

УДК 533.6.013.12

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ДВУХ ТЕЛ ПРИ ТРАНС- И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОТОКА

Н. Н. Пилюгин, В. С. Хлебников*

Научно-исследовательский институт механики Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова, 119899 Москва

* Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского, 140180 Жуковский

Приведены результаты экспериментальных исследований течения около двух тел (конус — диск, сфера — диск), соединенных вдоль оси симметрии цилиндрическим стержнем, при транс- и сверхзвуковых режимах обтекания. Выполнен анализ особенностей течения. Установлено, что зависимость коэффициента сопротивления C_x пары тел от числа Маха в диапазоне $0,6 \leq M \leq 1,7$ немонотонна. Выявлены причины гистерезиса зависимостей $C_x(M)$ для двух тел на этапах разгона и торможения потока и при дискретном изменении числа Маха. Оценено влияние угла раствора конусов и размеров обоих тел на коэффициент сопротивления моделей.

Ключевые слова: транс- и сверхзвуковой поток, коэффициент сопротивления, гистерезис, пара тел конус — диск, дискретное изменение числа Маха.

Введение. Исследование транс- и сверхзвукового обтекания тел необходимо для решения многих проблем авиационно-космической техники, таких как спуск космических аппаратов с тормозным устройством в атмосферах планет, управление полетом летательного аппарата на этих режимах и др. В последние годы появилось большое количество работ, посвященных изучению течений около двух тел при транс- и сверхзвуковых скоростях потока, в которых приведены результаты исследований структуры потока между телами [1–6], закономерностей распределений давления и теплового потока на поверхности тела, расположенного в следе [7–11], аэродинамического сопротивления пары тел [12, 13], пульсаций течения в отрывной зоне [14, 15] и т. д. Классификация режимов обтекания тел неравномерным (типа следа) сверхзвуковым потоком приведена в [16], там же проанализировано влияние степени неравномерности набегающего потока на картину течения и представлены результаты расчетов и измерений динамических и тепловых параметров для двух тел разной формы, не соединенных между собой.

В случае соединения тел тонкими стержнями картина обтекания тел меняется [17]. В работе [17] показано, что для оценки сверху коэффициента сопротивления и теплового потока на поверхности заднего тела, соединенного с передним телом, можно использовать максимальные значения этих величин на заднем теле при отсутствии соединения [16]. Следует отметить, что режимы обтекания двух тел, зависящие от чисел Маха и Рейнольдса, геометрии тел и типа их соединения, изучены недостаточно.

Исследование торможения различных пар тел при трансзвуковых скоростях потока является сложной проблемой вычислительной и экспериментальной аэродинамики. Сложность ее заключается в том, что система двух тел является многопараметрической, кроме

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (коды проектов 01-01-00050, 00-15-96030).

Форма тела	Номер модели	d (D), мм	h , мм	θ , град
Конус	1	14,8	15,0	26,2
	2	15,0	20,0	20,6
	3	15,0	25,0	16,7
	4	20,0	15,0	33,7
	5	20,0	20,0	26,6
	6	20,0	25,0	21,8
Цилиндр	7	10,0	10,0	—
Сфера	8	10,3	—	—
Диск	I	20,0	5,0	—
	II	29,8	5,0	—

того, в зависимости от расстояния между телами могут возникать отрывные течения различного типа [16]. Поэтому мало изучены закономерности перестройки отрывного течения при переходе от дозвукового к сверхзвуковому режиму обтекания двух тел. Экспериментальные данные для двух тел в области трансзвуковых скоростей получены в работах [12, 13]. В [12] представлены результаты экспериментального исследования обтекания системы тел конус (цилиндр) — диск, соединенных стержнем. Эксперименты выполнены на баллистической установке в следующих диапазонах чисел Маха и Рейнольдса: $1,2 \leq M \leq 2,1$; $4 \cdot 10^5 \leq Re \leq 10^6$. Число Рейнольдса вычислено по параметрам невозмущенного потока, скорости полета модели и диаметру диска D . Выявлен характер изменения картины течения около пары тел, а также получена зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления моделей C_x от числа Маха. Установлена сильная немонотонность изменения величины C_x в достаточно узком диапазоне чисел Маха. В [13] исследовано обтекание моделей цилиндр — диск в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью в диапазоне $0,5 \leq M \leq 1,7$; $10^5 \leq Re < 1,5 \cdot 10^6$ в случаях разгона и торможения потока в трубе, а также при дискретном изменении числа Маха. Проведен анализ зависимости $C_x(M)$ при изменении длины соединительного стержня. Описаны особенности перехода трансзвуковой структуры течения в сверхзвуковую. При $M = 1,7$ получены зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления модели от сопротивления переднего тела для схем течения, когда отрыв происходил с переднего тела или стержня.

