

Особенности течения в донной области экспериментальных моделей летательных аппаратов

© Н.И. Сидняев¹, Баттулга Э.^{1,2}

¹ Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана,
Москва, 105005, Российская Федерация

² Монгольский университет науки и технологии, Улан-Батор, 14191, Монголия

Представлены исследования в области экспериментальной аэродинамики, связанные с проблемой внезапного расширения внешнего сжимаемого потока за донным срезом экспериментальных моделей летательных аппаратов и донным давлением. Постулируется, что значительную часть общего сопротивления составляет сопротивление, вызванное донным разрежением. Показано, что при больших скоростях полета донное давление ниже атмосферного. Предложенные методы, связанные с аэродинамическими и баллистическими испытаниями, позволили исследовать зависимость донного давления от числа Маха полета и поддерживающих устройств. Серия экспериментов показала, что пограничный слой оказывает определенное влияние на донное давление. Представлено подробное исследование потока за сферами, закрепленными на магнитной подвеске, в потоке гелия при $M = 16$. Для изучения области за сферами на расстоянии от 1 до 50 диаметров тела проводились измерения давления с помощью трубки полного напора. Испытывались две сферы диаметром 19 и 9,5 мм, вычисленные по размеру тела при разных числах Рейнольдса в диапазоне от 45 400 до 109 000. Результаты исследования показали, что переход к турбулентному течению должен происходить внутри рассматриваемой области, но измерения падения напряжения на нити термоанемометра привели к заключению, что след, по всей вероятности, был ламинарным. Представлены подробные распределения давления в трубках полного напора по оси и по радиусу, которые сравниваются с экспериментальными данными для плоского цилиндра при том же числе Маха и данными, полученными как на баллистической трассе, так и по двум теориям. Измеренные среднеквадратичные значения падения напряжения на нити термоанемометра постоянны, они имеют очень малую величину на оси следа, но резко увеличиваются на его краях.

Ключевые слова: аэродинамический эксперимент, донная державка, пограничный слой, эксперимент, след, погрешность

Введение. Одна из важнейших задач практической аэродинамики — получение достоверной информации о поведении управляемого объекта в воздушной или жидкой среде на стадии его проектирования. Конечно, наиболее полные, исчерпывающие сведения о характеристиках исследуемого объекта могут дать только натурные испытания моделей летательных аппаратов (ЛА). В настоящее время реализация или эксплуатация на этих этапах может привести к неоправданно большим материальным потерям, поэтому широко распространены испытания уменьшенных моделей ЛА в аэродинамических трубах (АДТ). На основе этих экспериментов происходят уточнение математических моделей самолетов и идентификация их аэродинамических коэффициентов.

К сожалению, при традиционном контактном способе фиксации модели ЛА в аэродинамической трубе с подвесом V-образного дифференциального типа зачастую нарушаются при эксплуатации. Эти нарушения прежде всего связаны с наличием механического поддерживающего устройства, сильно искажающего структуру следа обтекаемой модели и картину распределения скоростей и давлений по ее поверхности. Как следует из анализа монографий отечественных и зарубежных ученых [1], при фиксированном методе крепления погрешность исследования в статических испытаниях может достигать 40 %. В случае динамических испытаний ситуация ухудшается еще сильнее из-за погрешностей контактного шарнира, ограничивающего движение модели. В этом случае неминуемо появляются ошибки не только количественного, но и качественного характера, практически не поддающиеся математическому анализу. Единственная возможность их избежать — отказаться от механических поддерживающих устройств и перейти к новому, бесконтактному методу фиксации. При таком подходе можно полностью исключить влияние державки, нарушающее математическую модель идентифицируемого объекта, и на качественно новом уровне проводить исследование динамики моделей ЛА.

На сегодня осуществить бесконтактную подвеску модели в рабочей части АДТ можно только с помощью сложного специального устройства — магнитного подвеса, способного реализовать принципы левитации немагнитной модели с ферромагнитным основанием во внешнем магнитном поле. Успешность проведения опытов с бесконтактной подвеской на практике доказана в Государственном университете аэрокосмического приборостроения (ГУАП) с использованием пятикатушечного магнитного подвеса V-образного дифференциального типа, позволяющего проводить как статические, так и динамические пространственные испытания моделей ЛА. Максимально возможное число степеней свободы исследуемого объекта совпадает с числом индуктивных катушек подвеса, и в данном случае оно равно пяти. Естественно, что специфика функционирования магнитных подвесов вносит свои особенности в процесс идентификации математических моделей ЛА. Следовательно, возникает необходимость получения нового алгоритма оценивания, ориентированного на аэромагнитный эксперимент.

В основе аэромагнитного эксперимента в аэродинамической трубе лежат законы взаимодействия ферромагнитного тела, смонтированного в диэлектрический корпус модели ЛА, и внешнего магнитного поля, порождаемого системой индуктивных катушек. Характеристики внешнего магнитного поля зависят от токов, протекающих в соленоидах подвеса. Токи, в свою очередь, полностью определяются вектором управляющих напряжений, поданных на обмотки соленоидов. Таким образом, устанавливается связь между силовым взаимодействием системы подвес — модель и вектором напряжений, контролирующих

положение модели. Поскольку алгоритм вектора управляющих напряжений реализуется с помощью цифровой системы управления, что представляет собой решение сложной задачи, описание которой выходит за рамки этой статьи, будут отмечены лишь некоторые предпосылки синтеза закона управления.

Под действием воздушных нагрузок аэродинамической трубы расположенная внутри нее исследуемая модель совершает движение по некоторой траектории. Параметры движения модели, а именно координаты ее положения и их первые производные, а также токи катушек дискретно фиксируются соответствующими датчиками. Данная информация, представляющая собой вектор текущего состояния объекта, поступает на ЭВМ, где и происходит расчет алгоритма управления. Обработанный на ЭВМ вектор состояния посредством цифроаналогового преобразователя трансформируется в вектор управляющих напряжений, призванных компенсировать воздействие аэродинамических нагрузок и обеспечивать новое равновесное состояние модели. Была проведена идентификация динамических характеристик объекта по результатам уже выполненного аэромагнитного испытания. Если абстрагироваться от эксперимента как такового, в дальнейшем можно предполагать, что в распоряжении уже имеется выборка численных данных, отображающая вектор состояния модели ЛА на всех стадиях ее наблюдения.

