

03

Исследование влияния поддерживающих устройств на донное давление моделей сверхзвуковых летательных аппаратов

© Н.И. Сидняев

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
E-mail: sidn_ni@mail.ru

Поступило в Редакцию 13 августа 2012 г.

Представлены результаты исследований влияния донных державок различных геометрических размеров на структуру в „следе“ при сверхзвуковом обтекании осесимметричных моделей летательных аппаратов.

Проведенный анализ опубликованных экспериментальных и теоретических работ показывает, что в настоящее время отсутствуют систематические данные по исследованию влияния поддерживающих устройств на донное давление моделей летательных аппаратов при различных определяющих параметрах (чисел Маха M_∞ , Рейнольдса Re_∞ , давления набегающего потока P_∞ , угла атаки и т.д.). Это обстоятельство затрудняет оценку воздействия донного сопротивления на аэродинамические характеристики моделей летательных аппаратов и требует прежде всего всестороннего экспериментального изучения их обтекания при различных значениях определяющих параметров.

В статье представлены исследования обтекания конических и цилиндрических тел вращения длиной L с конической затупленной носовой частью (диаметр миделя $d_m = r_m/2 = 0.05$ м, угол полураствора конуса $\beta_k = 15^\circ$, степень затупления $R_0/r_m = 0.256$, удлинение тела $L/d_m = 7$, удлинение носовой части $L_n/d_m = 1.5$) и затупленного кругового конуса с размерами $d_m = 0.08$ м, $\beta_k = 10^\circ$, $R_0/r_m = 0.3514$, $L_n/d_m = 2$. Формы этих тел могут рассматриваться как промежуточные между формами острого конуса и цилиндра со сферическим затуплением R_0 .

Необходимо отметить, что основным параметром, определяющим донное сопротивление, является давление в области ближнего следа непосредственно на поверхности донного среза летательного аппарата.

Донное сопротивление обусловлено возникновением за основанием тела разрежения, величина которого определяется характером взаимодействия между пограничным слоем [1], отрывающимся у дна, внешним потоком и газом в задонном пространстве (застойной зоне). Внешний поток является эжектирующей средой, а пограничный слой своеобразной перегородкой, препятствующей эжекции. Эжектирующий эффект и, следовательно, величина донного давления зависят от того, каким является пограничный слой в области между точкой отрыва и точкой прилипания, расположенной на оси, ламинарным, смешанным или турбулентным [2]. Кроме того, донное давление зависит от таких факторов, как угол атаки, форма тела в целом и, в частности, конфигурация у основания, числа Маха (M_∞) и Рейнольдса (Re), температура стенки [1,3]. Зависимость донного давления от формы тела обусловлена влиянием конфигурации поверхности на толщину пограничного слоя в точке отрыва, а также на среднее давление и число Маха внешнего невязкого потока в окрестности дна. Из экспериментальных данных, следует, что увеличение угла конусности кормы приводит к увеличению донного давления и, следовательно, к уменьшению коэффициента донного сопротивления.

Необходимо отметить, что при проведении экспериментальных исследований необходимо строго учитывать геометрию донной державки (L_1, d_1 — длина и диаметр державки). Не существует диаметра донной (хвостовой) державки, даже сколь угодно малого, при котором исчезало бы влияние подвесного устройства на донное давление модели как при трансзвуковых, так и при сверхзвуковых значениях числа Маха потока аэродинамической трубы M_∞ . Причина такого влияния заключается в том, что донная державка ограничивает процесс формирования ближнего следа за телом. Если в свободном полете область циркуляционного течения за телом с давлением в ней, равным донному давлению, замыкается на оси симметрии следа, то при наличии державки замыкание происходит на ее поверхности. Расстояние от донного среза до горла следа уменьшается, диаметр горла d_g увеличивается, донное давление P_d изменяется.

Практически вопрос состоит в степени изменения донного давления. Чем меньше диаметр державки, тем выше пик давления в зоне присоединения потока к поверхности державки и тем больше величина P_d [2]. Зависимость величины относительного донного давления P_d/P_∞ от отношения диаметров державки и мидела тела d_1/d_m (рис. 1)