Настоящая работа является продолжением работ [12, 13].

1. Постановка экспериментов. Испытания моделей конус — диск проведены в аэродинамической трубе СВС-1 периодического действия с открытой рабочей частью, оснащенной профилированным осесимметричным соплом и перфорированным (50 %) насадком. Регулирование числа Маха в рабочей части трубы осуществлялось поддержанием определенного давления в форкамере трубы с помощью дросселя. Числа Маха и Рейнольдса в испытаниях изменялись в следующих диапазонах: $0,6 \leq M \leq 1,7$; $10^5 < Re < 1,5 \cdot 10^6$. Размеры установленных впереди острых конусов и расположенных сзади дисков приведены в таблице (d — диаметр конуса; D — диаметр диска; h — высота конуса или толщина диска; θ — угол раствора конуса). Тела устанавливались на державки различной длины, которые крепились в гнезде однокомпонентных весов. Для обозначения модели использовались два номера. Кроме того, каждая модель характеризовалась параметром l — отношением длины соединительного стержня l_0 к диаметру диска D . Диаметр стержня, соединяющего тела, равен 5 мм.

При обычных испытаниях запуск трубы осуществлялся на заранее заданном режиме течения в потоке. Давление в форкамере трубы измерялось групповым регистрирующим манометром. В качестве трассы от форкамеры до датчика на манометре использовалась

медная трубка длиной $3,5 \div 4,0$ м с внутренним диаметром $0,003$ м. Сила сопротивления моделей измерялась тензометрическими аэродинамическими весами, предназначенными для стационарных испытаний и обеспечивающими хорошую воспроизводимость результатов. Однако стандартный метод проведения испытаний в трубе СВС-1 не подходит для исследований при разгоне и торможении потока. Поэтому в методику проведения испытаний было внесено два изменения. Во-первых, для измерения силы аэродинамического сопротивления модели были спроектированы и изготовлены однокомпонентные весы (прототипом для них послужили аэродинамические весы, используемые в ударных трубах), которые позволяли практически мгновенно (в течение $0,5$ мс) записывать ее значение при плавном изменении параметров потока в трубе. Во-вторых, для измерения давления в одном из технологических отверстий в форкамере трубы был установлен датчик ИКД, показания которого через вольтметр записывались на осциллограмму, на которой записывались также значения аэродинамической силы. Расстояние от модели до критического сечения сопла составляло менее $1,5$ м. Сдвиг по времени между записями на осциллограмму значений аэродинамической силы и давления в форкамере трубы не превышал 7 мс, т. е. можно считать, что измерения проводились практически синхронно.

Как отмечено выше, при проведении испытаний число Маха изменялось либо непрерывно на этапе разгона и торможения потока, либо дискретно. Разгон и торможение потока производились в течение $10 \div 15$ с. Перед каждым пуском трубы в помещении, где проводились испытания, записывались показания давления P_a и температуры. По этим параметрам и давлению в форкамере трубы $P_{фк}$ вычислялись значения числа Маха и скоростной напор потока. По данным метрологических исследований, проведенных в Центральном аэрогидродинамическом институте, в сечении, где устанавливалась модель, статическое давление P в потоке отличалось от атмосферного P_a на $1; 0,5; 1; 3$ % при $M = 1,1; 1,2; 1,5; 1,7$ соответственно. Для сопла с перфорированным (50 %) насадком при $M > 1$ возникали потери полного давления в потоке, не превышавшие $0,25$ %. Отличие истинного значения числа Маха потока в рабочей части трубы, полученного с учетом указанных выше факторов, от значения числа Маха, вычисленного по отношению $P_{фк}/P_a$, было максимальным при $M = 1,5 \div 1,7$ и не превышало $1,3$ %. Скос потока в вертикальной и горизонтальной плоскостях в рабочей части трубы не превышал $0,4^\circ$.

