обусловлен перераспределением давления на головной части модели вследствие перетока воздуха внутри пористого конуса из области за прямым скачком в окрестности вершины конуса к его основанию, в область под коническим скачком. Возможно, это приводит к изменению эффективной формы головной части тела и к уменьшению сопротивления, что также отмечалось в работах [4, 8].

Результаты численных расчетов течения для данного случая приведены на рис. 6, 7. Направления векторов скорости подтверждают предположение о наличии внутренних перетоков в полости модели и встречного истечения воздуха вблизи основания конуса на участке  $r/r_m = 0,8 \div 1,0$ . Это приводит к оттеснению набегающего потока, понижению давления на этом участке (см. рис. 7) и уменьшению лобового сопротивления.

Наличие протока сквозь корпус модели с проницаемым носовым конусом с относительным расходом  $\bar{G} = 1,15$  % приводит к существенному уменьшению коэффициента сопротивления до значения  $c_x|_{\alpha=0} = 0,8380$ . Значение  $\bar{G} = 1,15$  % меньше оптимального значения, полученного выше для случая принудительного вдува (см. рис. 3), и определялось пропускной способностью пористого конуса. По сравнению со случаем установки непроницаемого конуса приращение составляет  $\Delta c_x = -0,0494$ , а по отношению к базовому значению  $c_{x0}$  равно  $\delta c_x = 9,3$  %. Основной вклад в уменьшение коэффициента  $c_x$  вносит повышение донного давления (см. рис. 5) и в значительно меньшей мере понижение давления на поверхности носового конуса (см. рис. 7).

Представляет интерес исследование характера зависимости коэффициента  $c_x$  от угла атаки  $\alpha$  для различных вариантов модели (см. рис. 4). В отсутствие протока воздуха (кривые 1, 2 на рис. 4) зависимости имеют четко выраженную параболическую форму с минимумом  $c_x$  в окрестности  $\alpha = 0^\circ$ . При наличии протока (кривая 3) влияние угла атаки

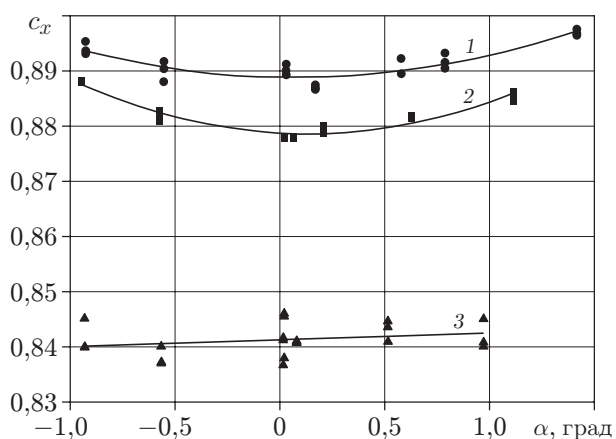


Рис. 4

Рис. 4. Зависимость коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  модели с различными носовыми конусами от угла атаки  $\alpha$  при пассивном потоке и  $M = 3,02$ : 1 — гладкий непроницаемый носовой конус; 2 — пористый конус без протока через корпус модели; 3 — пористый конус с протоком через корпус модели

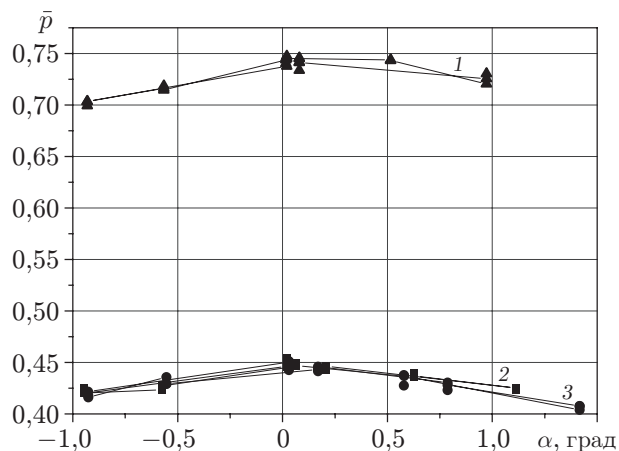


Рис. 5

Рис. 5. Зависимость относительного донного давления  $\bar{p}$  от угла атаки  $\alpha$  при установке различных носовых конусов в потоке с числом Маха  $M = 3,02$ : 1 — пористый конус ( $\bar{G} = 1,15\%$ ); 2 — пористый конус без протока; 3 — гладкий непроницаемый конус

