

УДК 533.6.013.12:533.6.011.35/5

© 2005 г. Н. Н. ПИЛЮГИН, В. С. ХЛЕБНИКОВ

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЛУБИНЫ ПОЛОСТИ ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ МОДЕЛИ ПРИ ТРАНС- И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ОБТЕКАНИЯ

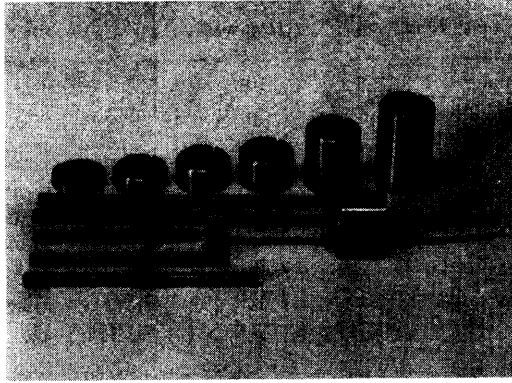
Проведено экспериментальное исследование при числах $M = 0.6–1.7$ картины обтекания и аэродинамического сопротивления модели, состоящей из пары тел (переднее – цилиндр, заднее – полый цилиндр), соединенных между собой вдоль оси симметрии цилиндрическим стержнем. Во время экспериментов варьировалась глубина полости заднего тела и длина соединительного стержня.

Ключевые слова: число Маха, транс- и сверхзвуковой поток, коэффициент аэродинамического сопротивления, глубина полости, картина обтекания.

Исследования транс- и сверхзвукового обтекания тел необходимы 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, разделение объектов при сверхзвуковых скоростях полета, верификация методов расчета сложных трехмерных течений и анализ их особенностей и др. В последние годы появилось большое количество исследований, 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 по 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 неравномерным (типа следа) сверхзвуковым потоком представлена в [16].

В случае соединения тел при помощи тонкого стержня или строп картина обтекания тел меняется [17]. В [17] показано, что для оценки сверху давления и теплового потока на поверхности заднего тела, соединенного с передним телом, можно использовать максимальные значения этих величин на заднем теле при отсутствии соединения [16, 17].

Исследование торможения моделей различных пар тел при дозвуковых, трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях потока является сложной проблемой вычислительной и экспериментальной аэродинамики. Сложность ее заключается в том, что система двух тел является многопараметрической, кроме того, в зависимости от расстояния между телами могут возникать отрывные течения различного типа [10, 16]. Поэтому сравнительно слабо изучены закономерности перестройки отрывного течения при переходе от дозвукового к сверхзвуковому режиму обтекания двух тел. Экспериментальные данные для моделей из двух тел в области трансзвуковых скоростей получены в [12, 13]. В [12] представлены результаты экспериментального исследования обтекания системы двух 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_0 .



Фиг. 1. Фотография испытанных моделей

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 M , поэтому было решено более подробно исследовать обтекания моделей цилиндр–диск в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью в диапазоне $0.6 \leq M \leq 1.7$; $10^5 \leq Re \leq 1.5 \cdot 10^6$ для случаев разгона и торможения потока в трубе, а также при дискретном изменении числа Маха потока. 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 относительного сопротивления переднего тела для схем течения, когда отрыв происходил с переднего тела или стержня.

Настоящая работа является продолжением исследований [12, 13]. При создании тормозной системы, работающей в следе на сверхзвуковых режимах, необходимо учитывать влияние различных параметров на ее аэродинамические характеристики. Такими параметрами являются, например, размеры и формы спускаемого груза, тормозного устройства, соединительного звена, проницаемость и глубина полости тормозного устройства и др. Влияние некоторых из них уже рассмотрено [12, 13]. В статье дается анализ влияния глубины полости заднего тела и длины соединительного звена на картину течения и аэродинамическое сопротивление модели цилиндр–полый цилиндр при до-, транс- и сверхзвуковых режимах обтекания.

Исследования проведены на моделях двух тел, расположенных друг за другом и соединенных цилиндрическими стержнями различной длины (диаметр стержня 5 мм). В качестве переднего тела использовался цилиндр, а заднего – круговой диск и цилиндры типа “стакан”, обращенные полостью в сторону переднего тела, см. фиг. 1 и таблицу, где d_0 , D_0 – диаметры переднего и заднего тела, h_0 – высота переднего цилиндра и толщина диска или дна заднего цилиндра, H_0 – глубина полости цилиндра.

