

УДК 533.6.013.12

© 1998 г. В.С. ХЛЕБНИКОВ

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ПАРЫ ТЕЛ ПРИ ТРАНС- И СВЕРХЗВУКОВЫХ РЕЖИМАХ

Проведено экспериментальное исследование течения около пар тел при транс- и сверхзвуковых режимах обтекания. В качестве переднего тела использованы сферы, цилиндры и конусы, а в качестве заднего тела – круговые торцы. Передние и задние тела вдоль оси их симметрии соединялись цилиндрическими стержнями различной длины. Для этих моделей определены картины течения между телами и зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления от числа Маха M на участках разгона и торможения потока в трубе. На основе полученных результатов дан анализ особенностей течения между телами и изменения аэродинамических характеристик моделей. Обсуждены причины гистерезиса этих характеристик на этапе разгона и торможения потока. Оценено влияние на C_x моделей формы и размеров переднего тела.

В последние годы в печати появилось много работ, посвященных изучению течений, образующихся около пары тел при сверхзвуковом и трансзвуковом обтекании. В них представлены результаты исследований обтекания и перестройки течения между телами [1–6], закономерностей распределений давления и теплового потока на поверхности тела, расположенного в следе [7–10], аэродинамического сопротивления пары тел [11, 12], пульсаций течения в отрывной зоне [13, 14] и т.д. Однако проблема обтекания пары тел очень сложна и до настоящего времени недостаточно изучена. Мало исследованы трансзвуковые режимы обтекания пар тел. Первые попытки расширить знания в этой области были предприняты в работах [11, 12].

В [11] представлены результаты исследования картины обтекания пар тел конус (цилиндр) – круговой торец, соединенных стержнем, на баллистической установке в диапазоне $1,2 \leq M \leq 2,1$ и $4 \cdot 10^5 < Re_D < 10^6$. Число Рейнольдса Re_D вычислено по параметрам невозмущенного потока, скорости модели и диаметру заднего торца D . Выявлен характер изменения картины течения около пары тел, а также зависимостей коэффициента аэродинамического сопротивления моделей C_x от числа M . Установлена резкая неравномерность величины C_x в сравнительно узком диапазоне чисел Маха.

В [12] исследовано обтекание моделей цилиндр-круговой торец в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью в диапазоне $0,5 \leq M \leq 1,7$ и $10^5 \leq Re_D \leq 1,5 \cdot 10^6$ при разгоне и торможении потока в трубе, а также при дискретном изменении числа M . Проведен анализ изменения характеристик моделей $C_x(M)$ в зависимости от длины соединительного стержня. Объяснен переход трансзвуковой картины течения в сверхзвуковую. При $M = 1,7$ получены зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления модели C_x от относительного сопротивления переднего тела для течений, когда отрыв происходил с переднего тела или со стержня.

Настоящая работа является продолжением исследований, начатых в [11, 12]. Проведены испытания моделей пар тел в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью в диапазонах $0,75 \leq M \leq 1,7$ и $10^5 \leq Re_D \leq 1,5 \cdot 10^6$. Размеры передних и заднего тела (торец) приведены в таблице, где d_0 – диаметр, h_0 – длина переднего тела (каждому переднему и заднему телу присвоен свой номер). Тела наворачивались на

Параметры	Форма тел													
	сфера			цилиндр			конус						торец	
d_0 , мм	10,3	20	24,3	10	15	20	14,8	15	15	20	20	20	20	29,8
h_0 , мм	–	–	–	10	10	10	15	20	25	15	20	25	5	5
Номер	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	11

державки различной длины, которые крепились на однокомпонентных весах. Для обозначения модели пары тел использовались два номера и параметр l – отношение длины стержня между телами l_0 к диаметру торца D . Первый номер (арабская цифра) определял переднее тело, второй (римская цифра) – задний торец.

В течение пуска режим работы трубы изменялся по числу M непрерывно на этапах разгона и торможения потока в течение 10–15 с. На осциллограмме одновременно с записью силы, действующей на модель, в том же темпе записывалось изменение давления в форкамере трубы, по которому вычислялись число M и скоростной напор в потоке.