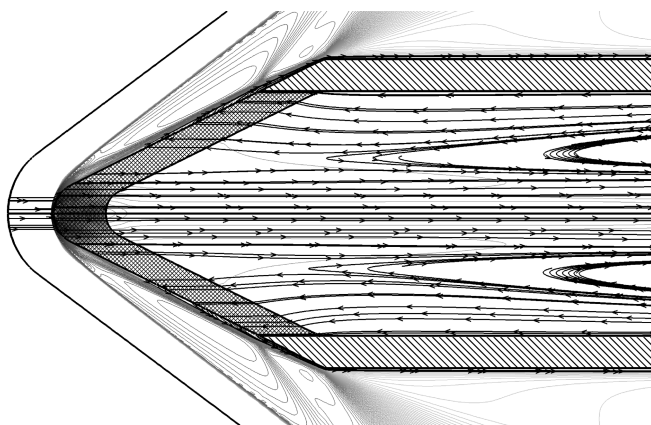


Рис. 6

Рис. 6. Результаты численного расчета внешнего обтекания пористого носового конуса и течения во внутренней полости модели в потоке при  $M = 3,02$ : стрелки — направления векторов скорости

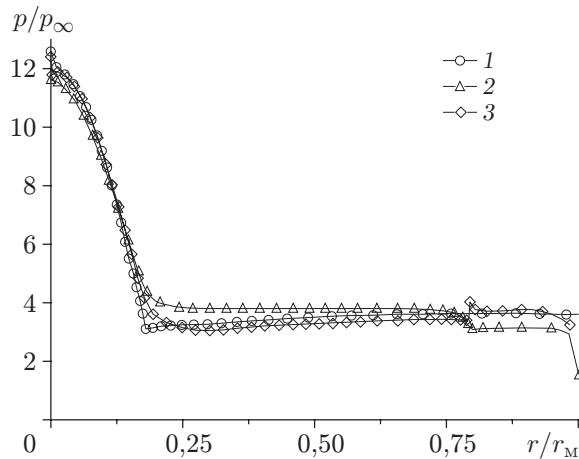


Рис. 7

Рис. 7. Распределение давления на поверхности носового конуса в потоке при  $M = 3,02$ :

1 — гладкий непроницаемый конус; 2 — пористый конус без протока; 3 — пористый конус с протоком

в исследованном диапазоне на коэффициент сопротивления несущественно. Это обусловлено изменением картины распределения давлений за ударными волнами на пористом носовом конусе по сравнению со случаем непроницаемого носового конуса при различных углах атаки. Данное явление может оказывать влияние на характеристики продольной устойчивости, что также отмечалось в [4].

**Эксперименты на укороченной модели.** Эксперименты на укороченной модели выполнялись с целью визуализации течения на головной части модели с помощью теневого прибора ИАБ-451, а также с целью определения влияния носовых частей различного типа на продольную статическую устойчивость. Использовались носовые конусы, описанные выше, проток воздуха сквозь корпус модели осуществлялся через отверстия в донном торце, причем отверстия могли закрываться. Относительная суммарная площадь отверстий  $S_{\text{отв}}/S_{\text{мид}} = 14\%$ .

Исследования проводились при  $\alpha = -2 \div +10^\circ$  и  $M = 3,02; 4,03$ .

На рис. 8 показаны теневые картины обтекания конусов различного типа потоком с числом Маха  $M = 3,02$  (расход воздуха приблизительно такой же, как указано выше, и равен  $\bar{G} = 1,15\%$ ).