Передние и задние тела наворачивались на державки различной длины, которые крепились на однокомпонентных весах. Для обозначения модели из двух тел использовались два номера и параметры l и H . Первый номер определял переднее тело, второй – заднее тело, а параметры l и H – отношения длины стержня между телами (расстояние от задней кромки цилиндра до переднего среза полого цилиндра) l_0 и глубины полости цилиндра H_0 к диаметру заднего тела D_0 . В течение пуска режим работы трубы изменялся по числу M либо непрерывно на этапе разгона и торможения потока, либо дискретно. Разгон и торможение потока производились в течение 10–15 с.

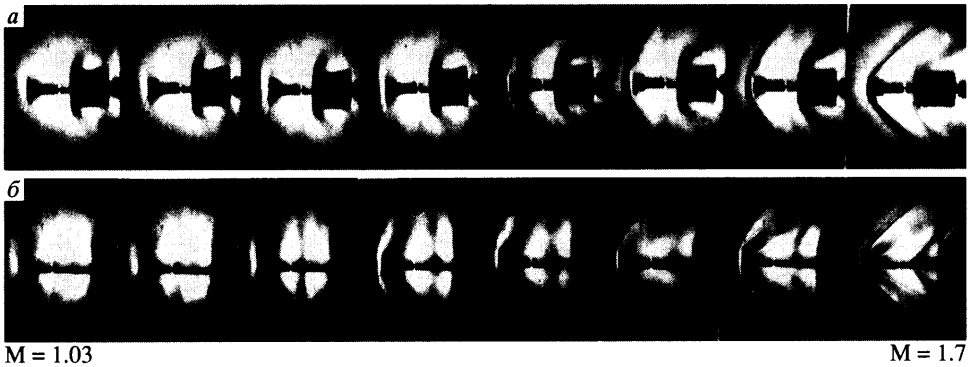
№ модели	Форма тела	$d_0 (D_0)$, мм	h_0 , мм	H_0 , мм
1	Цилиндр	10	10	–
2	Диск	30	5	–
3	Полый цилиндр	30	5	5
4	»	30	5	10
5	»	30	5	15
6	»	30	5	20
7	»	30	5	30
8	»	30	5	45

На осциллограмме одновременно с записью силы, действующей на модель, в том же темпе записывалось изменение давления в форкамере трубы, по которому вычислялось значение числа M и скоростной напор q в потоке. (Методика проведения и обработки испытаний в трубе подробно изложена в [18].) Результаты испытаний представлялись для модели двух тел в виде графиков зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления C_x и кинограммы картины обтекания от числа M набегающего потока. При вычислении C_x использовалась площадь дна заднего цилиндра. Испытания моделей в трубе проведены в следующем диапазоне чисел Маха и Рейнольдса: $0.6 \leq M \leq 1.7$ и $10^5 \leq Re \leq 1.5 \cdot 10^6$. Число Re вычислено по параметрам невозмущенного потока и диаметру заднего цилиндра D_0 .

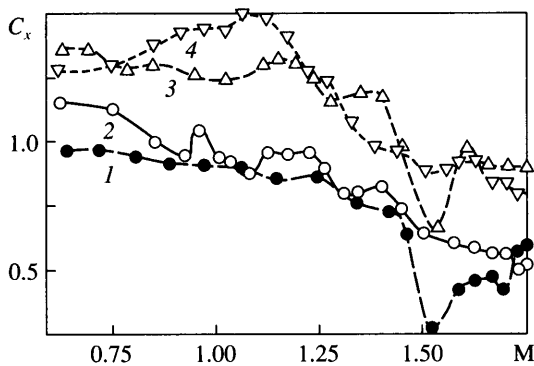
Анализ зависимостей $C_x(M)$ различных моделей пар тел показал, что при сверхзвуковом обтекании ($M \geq 1.45$) величина C_x практически не зависит от скорости изменения режима, а при до- и трансзвуковом обтекании ($0.6 < M < 1.45$) ее влияние на C_x может быть значительным [13, 18]. Несовпадение характеристик C_x модели при разгоне, торможении потока и дискретном изменении числа M на указанных режимах свидетельствует о существовании гистерезиса зависимостей $C_x(M)$. Гистерезис наблюдается и в картине течения около пары тел, что подтверждают кинограммы обтекания модели на участках разгона и торможения потока. Причина возникновения гистерезиса связана, по-видимому, с нестационарностью течения в отрывных зонах при до- и трансзвуковых скоростях обтекания. Поскольку аэродинамические характеристики модели для различных способов изменения режимов работы трубы качественно согласуются, то в дальнейшем результаты исследований влияния на них расстояния до цилиндра от переднего тела и глубины его полости будем проводить на режиме разгона потока в трубе.