За последние несколько лет проводилось большое количество теоретических и экспериментальных исследований потока в области следа. Главной побудительной причиной этих работ было желание рассчитать параметры потока в следах за аппаратами, возвращающимися в земную атмосферу (рис. 1), чтобы получить метод для анализа длинных следов, оставляемых такими аппаратами. В принципе, гиперзвуковые потоки разделяются на два класса, соответствующих затупленным и тонким телам.

Предельный случай осесимметричного обтекания затупленного тела хорошо представляется обтеканием сферического тела (см. рис. 1). Искривленность головной ударной волны вызывает за ней сильную завихренность потока. Жидкость в вязком пограничном слое, которая прошла через сильную, почти прямую ударную волну, отрывается от тела и образует свободный вязкий слой. После прохождения через область сжатия, известную под названием горла следа, оторвавшийся пограничный слой образует нагретый вязкий след. Если след ламинарный, то он нарастает из-за молекулярной диффузии в область переменной энтропии. Если след турбулентный, то его рост осуществляется вследствие турбулентной диффузии. Нагретый след охлаждается под действием двух механизмов: расширения и теплопроводности. Расширение от относительно высокого давления в области около горла следа до

давления в невозмущенном окружающем потоке вызывает падение температуры следа. Этот эффект усиливается увлечением холодной жидкости из вязкой части следа в его вязкую часть.

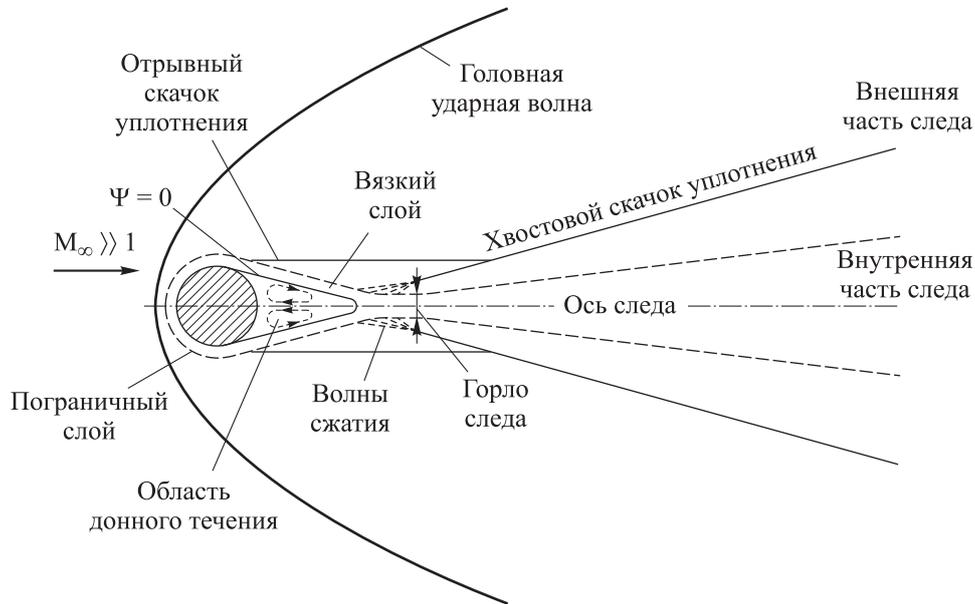


Рис. 1. Схема обтекания модели в свободном потоке

Всевозможные подробные расчеты реального течения около тела и за телом, движущимся с большой скоростью, обязательно начинаются с вычисления местных значений давления и температуры в точке торможения. Эти значения определяются гидромеханическими и химическими процессами. Если двигаться вдоль линий тока, то для расчета течения с учетом релаксации и конечных времен химических реакций можно воспользоваться методикой вычисления от точки к точке (по шагам). Поскольку местные параметры составляют главную часть такого вычислительного процесса, они были протестированы в аэродинамических трубах. Исследование было реализовано с целью их использования для оценки влияния поддерживающих устройств на донный след моделей ЛА в аэродинамических трубах при обтекании осесимметричных тел без державок (в частности, сфер) при больших числах Маха.

В эксперименте модель поддерживалась на магнитном подвесе в набегающем потоке гелия в аэродинамической трубе при числе Маха $M = 16$. Исследования были направлены на получение подробной информации о газодинамических параметрах в следе за двумя сферами диаметром 19 мм и 9,5 мм. Представлены исследования для донной области от донной кромки тела до расстояния около 50 диаметров за телом. Результаты сравниваются с экспериментальными данными, полученными на различных баллистических трассах, и с данными из

работы [1] для цилиндра (плоский случай) при тех же параметрах невозмущенного потока. Проведены также сравнения с теоретическими расчетами, изложенными в работах [2, 3], причем использовались интегральный метод расчета для турбулентных следов и метод конечных разностей для уравнений ламинарного пограничного слоя.

Цель исследования — оценка влияния поддерживающих устройств аэродинамических моделей летательных аппаратов на аэродинамические характеристики при проведении экспериментальных испытаний в аэродинамических трубах.

Методика проведения эксперимента. Необходимо отметить, что не существует диаметра донной (хвостовой) державки, даже сколь угодно малого, при котором исчезало бы влияние подвешного устройства на донное давление модели как при трансзвуковых, так и при сверхзвуковых значениях числа Маха. Причина такого влияния заключается в том, что донная державка ограничивает процесс формирования ближнего следа за телом (рис. 2). Если в свободном полете область циркуляционного течения за телом с давлением в ней, равным донному ($3,5 \times 10^7$ ата), замыкается на оси симметрии следа, то при наличии державки замыкание происходит на ее поверхности.