Установлено, что ударно-волновые структуры обтекания конусов различаются. В отличие от гладкого конуса, на котором фронт волны неподвижен, на пористом конусе наблюдаются низкочастотные колебания (волнистость) фронта ударной волны, скачок “дышит”.

По-видимому, нестационарность головного скачка уплотнения обусловлена колебаниями расхода воздуха, когда расход газа, втекающего в полый корпус в данный момент времени, не равен расходу газа, вытекающего через поры носового конуса. Этот эффект отмечался при проведении численных расчетов в настоящей работе, а также в работе [4].

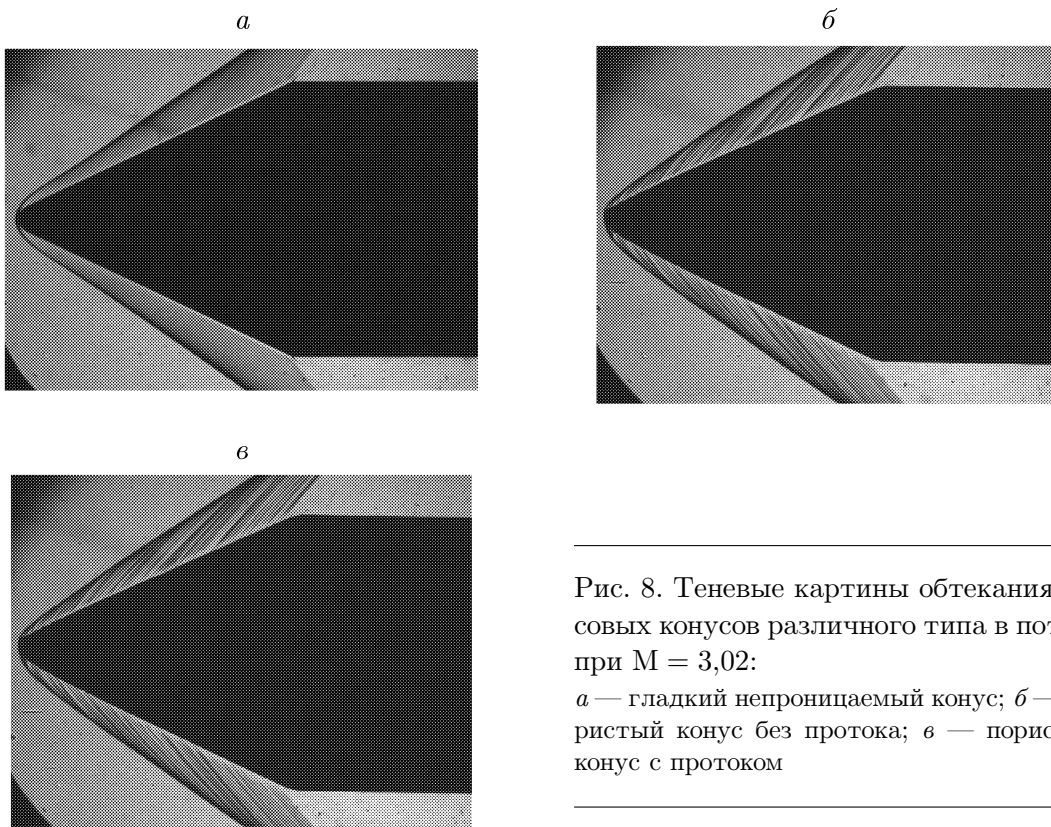


Рис. 8. Теневые картины обтекания носовых конусов различного типа в потоке при  $M = 3,02$ :

*a* — гладкий непроницаемый конус; *б* — пористый конус без протока; *в* — пористый конус с протоком