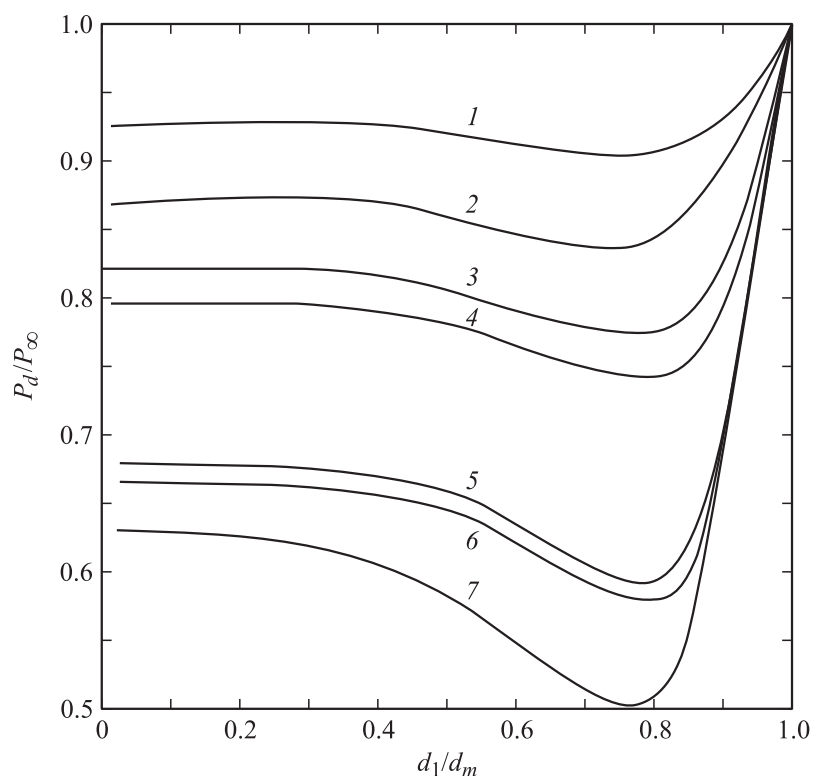


Рис. 1. Результаты экспериментального исследования по влиянию чисел Маха и относительных диаметров державки на донное давление: $M_\infty = 0.695$ (1); 0.806 (2); 0.93 (3); 0.96 (4); 1.066 (5); 1.1 (6); 1.165 (7).

имеет немонотонный характер. Эксперименты показывают, что для нулевого угла атаки модели с увеличением d_1/d_m от ~ 0.3 до ~ 0.9 донное давление при $M_\infty = 2$ уменьшается в 1.6 раза. При $M_\infty = 2$ это снижение замедляется. Так, при $M_\infty = 4$ с увеличением d_1/d_m до ~ 0.7 величина уменьшается на $\sim 20\%$, а при $M_\infty = 7$ донное давление сохраняется практически постоянным до $d_1/d_m \approx 0.6$. При $d_1/d_m \geq 0.85 - 0.9$ донное давление быстро повышается до $P_d/P_\infty \approx 1$, при больших числах Маха повышение P_d/P_∞ начинается с меньших

значений d_1/d_m и протекает медленнее. На этих зависимостях можно выделить участок $0 < d_1/d_m \leq 0.3-0.4$, на котором изменение донного давления не очень велико (в пределах 25% от истинной величины P_d при ламинарном обтекании). Соответствующие значения d_1/d_m принято считать допустимыми в практике аэродинамических экспериментальных исследований. Такие державки можно считать тонкими.

Если принять за истинную величину $(P_d/P_\infty)_0$ относительного донного давления, полученную в процессе летных испытаний без донной державки (индекс „0“), то искажающее влияние диаметра державки можно приближенно оценить с помощью аппроксимирующей зависимости, справедливой при $d_1/d_m \leq 0.7-0.9$ для конических тел вращения и других подобных им моделей.

$$\frac{P_d}{P_\infty} = \left(\frac{P_d}{P_\infty} \right)_0 \left[1 - \frac{1}{M_\infty} \left(\frac{d_1}{d_m} \right) \right].$$

Для определения $(P_d/P_\infty)_0$ можно воспользоваться многочисленными литературными данными [2,3] или зависимостью

$$\left(\frac{P_d}{P_\infty} \right)_0 = \frac{P_G/P_\infty}{1.8 + (1.5 + 6.25 \operatorname{tg} \beta_k)(M_\infty - 2)},$$

где $1 < M_\infty \leq 10$, а P_G — давление в обтекающей модель потоке в сечении горла следа;

$$\frac{d_1}{d_m} \leq 0.7-0.9; \quad \frac{P_G}{P_\infty} = \frac{P_G}{P_{0G}} \frac{P'_0}{P_{0\infty}} \frac{P_{0\infty}}{P_\infty},$$