При сверхзвуковом обтекании модели двух тел в зависимости от расстояния l между телами возможно отрывное течение двух видов. Перестройка одного вида течения в другой происходит при l_0^* . Величина $l^* = l_0^* / D_0$ называется критическим расстоянием перестройки течения. Течение при $l < l^*$ характеризуется отрывом потока с переднего тела, а при $l \geq l^*$ – отрывом потока со стержня. В случае трансзвукового обтекания пары тел картина течения также зависит от расстояния l между телами. В результате анализа кинограмм картины обтекания моделей пар тел установлено [13], каким образом трансзвуковое течение переходит в сверхзвуковое.

Величина коэффициента аэродинамического сопротивления C_x зависит от картины обтекания модели пары тел. При дозвуковом и трансзвуковом обтекании возрастание сопротивления модели связано не только с изменением картины обтекания тел, но и с удалением полого цилиндра из аэродинамической тени.



Фиг. 2. Кинограммы картины обтекания моделей цилиндр–полый цилиндр в диапазоне числа Маха $1.03 \leq M \leq 1.7$: а – модель (1–6) $H = 0.67, l = 2.33 < l^*$; б – модель (1–4), $H = 0.33, l = 2.67 > l^*$

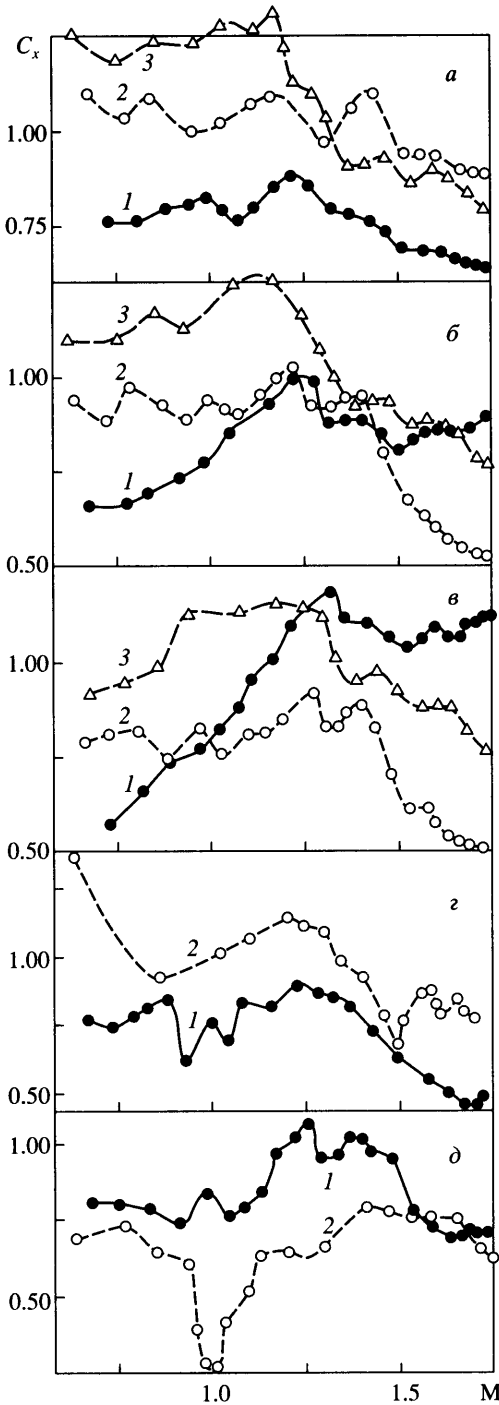


Фиг. 3. Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления C_x модели (1–2) от числа М: 1 и 2 – 1 и 1.5, $l < l^*$ и 3, 4 – 2, 3, $l > l^*$

На фиг. 2 представлены кинограммы картины обтекания моделей цилиндр–полый цилиндр для отрывной схемы течения (а) и после ее перестройки (б) при изменении числа Маха потока от 1.03 до 1.7. Кинограммы картины для обеих схем течения дают представление о характере перехода трансзвукового обтекания моделей в сверхзвуковое.