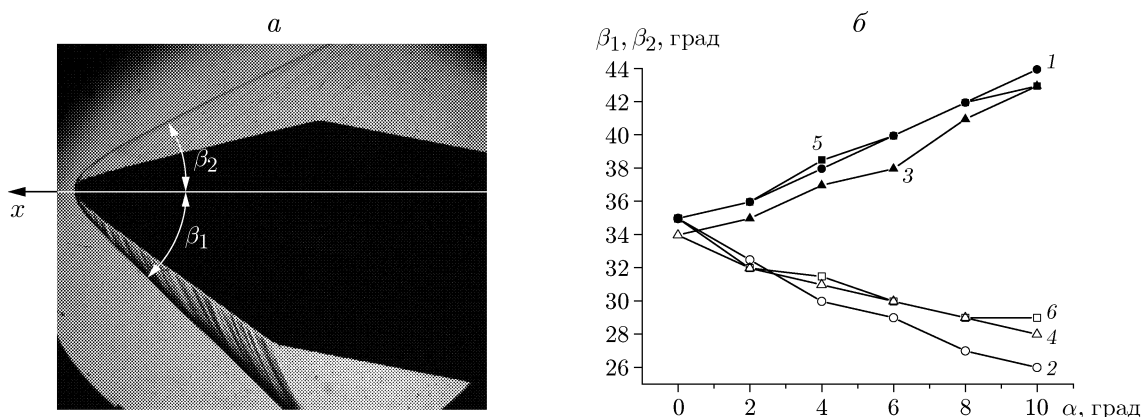


Рис. 9. Теневая картина ударно-волновой структуры обтекания конуса (а) и зависимости углов наклона головной ударной волны от угла атаки  $\alpha$  (б) для наветренной  $\beta_1$  (1, 3, 5) и подветренной  $\beta_2$  (2, 4, 6) сторон конуса в потоке при  $M = 3,02$ :

1, 2 — гладкий непроницаемый конус, 3, 4 — пористый конус с протоком, 5, 6 — пористый конус без протока

На рис. 9 показаны зависимости углов наклона конических ударных волн от угла атаки  $\alpha$  для наветренной ( $\beta_1$ ) и подветренной ( $\beta_2$ ) сторон конуса в потоке при  $M = 3,02$ . Видно, что при  $\alpha = 0^\circ$  (когда  $\beta_1 = \beta_2$ ) угол наклона волны для проницаемого конуса с протоком ( $\beta_1 = \beta_2 = 34^\circ$ ) меньше, чем для непроницаемого и проницаемого конусов без протока ( $\beta_1 = \beta_2 = 35^\circ$ ).

При увеличении угла атаки до значений  $\alpha = 8 \div 10^\circ$  угол наклона волны на подветренной стороне  $\beta_2$  для пористого конуса по сравнению с углом наклона для непроницаемого конуса уменьшается медленнее как при наличии протока воздуха сквозь корпус модели, так и в его отсутствие. Это обусловлено, по-видимому, перетеканием воздуха сквозь проницаемую поверхность конуса с наветренной стороны на подветренную и свидетельствует об искажении эффективной формы тела при установке вставок из пористого материала (см. также [3]). На наветренной стороне при  $\alpha \leq 8^\circ$  углы наклона волны для непроницаемой поверхности и проницаемой поверхности без протока через корпус практически равны, а для пористой поверхности с протоком угол наклона волны на  $1 \div 2^\circ$  меньше. При  $\alpha = 10^\circ$  угол наклона волны  $\beta_1$  для пористой поверхности без протока в донную область уменьшается, что свидетельствует об увеличении интенсивности внутреннего протока сквозь пористый конус.

На рис. 10 представлены результаты численных расчетов отхода ударной волны на линии симметрии тела при различном относительном расходе воздуха сквозь корпус в потоке с числом Маха  $M = 3$ , косвенно подтверждающие экспериментальные данные.

В потоке с числом Маха  $M = 4,03$  при увеличении угла атаки  $\alpha$  также наблюдается относительное уменьшение угла наклона волны на подветренной стороне для пористого конуса по сравнению с непроницаемым конусом (рис. 11). При  $\alpha \geq 0^\circ$  на наветренной стороне углы наклона скачка для всех типов конусов практически не различаются.