где P'_0 — полное давление за головным скачком уплотнения, $P_G/P_{0G} = \pi(\lambda_G)$ — газодинамическая функция, значение которой определяется по величине коэффициента скорости λ_G , вычисляемой из соотношения

$$q(\lambda_G) = - \frac{3q(\lambda')}{L - [(d_1/d_m)^2 + (d_G/d_m)^2]};$$

λ' , P'_0 находятся для тела заданной формы по параметрам невозмущенного потока λ_∞ , $P_{0\infty}$; d_G/d_m — относительный диаметр горла следа, определяемый с помощью графической зависимости $d_G/d_m = f(M_\infty)$ для широкого класса тел (рис. 2,3). В данной работе исследована

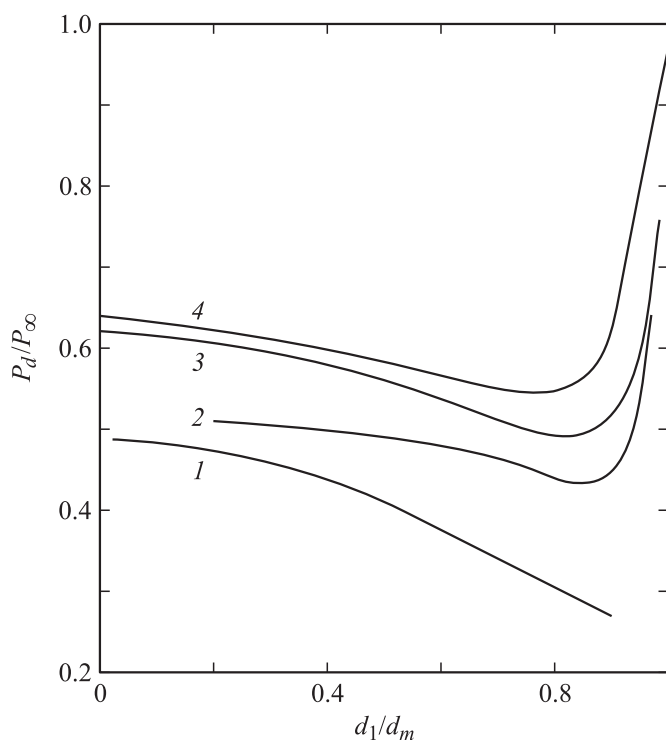


Рис. 2. Распределение донного давления при $M_\infty = 2$: 1 — острый конус, $\beta_k = 5$, $L_1/d_m > (L_1/d_m)_c$, $(L_1/d_m)_c$ — размер критической застойной зоны при $(Re_\infty)_L \geq 8 \cdot 10^6$; 2 — конус-цилиндр, $L_1/d_m > (L_1/d_m)_c$; 3 — конус-цилиндр, $L_1/d_m > 3$, $(Re_\infty)_L = 0.9 \cdot 10^4$; 4 — конус-цилиндр, $L_1/d_m > 3$, $(Re_\infty)_L = 1.52 \cdot 10^6$.

коническая модель в аэродинамической трубе с помощью донной державки с различными относительными диаметрами d_1/d_m , которые можно считать достаточно тонкими.

Изменение числа Маха влияет на среднее давление, а также профиль скорости в пограничном слое в точке отрыва и, как следствие, на эжектирующий эффект. При этом с ростом числа Маха донное давление снижается. Донный эффект, как указывалось, зависит от вида