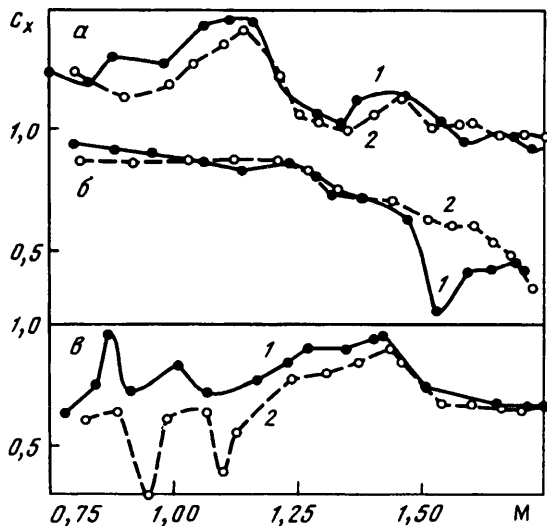
Результаты испытаний для некоторых пар тел представлены в виде зависимостей коэффициента аэродинамического сопротивления моделей цилиндр-торец (4-I, $l = 3,75$ и 4-II, $l = 1$) и конус-торец (10-II, $l = 2$) от числа M набегающего потока на этапах его разгона (кривая 1) и торможения (кривая 2) соответственно на фиг. 1, а, б и в. Здесь и далее при вычислении коэффициента C_x используется площадь торца. Приведенные аэродинамические характеристики выбраны таким образом, чтобы они существенно отличались друг от друга на этапах разгона и торможения потока в трубе. Наибольшее их различие наблюдалось в испытаниях моделей конус-торец.

Анализ приведенных зависимостей $C_x(M)$ показал, что между аэродинамическими характеристиками на этапе разгона и торможения потока в трубе, с одной стороны, имеется качественное совпадение, с другой – существует количественное различие, т.е. наблюдается явление гистерезиса. Это подтверждается и кинограммами картины обтекания моделей. В основном гистерезис обтекания моделей связан с двумя факторами. Во-первых, перестройка течения от трансзвукового режима обтекания к сверхзвуковому и наоборот, как правило, сопровождается либо возрастанием, либо убыванием величины C_x в зависимости от знака изменения скорости потока (фиг. 1, а, б, $M \sim 1,4 - 1,7$). Во-вторых, величина C_x на трансзвуковых режимах обтекания сильно зависит от нестационарности потока (фиг. 1, а, в, $M \sim 0,8 - 1,15$).

Поскольку характер изменения C_x от числа M при разгоне и торможении потока в трубе примерно одинаков, при анализе влияния параметров тел на коэффициент сопротивления моделей ограничимся случаем разгона потока.

При сверхзвуковом обтекании пары тел [5] в зависимости от длины соединительного стержня l между телами возможны два вида отрывных течений. Перестройка одного вида течения в другой происходит при некотором значении параметра $l = l^*$, которое называется критическим расстоянием перестройки течения. Картина течения 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 длины соединительного стержня l .

На фиг. 2, а, б, в представлены кинограммы картин обтекания соответственно моделей конус-торец (8-II, $l = 1$) и цилиндр-торец (4-II, $l = 1,5$ и $l = 2,5$) при разгоне потока в трубе от $M \sim 1,02$ до $M \sim 1,7$. Киносъемка производилась со скоростью 24 кадра в секунду. Анализ кинограмм подтвердил, что переход от трансзвукового режима течения к сверхзвуковому происходит так, как описано в [12]. Если переднее тело заостренное, то данный переход происходит лишь после присоединения головного скачка уплотнения к переднему телу. Образующаяся при трансзвуковом режиме вблизи стержня сверхзвуковая зона, заканчивающаяся скачком уплотнения, на кинограмме



Фиг. 1. Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления моделей пар тел от числа M на этапах разгона (кривые 1) и торможения (2) потока: а - 4-I, $l = 3,75$; б - 4-II, $l = 1$; в - 10-II, $l = 2$

имеет размытый вид, что связано с ее автоколебаниями. Это подтверждает и кинограмма картины обтекания модели при фиксированном значении числа M потока.

Посмотрим, какое влияние оказывают на величину и характер зависимости $C_x(M)$ длина соединительного стержня, размеры переднего и заднего тел, а также форма переднего тела.

На фиг. 3 представлены зависимости коэффициента сопротивления моделей $C_x(M)$ для различных пар тел сфера-торец и длин стержней. Здесь для модели 1-I - $l = 1,5 < l^*$, а $l = 2,5$; 3 и $4,5 > l^*$, 1-II - $l = 1$ и $1,5 < l^*$, а $l = 2$ и $3 > l^*$.