Зависимости $C_x(M)$ моделей (1–2) при различной длине соединительного стержня даны на фиг. 3. Кривые 1 ($l = 1$), 2 ($l = 1.5$) соответствуют отрыву потока с переднего тела ($l < l^*$), а кривые 3 ($l = 2$), 4 ($l = 3$) – отрыву потока с соединительного стержня ($l \geq l^*$). Анализ зависимостей показал, что перестройка картины течения около модели (1–2) сопровождается существенным возрастанием коэффициента C_x во всем исследуемом диапазоне чисел М (фиг. 3, кривые 2, 4).

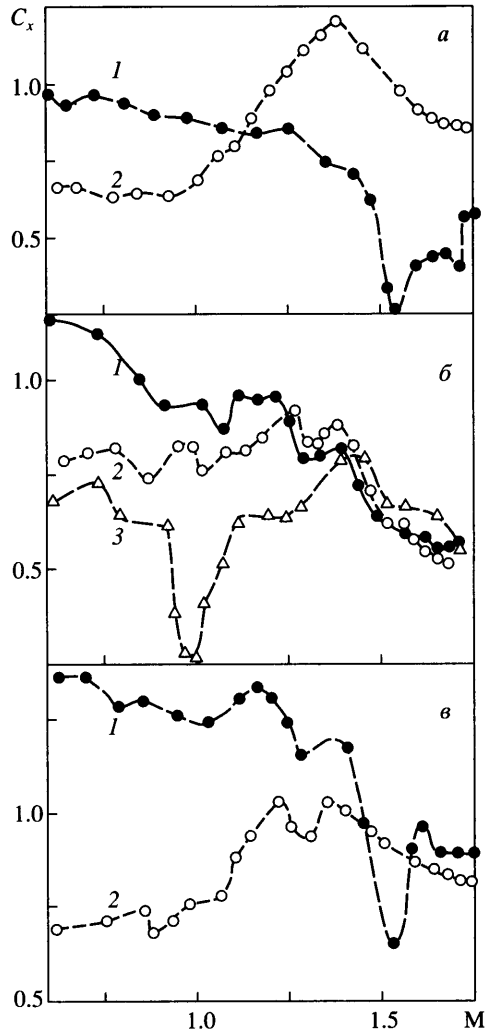
Зависимости $C_x(M)$ моделей цилиндр–полый цилиндр для различной глубины полости заднего тела и длин соединительного стержня приведены на фиг. 4. При сравнительно небольшой глубине полости $H = 0.17$ характер изменения коэффициента аэродинамического сопротивления модели в зависимости от параметров l и М качественно такой же, как и в случае обтекания модели цилиндр–диск (фиг. 3, 4, а). Перестройка течения между телами сопровождается возрастанием сопротивления моделей во всем исследуемом диапазоне чисел М (кривые 1 и 2, 3).



Фиг. 4

Фиг. 4. Зависимости $C_x(M)$ моделей цилиндр-полюй цилиндр: а - модель (1-3), $H=0.17$, кривая 1 - $l=0.83 < l^*$, 2 и 3 - 1.83, 2.83, $l > l^*$; б - модель (1-4), $H=0.33$, 1 - $l=0.67 < l^*$; 2, 3 - 1.67, 2.67, $l > l^*$; в - (1-5), $H=0.5$, 1 и 2 - $l=0.5$, $1.5 < l^*$; 3 - 2.5, $l > l^*$; г - (1-6), $H=0.67$, 1 - $l=1.33 < l^*$; 2 - 2.33, $l > l^*$; д - (1-8), $H=1.5$, 1, 2 - $l=0.5$, $1.5 < l^*$

Фиг. 5. Зависимости $C_x(M)$ моделей цилиндр-диск и цилиндр-полюй цилиндр при фиксированной длине l : а - $l=1 < l^*$, 1 - модель (1-2), 2 - (1-7); б - $l=1.5 < l^*$, 1 - (1-2), 2 - (1-5), 3 - (1-8); в - $l=2 > l^*$, 1 - (1-2), 2 - (1-7)



Фиг. 5

Для большей глубины полости цилиндра (модели (1–4), $H = 0.33$ и модели (1–5), $H = 0.5$), фиг. 4, и близком его расположении к переднему телу сопротивление моделей при сверхзвуковом обтекании и $l < l^*$ может быть больше, чем при $l > l^*$ (см., например, b – кривые 1 и 2, $M > 1.4$ и v – кривые 1 и 3, $M > 1.3$). Объяснение этому факту можно найти в [19]. В ней при исследовании влияния глубины полости ($H = 0.5$) на распределение давления по дну стакана ($D_0 = 80$ мм) в сверхзвуковом следе ($M = 3$) установлено, что при близком ($l = 0.5 < l^*$) расположении к переднему телу полого цилиндра между телами реализовывалось нестационарное течение, в результате чего давление даже превышало давление на дно стакана после перестройки течения ($l > l^*$).