Анализ характера зависимости  $c_x = f(\alpha)$  при установке пористого конуса с протоком (см. рис. 4) свидетельствует о необходимости более детального рассмотрения характеристики продольной устойчивости тела, т. е. исследования поведения коэффициента момента тангажа  $m_z$ .

Коэффициент  $m_z$  рассчитывался относительно центра тяжести, условно расположенного в вершине носового конуса.



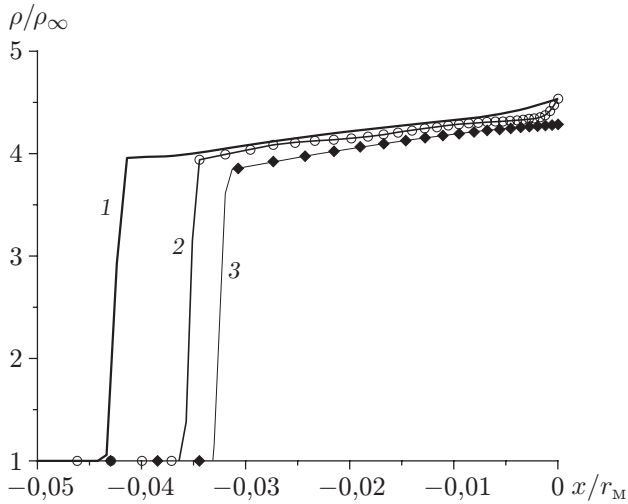


Рис. 10

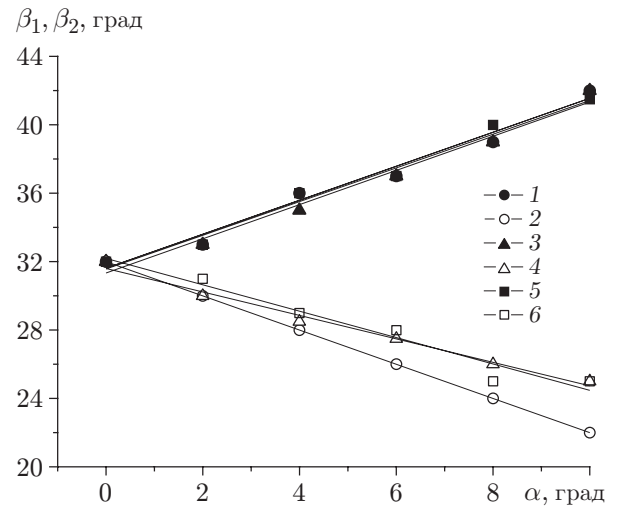


Рис. 11

Рис. 10. Положение ударной волны на линии симметрии тела в потоке при  $M = 3,02$  и различном относительном расходе воздуха сквозь корпус: 1 —  $\bar{G} = 0$ ; 2 —  $\bar{G} = 2,6\%$ ; 3 —  $\bar{G} = 3,8\%$

Рис. 11. Зависимости углов наклона головной ударной волны от угла атаки  $\alpha$  для наветренной  $\beta_1$  и подветренной  $\beta_2$  сторон конуса в потоке при  $M = 4,03$  (обозначения те же, что на рис. 9)

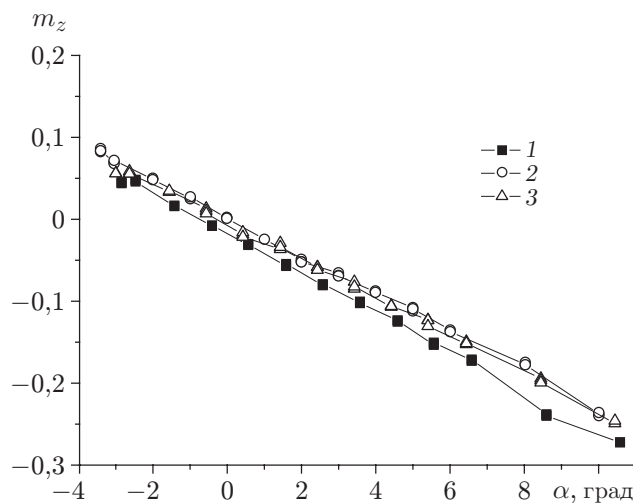


Рис. 12. Зависимость коэффициента момента тангажа  $m_z$  от угла атаки  $\alpha$  в потоке при  $M = 3,02$  для различных носовых конусов ( $l_M = 230$  мм): 1 — гладкий непроницаемый конус; 2 — пористый конус без протока; 3 — пористый конус с протоком