Измерение весами аэродинамической силы, действующей на модель во время испытаний, проводилось с точностью до 1 %. При вычислении коэффициента C_x модели использовалась площадь диска. Визуализация течения около модели осуществлялась с помощью прибора Теплера. Скорость киносъемки составляла 24 кадр/с.

2. Результаты экспериментов. На рис. 1 представлены типичные кинограммы обтекания, на рис. 2 — зависимости $C_x(M)$ на этапах разгона, торможения потока и при дискретном изменении числа Маха. Из сопоставления данных на рис. 1, 2 следует, что на этапе разгона потока присоединение скачка уплотнения к конусу и образование между ним и диском сверхзвуковой отрывной зоны ($l < l^*$ (см. рис. 1, а)) сопровождается локальным увеличением коэффициента C_x в достаточно узком диапазоне значений числа Маха (для модели сфера — диск такое увеличение C_x наблюдается при $M = 1,15$ (кривая 1 на рис. 2)). На рис. 2–4 $l^* = l_0^*/D$; l_0^* — критическое расстояние между телами, при котором отрыв потока с кромки конуса смещается на стержень. При $l > l^*$ на зависимости $C_x(M)$ наблюдалось два локальных максимума. Первый соответствовал изгибу головного скачка уплотнения перед передним телом (в случае конуса — присоединению его к вершине) и смещению локальной сверхзвуковой зоны в сторону диска, второй — образованию сверхзвуковой отрывной зоны перед диском (см. рис. 1, б). Для модели сфера — диск локальные максимумы C_x зафиксированы при $M \approx 1,06$ и $M \approx 1,4$ (кривая 4 на рис. 2).

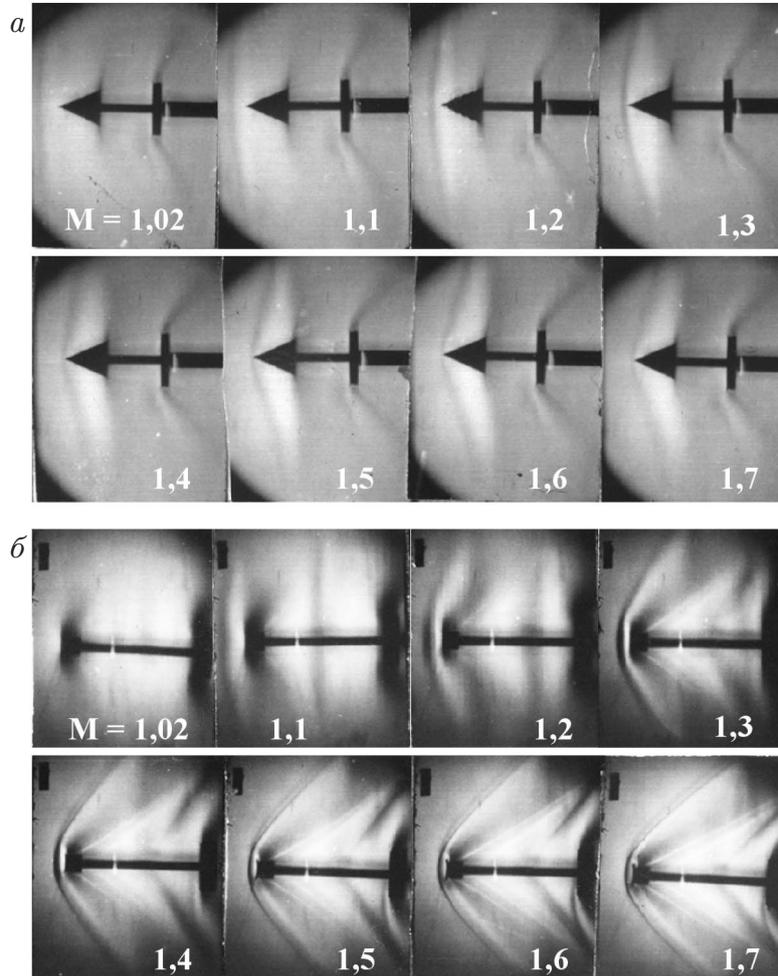


Рис. 1. Кинограммы обтекания моделей при разгоне потока ($M = 1,02 \div 1,7$):
 а — конус — диск 2-I, $l = 1,5 < l^*$; б — цилиндр — диск 7-II, $l = 2 > l^*$