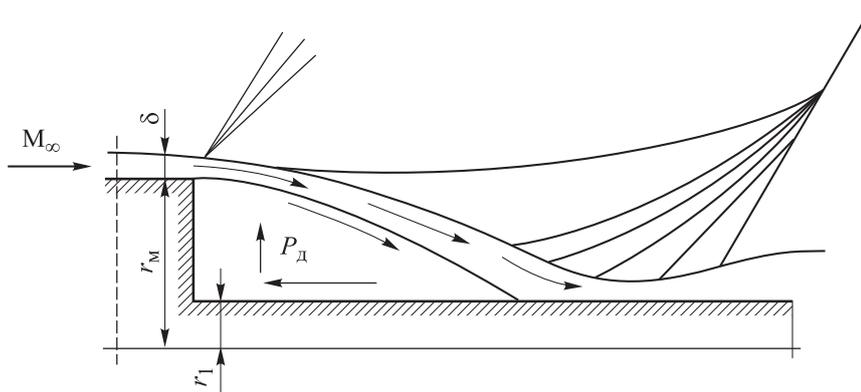


Рис. 2. Схема течения в донной области:

M_∞ — число Маха набегающего потока; δ — толщина пограничного слоя; r_M — радиус (толщина) миделя модели; r_1 — радиус донной державки; P_d — давление в донной области

В этом случае расстояние от донного среза до горла следа уменьшается, причем диаметр горла увеличивается, что приводит к изменению донного давления P_d , и возникает вопрос относительно величины его изменения. Чем меньше диаметр державки, тем выше пик давления в зоне присоединения потока к поверхности державки и тем больше величина P_d [3–5]. Зависимость величины относительного донного давления P_d/P_∞ от отношения диаметров державки и миделя тела d_1/d_M имеет немонотонный характер [4]. Для нулевого угла атаки модели

с увеличением d_1/d_M от $\sim 0,3$ до $\sim 0,9$ донное давление при $M_\infty = 2$ заметно снижается — в 1,6 раза (рис. 3, а, б). Так, при $M_\infty = 4$ с возрастанием отношения d_1/d_M до $\sim 0,7$ величина P_d/P_∞ 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 увеличение 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 [6, 7]). Соответствующие значения d_1/d_M принято считать допустимыми в практике аэродинамических экспериментальных исследований [8–10]. Такие державки называют тонкими.

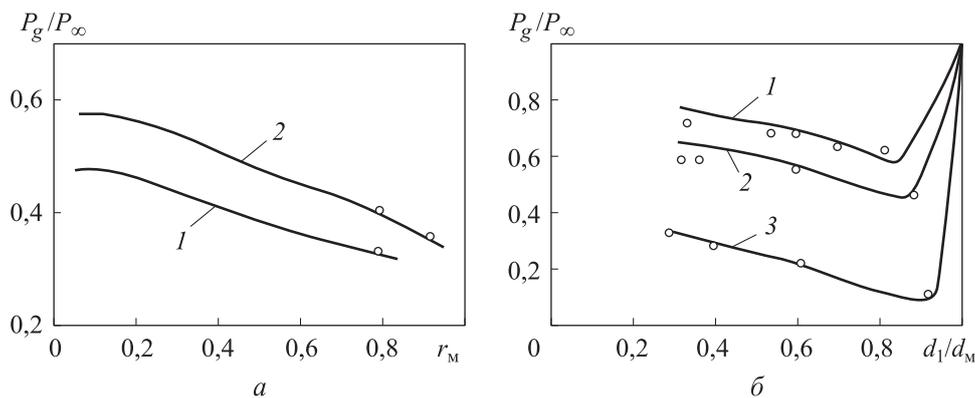


Рис. 3. Изменения донного давления от размеров донной державки:
 а — расчет при M_∞ , равном 2,09 (1); 2,56 (2); б — эксперимент при M_∞ ,
 равном 1,5 (1); 2,0 (2); 2,9 (3); \circ — данные из работы [12]

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 [5]:

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

Для определения $(P_d/P_\infty)_0$ можно воспользоваться многочисленными данными из литературных источников или зависимостью

$$\left(\frac{P_d}{P_\infty}\right)_0 = \frac{P_\Gamma/P_\infty}{1,8 + (1,5 + 6,25 \operatorname{tg} \beta_k)(M_\infty - 2)},$$

где $1,0 < M_\infty \leq 10,0$; P_Γ — давление в обтекающей модель потоке в сечении горла следа, $\frac{P_\Gamma}{P_\infty} = \frac{P_\Gamma}{P_{0,\Gamma}} \cdot \frac{P'_0}{P_{0,\infty}} \cdot \frac{P_{0,\infty}}{P_\infty}$; β_k — угол полураствора конуса; P'_0 — полное давление за головным скачком уплотнения, $P_\Gamma/P_{0,\Gamma} = \pi(\lambda_\Gamma)$ — газодинамическая функция, значение которой определяется по величине коэффициента скорости λ_Γ , вычисляемой из соотношения

$$q(\lambda_\Gamma) = -\frac{3q(\lambda')}{L - \left[(d_1/d_M)^2 + (d_\Gamma/d_M)^2 \right]}.$$

Здесь λ' , P'_0 — находят для тела заданной формы по параметрам невозмущенного потока λ_∞ , $P_{0,\infty}$; L — расстояние до горла следа; d_Γ/d_M — относительный диаметр горла следа, определяемый с помощью графической зависимости $d_\Gamma/d_M = f(M_\infty)$ для широкого класса тел [13] (рис. 4).

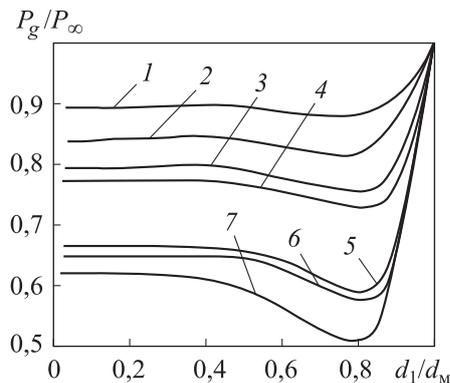


Рис. 4. Влияние диаметра хвостовой державки на донное давление конического тела при M_∞ , равном 0,625 (1); 0,806 (2); 0,930 (3); 0,960 (4); 1,06 (5); 1,100 (6); 1,165 (7)

Исследованную в аэродинамической трубе коническую модель с помощью донной державки, имеющей относительный диаметр $d_1/d_M = 0,25$, можно считать тонкой (рис. 5). Державка для крепления цилиндрической удлиненной модели имела внутренний канал для подвода в модель сжатого воздуха, что обусловило величину относительного диаметра $d_1/d_M = 0,5$ (здесь d_M — диаметр модели).