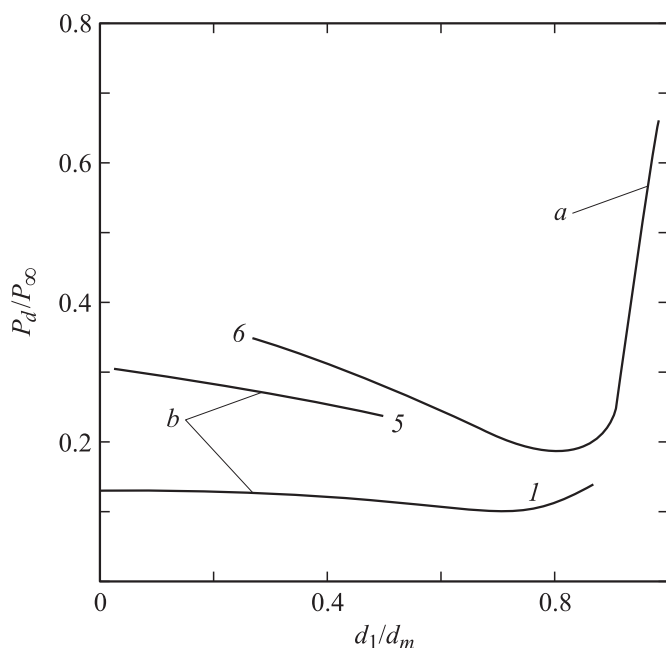


Рис. 3. Распределение донного давления при $M_\infty = 2$ (a); $M_\infty = 4$ (b): 1 — острый конус, $\beta_k = 5$, $L_1/d_m > (L_1/d_m)_{kr}$, $(Re_\infty)_L \geq 8 \cdot 10^6$; 5 — конус-цилиндр, $L_1/d_m > 4$, $(Re_\infty)_L = 15.6 \cdot 10^6$, 6 — $(Re_\infty)_{1m} = (4.0-7.5) \cdot 10^6$ (индексы L , $1m$ — соответствующие характерные линейные размеры).

пограничного слоя в окрестности хвостовой части. При этом для одного и того же вида пограничного слоя зависимость донного давления от числа Рейнольдса оказывается небольшой. Это, в частности, следует из рис. 3, где приведены данные измерений донного давления в случае турбулентного течения. Наблюдается лишь небольшое увеличение донного давления при уменьшении числа Рейнольдса. На рис. 1–2 представлены результаты по распределению донного давления для различных чисел Маха.

Влияние малого угла атаки на донное давление оказывается небольшим. Из экспериментальных данных следует, что с увеличением угла атаки при турбулентном течении донное давление постепенно умень-

шается. С увеличением скорости обтекания давление за дном также уменьшается, приближаясь к предельному значению, равному нулю. Универсальность распределения давления достигнута путем введения таких параметров, как среднее давление внешнего обтекания P' и число M' , представляющее собой среднее число Маха внешнего потока вдоль длины смешивания и соответствующее давлению.

Число M' можно рассматривать как параметр подобия: независимо от конфигурации хвостовой части; отношение давлений P/P' остается постоянным для одного и того же значения M' .

Чтобы определить с помощью заданной кривой донное давление для заданной формы тела вращения, надо предварительно найти соответствующее этой форме среднее давление p' вдоль длины застойной области. Для этого можно пользоваться гипотезой [4] о том, что давление P' равно давлению в конце условного цилиндра, являющегося продолжением тела за донным срезом и имеющего диаметр и длину, равные диаметру донного сечения.

В результате исследований получены характеристики сверхзвукового потока донной части клинообразных и осесимметричных тел. Отмечено, что ближний участок следа тела, движущегося со сверхзвуковой скоростью, течение в котором определяет донное давление, начинается в точках отрыва пограничного слоя с кромок донного среза. Участки оторвавшегося потока превращаются в струйные пограничные слои, которые на небольшом удалении от тела смыкаются, образуя вязкий след. Результаты исследований показывают, что давление достигает максимума в центральной зоне донной части и уменьшается в боковом направлении при приближении к ее периферийной части. За донной частью зона рециркуляции вызывает образование спутной струи. Необходимо отметить, что державки влияют на отрыв потока у кормовой части тела и, следовательно, оказывают влияние не только на донное давление и связанное с ним сопротивление [5–7], но и на подъемную силу и моментные характеристики [1,2]. Влияние поддерживающих устройств намного возрастает в случае моделей, имеющих удлиненную кормовую часть, а при трансзвуковых скоростях — даже при умеренных округлениях кромок донной части.

Полученные экспериментальные результаты позволяют приступить к совершенствованию методик численного расчета [7] донной области при обтекании сложных тел.

Список литературы

- [1] Сидняев Н.И. // Вестник МГТУ. Сер. Машиностроение. 2006. № 2(63). С. 17–34.
- [2] Засухин О.Н., Булат П.В., Продан Н.В. // Фундаментальные исследования. 2011. № 12 (Ч. 3). С. 670–674.
- [3] Ericsson L.E., Reding J.P. // A1AA Journal. April 1978. V. 16. P. 363–368.
- [4] Сидняев Н.И. // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32. В. 13. С. 19–25.
- [5] Фомин В.М., Миронов С.Г., Сердюк К.М. // Письма в ЖТФ. 2009. Т. 35. В. 3. С. 39–45.
- [6] Михалев А.Н., Подласкин А.Б., Томсон С.Г. // Письма в ЖТФ. 2008. Т. 34. В. 7. С. 23–28.
- [7] Аульченко С.М., Каледин В.О., Аникина Ю.В. // Письма в ЖТФ. 2007. Т. 33. В. 17. С. 83–88.