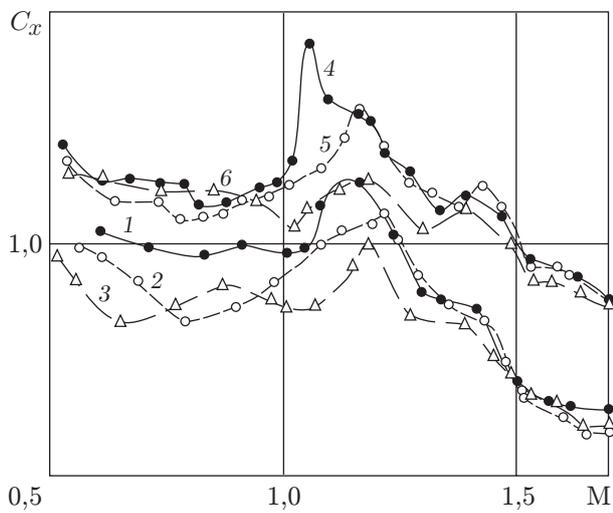


Рис. 2. Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления модели сфера — диск от числа Маха набегающего потока на этапах разгона (1, 4), торможения (2, 5) и при дискретном изменении числа Маха (3, 6):
 1-3 — 8-I, $l = 1 < l^*$; 4-6 — 8-II, $l = 2 > l^*$

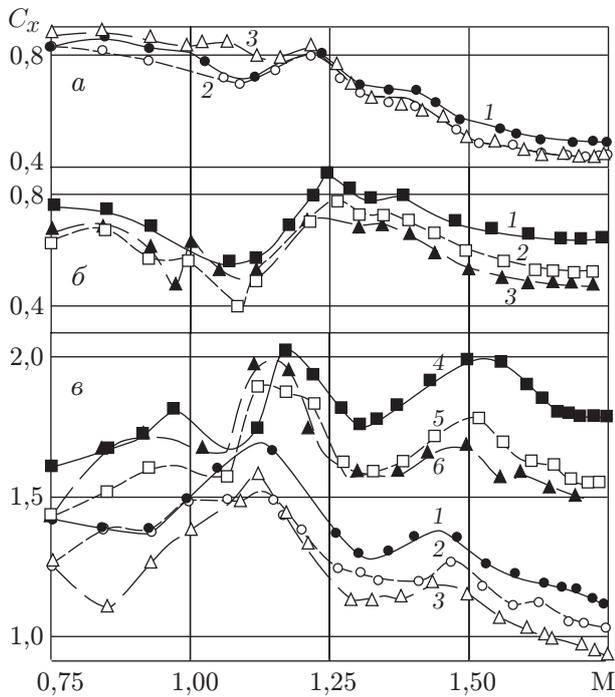


Рис. 3

Рис. 3. Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления модели конус — диск от числа Маха набегающего потока на этапе его разгона:
 а — $l = 1,5 < l^*$ (1 — 1-II, 2 — 2-II, 3 — 3-II); б — $l = 1,5 < l^*$ (1 — 4-II, 2 — 5-II, 3 — 6-II); в — $l = 4,5 > l^*$ (1 — 1-I, 2 — 2-I, 3 — 3-I, 4 — 4-I, 5 — 5-I, 6 — 6-I)