Кроме того, на внешней поверхности державки были уложены дренажные трубки, которые увеличили эффективную величину d_1/d_M до 0,525. Следовательно, в данном случае диаметр донной державки был несколько больше допустимого, однако вносимое этим фактором дополнительное искажение величины P_d было незначительным. Во-первых, для рассматриваемого диапазона чисел M_∞ от 1,84 до 3,49 оно невелико и, во-вторых, направлено в сторону (уменьшение P_d) (рис. 6), противоположную основному искажающему влиянию длины донной державки, которое рассмотрено ниже.

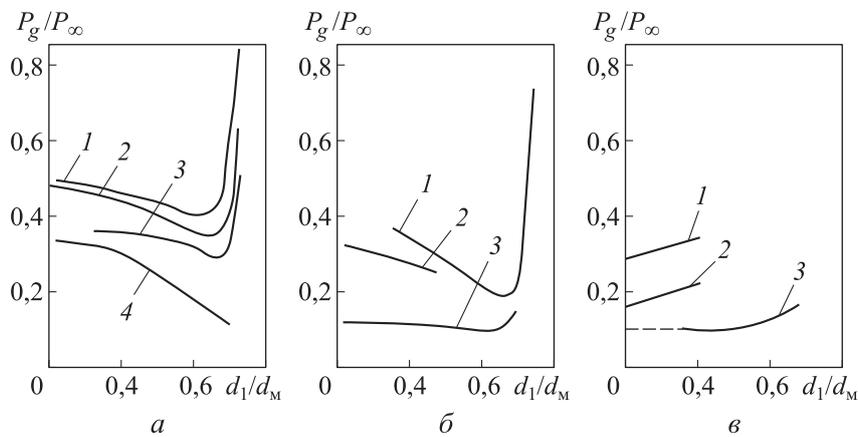


Рис. 5. Влияние относительного диаметра хвостовой державки на донное давление при следующих параметрах:

- a — $M_\infty = 2,0$: 1 — $(Re_\infty)_L = 1,52 \cdot 10^6$; 2 — $L_1/d_M > 3$, $(Re_\infty)_L = 0,9 \cdot 10^4$; 3 — конус-цилиндр, относительный размер донной державки (отнесен к миделю модели); $L_1/d_M > (L_1/d_M)_{кр}$; 4 — острый конус, $\beta_k = 5^\circ$, $L_1/d_M > (L_1/d_M)_{кр}$, $(Re_\infty)_L \geq 8 \cdot 10^6$;
- б — $M_\infty = 2,9$: 1 — $(Re_\infty)_{1M} = (4,0-7,5) \cdot 10^6$; $M_\infty = 4,0$: 2 — $L_1/d_M > 4$, $(Re_\infty)_L = 15,6 \cdot 10^6$; $M_\infty = 4,0$: 3 — острый конус, $\beta_k = 5^\circ$, $L_1/d_M > (L_1/d_M)_{кр}$, $(Re_\infty)_L \geq 8 \cdot 10^6$;
- в — $M_\infty = 7,6$: 1 — $(Re_\infty)_{1M} = 2 \cdot 10^5$, $L_1/d_M = 10$; $M_\infty = 7,6$: 2 — $(Re_\infty)_{1M} = 2 \cdot 10^5$, $L_1/d_M = 10$; $M_\infty = 7,0$: 3 — острый конус, $\beta_k = 5^\circ$, $L_1/d_M > (L_1/d_M)_{кр}$, $(Re_\infty)_L \geq 8 \cdot 10^6$

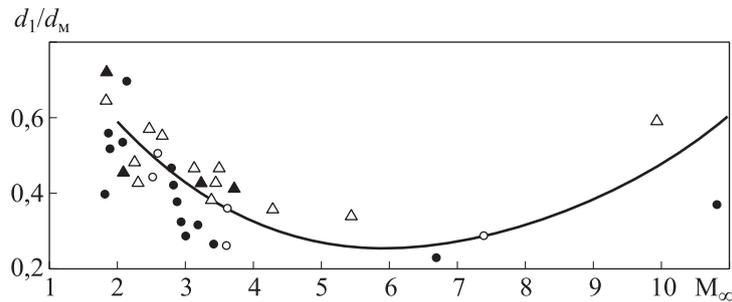


Рис. 6. Результаты измерения донного давления от числа Маха в случае свободного полета ($d_1/d_m = 0$):

▲ — цилиндр с плоским торцом, ○ — острый конус ($\beta_k = 5^\circ$; $\beta_k = 7,5^\circ$; $\beta_k = 10^\circ$; $\beta_k = 20^\circ$), △ — острый конус ($\beta_k = 10^\circ$; $\beta_k = 15^\circ$; $\beta_k = 20^\circ$), ● — сфера, полусфера-цилиндр

По графику, представленному на рис. 7, исследованы аэродинамические характеристики цилиндрического тела вращения с конической затупленной носовой частью (диаметр мидаля $d_m = 50$ мм, угол полураствора конуса $\beta_k = 15^\circ$, степень затупления $R_0/r_m = 0,256$, удлинение тела $L/d_m = 7,0$, удлинение носовой части $L_H/d_m = 1,5$) и затупленного кругового конуса ($d_m = 80$ мм, $\beta_k = 10^\circ$, $R_0/r_m = 0,3514$, $L_H/d_m = 2,0$) [4]. Формы этих тел могут рассматриваться как промежуточные между формами острого конуса и цилиндра со сферическим затуплением.