С увеличением длины соединительного стержня при $l < l^*$ сопротивление модели цилиндр–полый цилиндр существенно снижается практически во всем исследуемом диапазоне чисел M . Так для модели (1–8), $H = 1.5$, (фиг. 4, д) зависимость $C_x(M)$ в диапазоне $0.6 \leq M \leq 1.5$ при $l = 1.5$ (кривая 2) расположена значительно ниже, чем при $l = 0.5$ (кривая 1).

При большой глубине полости цилиндра перестройка течения между телами, как и в случае модели цилиндр–диск (1–2), фиг. 3, сопровождается возрастанием сопротивления модели во всем исследуемом диапазоне чисел Маха (см., например, зависимости $C_x(M)$ для модели (1–6), $H = 0.67$, фиг. 4, з при $l = 1.33$ (кривая 1) и $l = 2.33$ (кривая 2)).

Проведем сравнение зависимостей $C_x(M)$, фиг. 5, для моделей цилиндр–диск (кривые 1) и цилиндр–полый цилиндр (кривые 2, 3) при фиксированной длине соединительного стержня l .

Анализ зависимостей $C_x(M)$ при $l < l^*$ показал, что при близком расположении ($l = 1$) полого цилиндра к переднему телу (фиг. 5, а) до $M = 1.12$ сопротивление модели (1–2) больше, чем у модели (1–7), а при $M > 1.12$ – наоборот, что соответствует реализации нестационарного течения между телами.

При дальнейшем увеличении расстояния между телами ($l = 1.5$) сопротивление модели (1–2) также больше сопротивления моделей (1–5) и (1–8) соответственно до $M = 1.25$ и 1.4 (фиг. 5, б, кривые 1–3), при этом чем глубже полость цилиндра, тем ниже расположена кривая $C_x(M)$. С возрастанием же числа M глубина полости цилиндра оказывает слабое влияние на сопротивление моделей.

После перестройки течения между телами $l = 2 > l^*$ увеличение глубины полости цилиндра во всем исследуемом диапазоне чисел M приводит к снижению сопротивления моделей, фиг. 5, в (1, 2), за исключением тех чисел M , при которых обтекание из трансзвукового переходит в сверхзвуковое.

Заключение. В результате проведенного исследования дан анализ характерных особенностей картины обтекания моделей цилиндр–полый цилиндр, определены их аэродинамические характеристики в зависимости от чисел Маха потока, длины соединительного стержня и глубины полости заднего тела.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (№04-01-00080).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Charwat A.F., Roos I.N., Dewey F.G., Hitz I.A. An investigation of separated flows. Pt1. The pressure field. I // Aerospace Sci. 1961. V. 28. № 6. P. 457–470.
2. Dayman B., Jr., Kurtz D.W. Forebody effects on drogue drag in supersonic flow // AIAA Paper. 1968. № 4. № 68–8. p.
3. Карпов Ю.Л., Семенкевич Ю.П., Черкез А.Я. К расчету отрывного течения между двумя телами // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 3. С. 88–94.
4. Кудрявцев В.Н., Черкез А.Я., Шилов В.А. Исследование сверхзвукового обтекания двух разделяющихся тел // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 2. С. 91–99.
5. Хлебников В.С. Картина сверхзвукового обтекания пары тел и перестройка течения между ними // Изв. РАН. МЖГ. 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. (Препринт № 918. АН СССР. Физ.-техн. ин-т им. А.Ф. Иоффе, 1984). 35 с.
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. (Препринт № 1033. АН СССР. Физ.-техн. ин-т им. А.Ф. Иоффе, 1986). 58 с.
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 МГУ, 1988. 105 с.
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. МЖГ. 1990. № 3. С. 152–156.
14. Запругаев 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. МЖГ. 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. Пилюгин Н.Н., Хлебников В.С. Исследование аэродинамического сопротивления двух тел при транс- и сверхзвуковых скоростях потока // ПМТФ. 2004. Т. 44. № 2. С. 42–48.
19. Хлебников В.С. Влияние глубины полости на распределение давления и теплового потока по дну “стакана”, расположенного в следе тела при сверхзвуковом обтекании // Тр. ЦАГИ. 1976. Вып. 1763. С. 22–38.