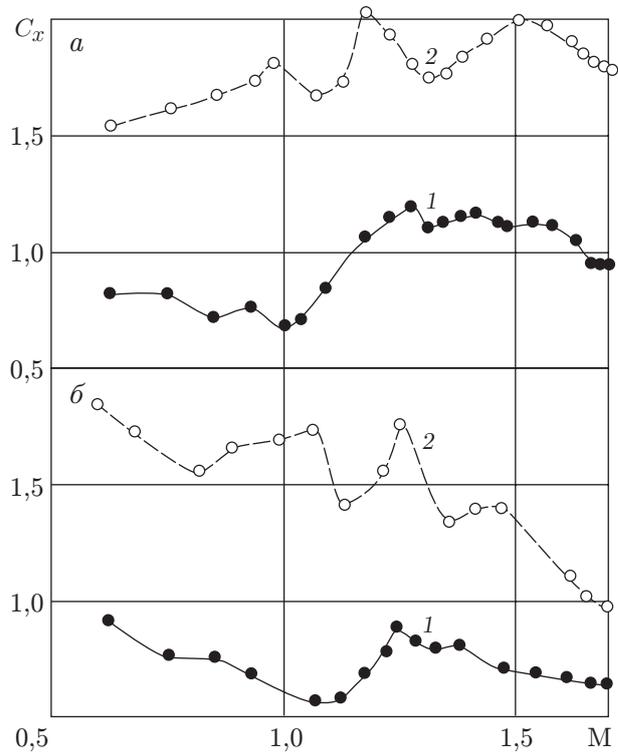


Рис. 4

Рис. 4. Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления модели конус — диск от числа Маха набегающего потока на этапе его разгона:
 а — 4-II (1 — $l = 1,5 < l^*$, 2 — $l = 2,5 > l^*$); б — 4-I (1 — $l = 2,25 < l^*$, 2 — $l = 4,5 > l^*$)

Результаты измерения силы сопротивления двух тел при стандартных испытаниях в трубе аэродинамическими весами при фиксированных значениях числа Маха потока хорошо воспроизводились, так же как результаты измерения аэродинамической силы сопротивления моделей новыми весами. В то же время анализ зависимостей $C_x(M)$ на рис. 2 показал, что в условиях разгона и торможения потока в трубе максимальные значения C_x и их положение в диапазоне $0,6 < M < 1,45$ меняются и отличаются от значений, полученных при дискретном изменении числа Маха, что свидетельствует о существовании гистерезиса зависимости $C_x(M)$. По-видимому, это связано с нестационарностью течения около пары тел на исследованных режимах обтекания. Получить количественную информацию о влиянии нестационарности можно лишь после проведения аналогичных испытаний при фиксировании изменения режима потока в трубе.

Поскольку представленные на рис. 2 зависимости $C_x(M)$ при $l < l^*$ и $l > l^*$ для различных способов изменения режимов работы трубы качественно согласуются, дальнейшее исследование влияния размеров конуса, расстояния между телами и диаметра диска на коэффициент C_x проводилось на режиме разгона потока в трубе.

На рис. 3 представлены зависимости $C_x(M)$ для моделей конус — диск на этапе их разгона. Анализ приведенных зависимостей показал, что при $M > 1$, как и в случае затуп-

ленного переднего тела (кривые 1, 4 на рис. 2), для конических передних тел при $l < l^*$ наблюдается один локальный максимум коэффициента C_x при $M = 1,20 \div 1,25$ (рис. 3, а, б), а при $l > l^*$ — два локальных максимума C_x : при $M = 1,13 \div 1,17$ и при $M = 1,46 \div 1,52$ (рис. 3, в). Следует отметить, что при $M > 1,3$ с увеличением сопротивления конуса в невозмущенном потоке значения C_x увеличиваются (см. рис. 3, б, в).

Исследуем влияние длины соединительного стержня между телами и диаметра диска на зависимость $C_x(M)$ для модели конус — диск при фиксированной геометрии переднего тела.

На рис. 4 представлены зависимости $C_x(M)$ для модели конус — диск на этапе ее разгона. Из приведенных зависимостей следует, что независимо от диаметра диска перестройка течения при $l < l^*$ (кривые 1) и $l > l^*$ (кривые 2) сопровождается увеличением коэффициента C_x во всем исследуемом диапазоне чисел Маха, в том числе при дозвуковом обтекании. Возрастание зависимости $C_x(M)$ в этом случае вызвано тем, что при увеличении длины стержня, соединяющего тела, диск выходит из аэродинамической тени переднего конуса, что приводит к увеличению его сопротивления.

Отметим также, что в случае $l > l^*$ (кривые 2 на рис. 4) при $M = 0,97 \div 1,05$ появляется еще один локальный максимум C_x , что обусловлено увеличением донного сопротивления за конусами [18].

Значения коэффициента C_x при $0,7 \leq M < 1$ в случае $l < l^*$ (кривые 1 на рис. 4) и при $0,75 \leq M < 1,1$ в случае $l > l^*$ (кривые 2 на рис. 4) практически совпадают. Однако в сверхзвуковом режиме обтекания при $M > 1$, $l < l^*$ и при $M > 1,1$, $l > l^*$ значение C_x для модели 4-I больше, чем для модели 4-II. Тем не менее во всем исследуемом диапазоне чисел Маха сила сопротивления, действующая на модель 4-II, больше силы сопротивления, действующей на модель 4-I, поскольку отношение площадей дисков равно 2,25.