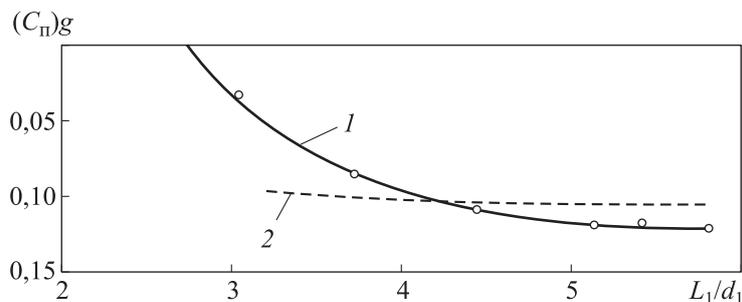


Рис. 7. Зависимость донного давления $(C_p)_g$ от размеров донной державки

при $M_\infty = 0,82$, $\Delta(C_p)_g^{\text{дон}} = 0,01 \Rightarrow (L_1/D)^{\text{дон}} = 4,5$:

○ — эксперимент; 1 — почти непроницаемая граница потока; 2 — идеально проницаемая граница потока

Экспериментальное исследование аэродинамических моделей с использованием магнитного подвеса. Исследование проводилось в аэродинамической трубе баллонного типа, в которой в качестве рабочего тела применялся гелий. Время проведения эксперимента

составляло 6–8 мин. Все исследования проведены при постоянной температуре торможения 297К. Абсолютное давление торможения изменялось от 7 до 21 ата, при этом числа Маха невозмущенного потока изменялись от 14,5 до 16, числа Рейнольдса, вычисленные по характерной длине 28 мм, — от 60 000 до 160 000 (рис. 8). Модель помещалась в рабочей части диаметром 150...180 мм на расстоянии 152 мм от выходного сечения профилированного сопла [14]. Ядро равномерного потока диаметром от 50 до 75 мм простиралось на расстояние 460 мм за местом расположения модели. Координатный механизм, позволявший перемещать насадок внутри исследуемой области в трех взаимно перпендикулярных направлениях, размещался непосредственно за рабочей частью.

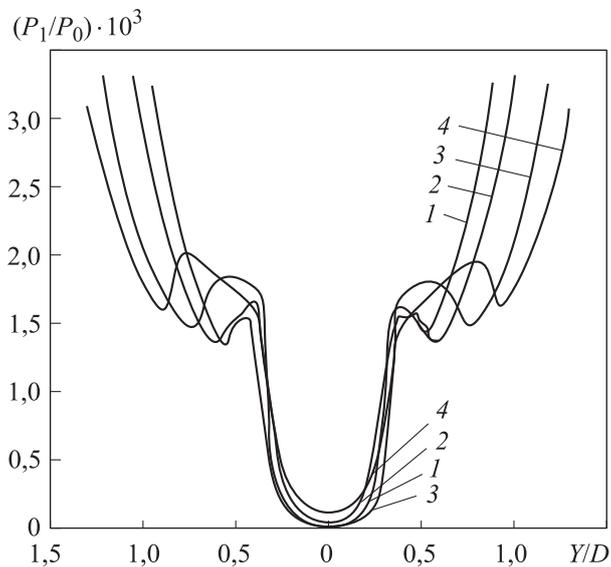


Рис. 8. Профили давления в ближней части следа при $D = 19$ мм, $P_0 = 15,7$ ата, число Рейнольдса, отнесенное к диаметру модели, $Re_{\infty, D} = 90\,800$:
 1 — $Z/D = 1,5$; 2 — $Z/D = 2$; 3 — $Z/D = 3$; 4 — $Z/D = 4$

Отличительная черта исследования — использование магнитного подвеса для ликвидации интерференционных эффектов от державок модели. Полное описание системы магнитного подвеса дано в работе [5]. Система магнитного подвеса была спроектирована специально для размещения сферических тел в гиперзвуковой гелиевой аэродинамической трубе. В эксперименте единственными стационарными силами являются лобовое сопротивление сферы и сила тяжести, поэтому труба была установлена вертикально, чтобы эти силы действовали по одной прямой [14]. Это уменьшило сложность системы. Поскольку модель сферическая, необходимо управление только в трех взаимно

перпендикулярных направлениях, т. е. не нужно управление относительно осей вращения сферы.

Профили давления. Четыре профиля давления (см. рис. 8) сняты с помощью трубки полного напора в ближней части следа на расстоянии от 1,5 до 4 диаметров за сферой диаметром 19 мм. Видно, что в этой области ширина следа изменяется мало, а амплитуда остается, по существу, постоянной. На расстоянии в 1,5 диаметра заметен разрыв профиля в области вне вязкого следа. При расстоянии в 2 диаметра этот разрыв накладывается на сливающиеся волны сжатия, идущие из области горла следа. Вероятно, этот разрыв представляет собой отрывной (передний) скачок уплотнения, образующийся при отрыве пограничного слоя от поверхности тела.

Характерные профили давления в трубках полного напора за областью горла следа за сферой диаметром 19 мм приведены на рис. 9, а три профиля в следе за сферой диаметром 9,5 мм показаны на рис. 10. Если вблизи от тела при $Z/D = 8$ амплитуда вязкого следа сравнительно велика, то при $Z/D = 40$ вязкий след становится почти неотличимым от невязкого.

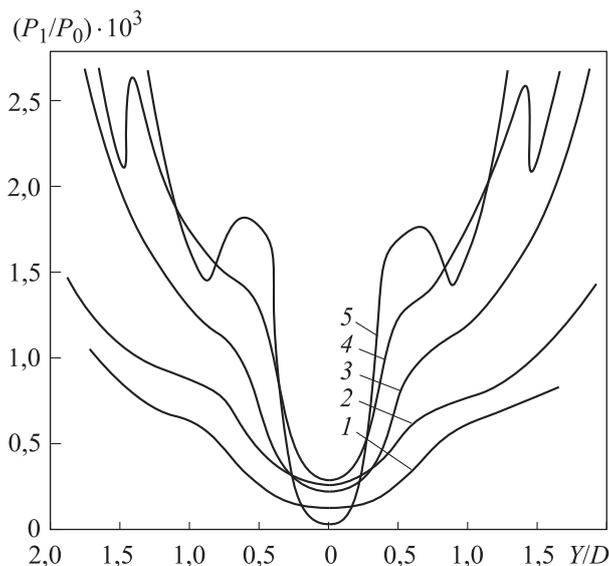


Рис. 9. Профили давления при $D = 19$ мм, $P_0 = 15,7$ ата, $Re_{\infty, D} = 90\,800$:

1 — $Z/D = 20$; 2 — $Z/D = 16$; 3 — $Z/D = 10$; 4 — $Z/D = 6$; 5 — $Z/D = 3$

Для того чтобы оценить влияние изменения числа Рейнольдса, трубкой полного напора были измерены профили давления за сферой диаметром 19 мм при других значениях числа Рейнольдса на единицу длины в невозмущенном потоке, в котором число Маха изменяется так же, как и число Рейнольдса, при изменении давления торможения (рис. 11). Поэтому давление, измеренное трубкой полного напора при

различных значениях давления торможения, отнесено к давлению в трубке полного напора в невозмущенном потоке $P_{t,\infty}$. Поскольку невязкая область не должна зависеть от изменения числа Рейнольдса, такое представление дает более хорошую основу для изучения влияния этого числа на донное давление.