На рис. 12 показана зависимость  $m_z = f(\alpha)$  для короткой модели ( $l_M = 230$  мм) при обдуве потоком с числом Маха  $M = 3,02$ . Угол наклона кривых, т. е. значение производной  $dm_z/d\alpha < 0$ , характеризует степень продольной статической устойчивости [13]. Видно, что в случае непроницаемого конуса угол наклона больше, чем в случае газопроницаемого конуса, т. е. установка проницаемого конуса приводит к уменьшению продольной статической устойчивости.

**Заключение.** Выполнены экспериментальные и численные исследования аэродинамических характеристик тела вращения, оснащенного пористой газопроницаемой носовой частью с внутренним протоком через корпус в донную область, при обдуве сверхзвуковым потоком. Показано, что наличие пористых вставок приводит к уменьшению коэффициента лобового сопротивления в потоке с числом Маха  $M = 3,02$  приблизительно на 9 % и изменению характеристик продольной статической устойчивости. Экспериментальные данные и результаты расчета качественно и количественно согласуются.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Frink N., Bonhaus D., Vatsa V., et al.** A boundary condition for simulation of flow over porous surfaces // Proc. of the 19th Applied aerodynamics conf., Anaheim (California), June 11–14, 2001. Hampton: AIAA, 2001. P. 2001–2412.
2. **Pat. 2004/0065774 A1 USA.** Passive aerodynamic sonic boom suppression for supersonic aircraft / T. Hartman J. M. Morgenstern; Publ. 08.04.04.
3. **Зайковский В. Н., Киселев В. П., Киселев С. П. и др.** О влиянии пористой вставки в сверхзвуковой части сопла на изменение его тяги // Докл. АН. 2005. Т. 401, № 4. С. 479–482.
4. **Сидняев Н. И.** Обзор методик исследования обтекания гиперзвуковым потоком газа тел с разрушающимся покрытием // Теплофизика и аэромеханика. 2004. Т. 11, № 4. С. 501–522.
5. **Швец А. И.** Газодинамика ближнего следа / А. И. Швец, И. Т. Швец. Киев: Наук. думка, 1976.
6. **Bowman J. E., Clayden W. A.** Cylindrical afterbodies in supersonic flow with gas ejection // AIAA J. 1967. V. 5, N 8. P. 1524–1525.
7. **Sykes D. M.** Cylindrical and boat-tailed afterbodies in transonic flow with gas ejection // AIAA J. 1970. V. 8, N 3. P. 588–590.
8. **Захарченко В. Ф., Карданов Ю. Х.** Донное давление тел вращения при вдуве газа через их поверхность в сверхзвуковой поток // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1983. № 3. С. 163–167.
9. **Гродзовский Г. Л., Лашков Ю. А., Свищев Г. П., Соколова И. Н.** Исследование влияния перфорированных насадков с продольными щелями на донное сопротивление тела вращения при сверхзвуковых скоростях // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1972. Т. 3, № 2. С. 21–26.
10. **Юсупов Р. А., Кирдяшкин А. И., Максимов Ю. М.** Закономерности СВС пористой композиционной керамики и металлокерамики // Горение и плазмохимия. 2004. Т. 1, № 3. С. 351–356.
11. **А. с. 1091703 СССР, МКИ G 01 M 9/00.** Устройство для аэродинамических испытаний / А. В. Локотко. № 3479000/40-23; Оpubл. 10.05.1995, Бюл. № 13; Приоритет 05.08.82.
12. **Чжен П.** Отрывные течения. М.: Мир, 1973. Т. 3.
13. **Краснов Н. Ф.** Аэродинамика тел вращения. М.: Машиностроение, 1964.