Закключение. В результате проведенных экспериментов изучена картина течения около пары тел и определена зависимость $C_x(M)$ в диапазоне чисел Маха $0,6 < M < 1,7$. Выяснены причины гистерезиса зависимостей $C_x(M)$ на этапах разгона, торможения потока и при дискретном изменении числа Маха.

ЛИТЕРАТУРА

1. Charwat A. F., Roos J. N., Dewey F. G., Hitz J. A. An investigation of separated flows. Pt 1. The pressure field // J. Aerospace Sci. 1961. V. 28, N 6. P. 457–470.
2. Dayman B. (Jr.), Kurtz D. W. Forebody effects on drogue drag in supersonic flow. N. Y., 1968. (Paper / AIAA; N 68-8).
3. Карпов Ю. Л., Семенкевич Ю. П., Черкез А. Я. К расчету отрывного течения между двумя телами // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1968. № 3. С. 88–94.
4. Кудрявцев В. Н., Черкез А. Я., Шилов В. А. Исследование сверхзвукового обтекания двух разделяющихся тел // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1969. № 2. С. 91–99.
5. Хлебников В. С. Картина сверхзвукового обтекания пары тел и перестройка течения между ними // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1994. № 1. С. 158–165.
6. Цыганов П. Г. Влияние сопротивления переднего тела на перестройку течения между двумя телами, одно из которых находится в следе другого при сверхзвуковом обтекании // Тр. ЦАГИ. 1991. Вып. 2494. С. 3–12.
7. Головачев Ю. П., Леонтьева Н. В. Численное исследование обтекания затупленного тела, расположенного в области сверхзвукового следа. Л., 1984. (Препр. / АН СССР. Физ.-техн. ин-т им. А. Ф. Иоффе; № 918).
8. Хлебников В. С. Осесимметричное обтекание пары тел сверхзвуковым потоком газа // Учен. зап. ЦАГИ. 1978. Т. 9, № 6. С. 108–114.

9. **Белов И. А., Михалев А. Н., Дементьев И. М. и др.** Моделирование сверхзвукового обтекания тел вращения с передней срывной зоной. Л., 1986. (Препр. / АН СССР. Физ.-техн. ин-т им. А. Ф. Иоффе; № 1033).
10. **Еремейцев И. Г., Пилюгин Н. Н., Хлебников В. С., Юницкий С. А.** Исследование аэродинамических характеристик и теплообмена тел в неравномерных сверхзвуковых потоках газа. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1988.
11. **Пилюгин Н. Н., Хлебников В. С.** Характерные закономерности течения перед телом, расположенным в ближнем сверхзвуковом следе // Теплофизика высоких температур. 1999. Т. 37, № 2. С. 268–273.
12. **Белов В. Е., Хлебников В. С., Цыганов П. Г.** Сопротивление пары тел при сверхзвуковых скоростях полета // Учен. зап. ЦАГИ. 1985. Т. 16, № 3. С. 114–117.
13. **Хлебников В. С.** Об аэродинамическом сопротивлении пары тел при транс- и сверхзвуковом обтекании // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1990. № 3. С. 152–156.
14. **Запрягаев В. И.** Исследование пульсаций в отрывной зоне свободной каверны при сверхзвуковой скорости потока // ПМТФ. 1985. № 6. С. 50–58.
15. **Хлебников В. С.** Экспериментальное исследование сверхзвукового трехмерного отрывного течения между плоским насадком и сферой // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1987. № 5. С. 166–170.
16. **Пилюгин Н. Н., Талипов Р. Ф., Хлебников В. С.** Обтекание тел неравномерным сверхзвуковым потоком типа следа // Теплофизика высоких температур. 1996. Т. 34, № 5. С. 780–795.
17. **Пилюгин Н. Н., Хлебников В. С.** Аэротермодинамические характеристики сопутствующего тела при сверхзвуковом обтекании // Теплофизика высоких температур. 2001. Т. 39, № 4. С. 620–628.
18. **Чжен П.** Отрывные течения. М.: Мир, 1973. Т. 3.

*Поступила в редакцию 6/VII 2001 г.,
в окончательном варианте — 9/IX 2002 г.*