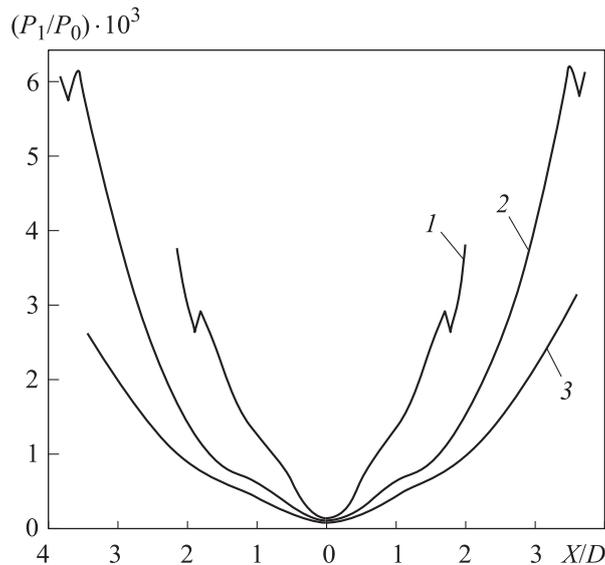


Рис. 10. Профили давления при $D = 9,5$ мм, $P_0 = 15,7$ ата, $Re_{e,D} = 4,54 \cdot 10^4$:
 1 — $Z/D = 8$; 2 — $Z/D = 20$; 3 — $Z/D = 40$

Профили давления, полученные на расстоянии двух диаметров за сферой диаметром 19 мм, показаны на рис. 11. Эти профили подобны (в пределах точности эксперимента), исключение составляет область на границе вязкого следа [12]. При более высоких числах Рейнольдса отрывной скачок уплотнения можно отличить от области сливающихся волн сжатия. Но при меньших числах Рейнольдса скачок и волны сжатия сливаются и перестают отличаться друг от друга.

Известные данные о расстояниях перехода в следах за сферами при гиперзвуковых скоростях указывают, что внутри области измерений должен возникать переход, который происходит тогда, когда $Re_{\infty,x} / M_\infty \approx 8 \cdot 10^4$ при $M_\infty \geq 10$, где $Re_{\infty,x} = \rho_\infty U_\infty x / \mu_\infty$, а x — размерное расстояние за телом. Для представленных экспериментов формула дает значение $X_{\text{перех}} = 274,3$ мм. Можно предположить, что критическое число Рейнольдса, ниже которого переход никогда не возникает, составляет $(Re_{e,D})_{\text{кр}} = 500$, где $Re_{e,D} = \rho_e U_e x / \mu_e$. Данные для цилиндра показывают, что это число ближе к 1500. Из расчетов

следует, что для сферы диаметром 9,5 мм $Re_{e,D} = 1500$ на расстоянии 40 диаметров и для сферы диаметром 19 мм $Re_{e,D} \approx 2400$ на расстоянии 20 диаметров.

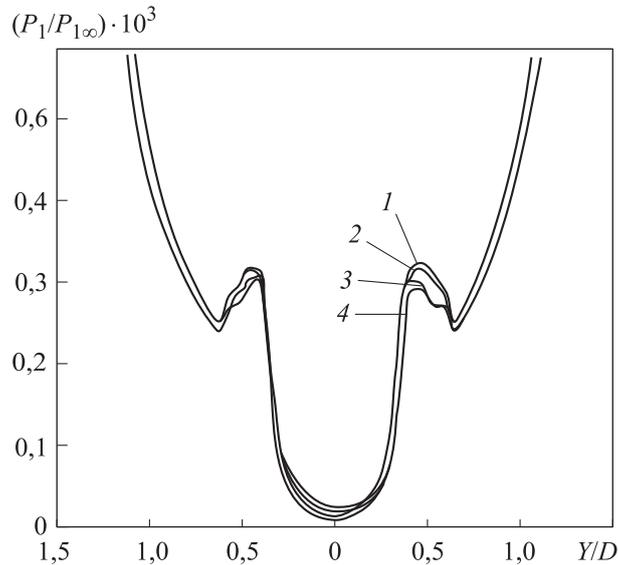


Рис. 11. Влияние изменения числа Рейнольдса, вычисленного по размеру тела $Z/D = 2$, $D = 19$ мм:

- 1 — $P_0 = 9,8$ ата, $M_\infty = 15,3$, $Re_D \cdot 10^{-4} = 3,60$; 2 — $P_0 = 12,3$ ата, $M_\infty = 15,8$,
 $Re_D \cdot 10^{-4} = 7,50$; 3 — $P_0 = 15,7$ ата, $M_\infty = 16,3$, $Re_D \cdot 10^{-4} = 9,08$;
 4 — $P_0 = 19,3$ ата, $M_\infty = 16,6$, $Re_D \cdot 10^{-4} = 10,90$

Экспериментальные данные указывают на существование возрастающего участка кривой на расстоянии первых трех диаметров из-за торможения потока в области горла следа [13]. Далее трех диаметров тела давление (P_t/P_0) в трубке полного напора монотонно уменьшается до прямой линии, обозначенной (P_t/P_0). Это — величина давления, которая была бы измерена трубкой полного напора, если бы поток за прямым скачком при числе Маха невозмущенного потока снова изэнтропически расширился до давления, равного давлению в окружающем невозмущенном потоке.

На расстоянии нескольких первых диаметров тела за горлом следа местное число Маха быстро увеличивается. Таким образом, повышение давления, измеряемого трубкой полного напора, в этой области должно быть вызвано возрастанием местного давления торможения. В этой области следа *радиальные* градиенты давления торможения и скорости имеют большие положительные значения [14], поэтому увеличение

давления торможения на оси можно объяснить либо ламинарным, либо турбулентным переносом количества движения к оси.

Заключение. Донное сопротивление летательного аппарата — часть профильного сопротивления, вызванного наличием области срыва потока за донным срезом (притупленной задней кромкой) тела, обтекаемого потоком газа. Внешний поток, обтекающий плоские тела (крыло, оперение) и тела вращения (фюзеляж самолета, корпус ракеты), стекая с их поверхности, увлекает (эжектирует) воздух из области за донным срезом. В результате за донным срезом образуется область с пониженным давлением и, следовательно, возникает результирующая сила, препятствующая движению тела. Степень понижения давления за донным срезом существенно зависит от состояния пограничного слоя, стекающего за донный срез, и геометрических параметров донной державки и самого тела. Пограничный слой, стекающий с поверхности тела, образует слой смещения, который отделяет область донного давления от внешнего потока и определяет эжектирующее действие набегающего потока. Чем толще пограничный слой у донного среза, тем меньше эжекция, больше донное давление и меньше донное сопротивление. Влияние числа Рейнольдса Re на давление за донным срезом, а именно на донное сопротивление, наиболее сильно проявляется при малых значениях (т. е. при ламинарном пограничном слое) и в диапазоне, соответствующем переходу ламинарного течения в турбулентное. В случае турбулентного пограничного слоя донное сопротивление практически не зависит от Re . Донное сопротивление падает за телами вращения, что связано с различным распределением скоростей поперек «донного следа» в зависимости от донной державки. Однако у двумерных тел, у которых размер донного среза значительно меньше толщины самого тела, донное сопротивление составляет небольшую долю полного аэродинамического сопротивления. Наоборот, у осесимметричных тел, у которых диаметр донного среза может быть равен максимальному диаметру тела, донное сопротивление может составлять большую долю полного сопротивления в зависимости от величины донной державки, превосходя сопротивление трения и сопротивление давления на любую часть тела. Поэтому оценки аэродинамических характеристик, траекторий полета и потребных тяг летательных аппаратов некоторых типов невозможны без знания влияния донных державок.

При этом на донном срезе может устанавливаться как повышенное, так и пониженное давление, определяющее значение зависимости от геометрических размеров донных державок.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Калугин В.Т., Мичкин А.А., Чернуха П.А., Чин Ч.Х. Экспериментальное и математическое моделирование процессов обтекания летательных аппаратов при управлении течением в ближнем следе. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1, с. 71–81.
- [2] Сидняев Н.И. Исследование аэродинамических характеристик затупленных тел вращения при обтекании сверхзвуковым потоком с массообменом. *Проблемы машиностроения и надежности машин*, 2006, № 4, с. 9–17.
- [3] Сидняев Н.И. Аэродинамические характеристики гиперзвуковых летательных аппаратов с поверхностным массообменом. *Математическое моделирование*, 2008, т. 20, № 4, с. 23–34.
- [4] Сидняев Н.И. Исследование влияния поддерживающих устройств на донное давление моделей сверхзвуковых летательных аппаратов. *Письма в журнал технической физики*, 2013, т. 39, № 8, с. 17–24.
- [5] Босняков С.М., Власенко В.В., Курсаков И.А. [и др.] Задача интерференции оживального тела вращения с державкой аэродинамической трубы и особенности ее решения с использованием ЭВМ. *Ученые записки ЦАГИ*, 2011, № 3, с. 28–42.
- [6] Богословский С.Б., Пантелеев А.С. Идентификация динамических характеристик летательного аппарата по результатам аэромагнитного эксперимента. *Научное приборостроение*, 2001, т. 11, № 2, с. 78–85.
- [7] Коробков В.А., ред. *Задачи и методы экспериментальной аэродинамики: Сб. науч. трудов*. Санкт-Петербург, ГУАП, 1994, 160 с.
- [8] Богословский С.В. *Теория и практика аэромагнитного моделирования*. Санкт-Петербург, ГУАП, 1998, 136 с.
- [9] Мхитарян А.М. *Аэродинамика*. Москва, Машиностроение, 1976, 448 с.
- [10] Сэйдж Э.П., Мелс Д.Л. *Идентификация систем управления*. Москва, Наука, 1974, 311 с.
- [11] Петров К.П. *Аэродинамика тел простейших форм*. Научное издание. Москва, Факториал, 1998, 250 с.
- [12] Воеводин А.В., Прысев Б.Ф. Использование панельного метода расчета для исследования сходимости результатов испытаний в АДТ на ленточной подвеске и хвостовой державке. *Ученые записки ЦАГИ*, 2008, т. 39, № 1, с. 2–16.
- [13] Исследование течений за донным срезом тел, обтекаемых потоком газа (по материалам иностранной печати за 1967–1972 гг.). *Обзор ОНТИ ЦАГИ*, 1974, № 452, с. 125–128.
- [14] Garanin A.F., Glagolev A.I., Zubkov A.I., Sukhanovskaya L.D. Drag of bodies of revolution in supersonic flow with the heat and mass addition to the near wake. *Fluid Dynamics*, 2002, vol. 37, no. 2, pp. 158–165.

Статья поступила в редакцию 17.04.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Сидняев Н.И., Баттулга Э. Особенности течения в донной области экспериментальных моделей летательных аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 5. EDN LSVYIJ

Сидняев Николай Иванович — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой, МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: Sidn_ni@mail.ru

Баттулга Энхжаргал — аспирантка, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация; преподаватель Монгольского университета науки и технологии, Улан-Батор, Монголия. e-mail: enhee_jrgl@yahoo.com

Flow peculiarities in the bottom region of experimental aircraft models

© N.I. Sidnyaev¹, E. Battulga^{1, 2}

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

²Mongolian University of Science and Technology, Ulaanbaatar, 14191, Mongolia

The paper presents research in the field of experimental aerodynamics, which is related to the problem of sudden expansion of external compressible flow behind the bottom slice of experimental aircraft models and bottom pressure. The paper postulates that a significant part of the total drag is the drag caused by bottom rarefaction. It is shown that bottom pressure is lower than atmospheric pressure at high flight speeds. The proposed methods associated with aerodynamic and ballistic tests allowed to investigate the dependence of bottom pressure on Mach number of flight and supporting devices.

A series of experiments showed that the boundary layer has a certain influence on the bottom pressure. A detailed study of the flow behind spheres attached to a magnetic suspension in helium flow at $M = 16$ is presented. Pressure measurements using a full head tube were used to study the region behind the spheres at distances ranging from 1 to 50 body diameters. Two spheres with diameters of 19 and 9.5 mm were tested at various Reynolds numbers, calculated from the body size, ranging from 45400 to 109000. Investigations indicate that the transition to turbulent flow must occur within the investigated region, but measurements of the voltage drop on the thermoanemometer filament lead to the conclusion that the trace was most likely laminar. Detailed pressure distributions in the full-head tubes along the axis and along the radius are presented, and they are compared with experimental data for a flat cylinder at the same Mach number with data obtained on the ballistic trace and with data obtained from the two theories. The measured RMS values of the voltage drop on the thermoanemometer filament are constant and have a very small value on the axis of the trace, but increase sharply at the edges of the trace.

Keywords: aerodynamic experiment, bottom holder, boundary layer, experiment, trace, uncertainty

REFERENCES

- [1] Kalugin V.T., Michkin A.A., Chernukha P.A., Chung Hieu Chin. Eksperimentalnoe i matematicheskoe modelirovanie protsessov obtekaniya letatelnykh apparatov pri upravlenii techeniem v blizhnem slede [Experimental and mathematical modeling of flow processes around aircraft during flow control in the near trace]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2011, no. 1, pp. 71–81.
- [2] Sidnyaev N.I. Issledovanie aerodinamicheskikh kharakteristik zatuplennykh tel vrashcheniya pri obtekani sverkhzvukovym potokom s massoobmenom [Study of aerodynamic characteristics of blunt bodies of revolution during supersonic flow with mass transfer]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin — Journal of Machinery Manufacture and Reliability*, 2006, no. 4, pp. 9–17.
- [3] Sidnyaev N.I. Aerodinamicheskie kharakteristiki giperzvukovykh letatelnykh apparatov s poverkhnostnym massoobmenom [Aerodynamic characteristics of hypersonic aircraft with the surface mass transfer]. *Matematicheskoe modelirovanie — Mathematical Models and Computer Simulations*, 2008, vol. 20, no. 4, pp. 23–34.

- [4] Sidnyaev N.I. Issledovanie vliyaniya podderzhivayushchikh ustroystv na donnoe davlenie modeley sverkhzvukovykh letatelnykh apparatov [Study of the influence of supporting devices on the bottom pressure of the supersonic aircraft models]. *Pisma v zhurnal tekhnicheskoy fiziki — Technical Physics Letters*, 2013, vol. 39, no. 8, pp. 17–24.
- [5] Bosnyakov S.M., Vlasenko V.V., Kursakov I.A. et al. Zadacha interferentsii ozhivalnogo tela vrashcheniya s derzhavkoy aerodinamicheskoy truboy i osobennosti ee resheniya s ispolzovaniem EVM [A problem of interference between ogival body of revolution and wind tunnel sting and peculiarities of its solution using computers]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2011, no. 3, pp. 28–42.
- [6] Bogoslovsky S.B., Pantelev A.S. Identifikatsiya dinamicheskikh kharakteristik letatelnykh apparatov po rezultatam aeromagnitnogo eksperimenta [Identification of dynamic characteristics of flying vehicles by aeromagnetic observations]. *Nauchnoe priborostroenie — Scientific Instrumentation*, 2001, vol. 11, no. 2, pp. 78–85.
- [7] Korobkov V.A., ed. *Zadachi i metody eksperimentalnoy aerodinamiki: Sb. nauchnykh trudov* [Problems and methods of experimental aerodynamics: Collection of scientific papers]. St. Petersburg, GUAP Publ., 1994, 160 p.
- [8] Bogoslovsky S.V. *Teoriya i praktika aeromagnitnogo modelirovaniya* [Theory and practice of aeromagnetic modeling]. St. Petersburg, GUAP Publ., 1998, 136 p.
- [9] Mkhitaryan A.M. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976, 448 p.
- [10] Sage A.P., Melsa J.L. *System identification*. Academic Press, 1971 [In Russ.: Seydz E.P., Mels D.L. Identifikatsiya sistem upravleniya. Moscow, Nauka Publ., 1974, 311 p.].
- [11] Petrov K.P. *Aerodinamika tel prosteyshikh form. Nauchnoe izdanie* [Aerodynamics of bodies of the simplest forms. Scientific publication]. Moscow, Faktorial Publ., 1998, 250 p.
- [12] Voevodin A.V., Prysev B.F. Ispolzovanie panelnogo metoda rascheta dlya issledovaniya skhodimosti rezultatov ispytaniy v ADT na lentochnoy podveske i khvosotovoy derzhavke [Using the panel calculation method to study the convergence of test results in a wind tunnel on a tape suspension and a tail holder]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2008, vol. 39, no. 1, pp. 2–16.
- [13] Issledovanie techeniy za donnym srezom tel, obtekaemykh potokom gaza (Po materialam inostrannomy pechati za 1967-1972 gg.) [Study of flows behind the bottom section of bodies streamlined by a gas flow (Based on foreign press materials for 1967–1972)]. *Obzor ONTI TsAGI — Review of ONTI TsAGI*, 1974, no. 452, pp. 125–128.
- [14] Garanin A.F., Glagolev A.I., Zubkov A.I., Sukhanovskaya L.D. Drag of bodies of revolution in supersonic flow with the heat and mass addition to the near wake. *Fluid Dynamics*, 2002, vol. 37, no. 2, pp. 158–165.

Sidnyaev N.I., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Higher Mathematics, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: sidn_ni@mail.ru

Battulga Enkhjargal, Lecturer, Department of Applied Mathematics, Mongolian University of Science and Technology; Postgraduate in Higher Mathematics, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: enhee_jrgl@yahoo.com