Изменение картины обтекания пары тел сопровождается изменением величины коэффициента сопротивления C_x . Так, при $l = 1,5 < l^*$ (кривая 1) и $l = 2,25 > l^*$ (2) появление сверхзвуковой зоны со скачком уплотнения около стержня приводит к появлению пика C_x соответственно для $M = 1,17$ и $1,19$, а смещение этой зоны к торцу - пика C_x при $M = 1,41$ и $1,35$ (фиг. 3,а).

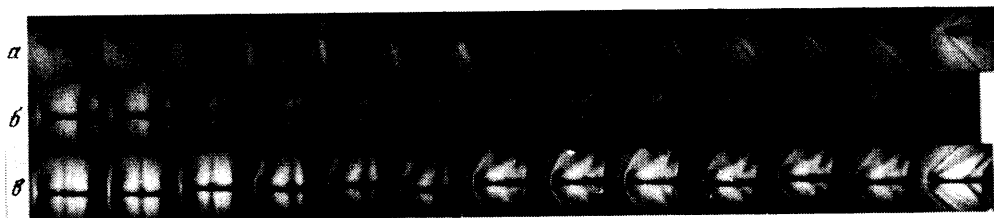
При дозвуковых скоростях обтекания (исключая непосредственно перестройку течения), чем дальше торец выходит из аэродинамической тени переднего тела, тем больше коэффициент C_x модели, а следовательно, и ее сопротивление (фиг. 3,б, кривые 1-4).

При транс- и сверхзвуковом режиме обтекания для $l < l^*$ коэффициент сопротивления C_x больше у той модели, у которой короче стержень (фиг. 3,б, 1-II, $l = 1$ и $1,5$, $M \geq 1,1$).

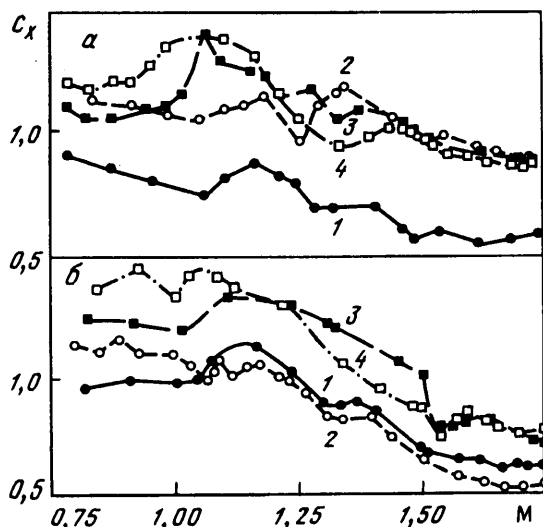
При сверхзвуковом режиме обтекания для $l > l^*$ длина соединительного стержня слабо влияет на величину коэффициента C_x модели (фиг. 3,а, 1-I, $l \geq 2,25$, $M \geq 1,45$ и фиг. 3,б, 1-II, $l \geq 2$, $M \geq 1,55$).

Увеличение диаметра заднего торца при фиксированном диаметре переднего тела приводит к тому, что перестройка одной сверхзвуковой схемы течения в другую происходит при большей длине стержня. Так, для модели 1-I (фиг. 3,а) перестройка течения произошла при $l_0 = 45$ мм, а для модели 1-II (фиг. 3,б) - при $l_0 = 60$ мм.

На фиг. 4 и 5 представлены зависимости $C_x(M)$ моделей сфера-торец. Увеличение диаметра переднего тела при фиксированном диаметре заднего торца также может



Фиг. 2. Кинограммы картины обтекания моделей пар тел: *а* – 8-II, $l = 1$; *б* – 4-II, $l = 1,5$; *в* – 4-II, $l = 2,5$

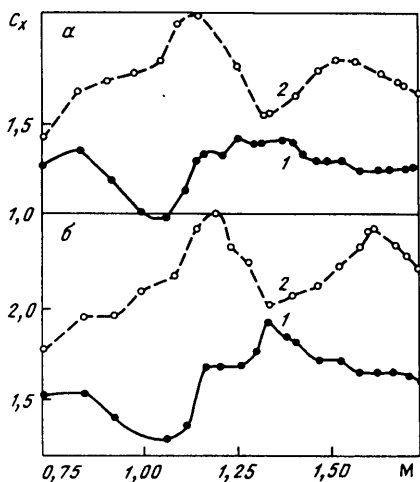


Фиг. 3. Зависимость коэффициента $C_x(M)$ моделей пар тел: *а*: 1-I, кривая 1 – $l = 1,5$; 2 – 2,5; 3 – 3; 4 – 4,5; *б*: 1-II, 1 – 1, 2 – 1,5; 3 – 2, 4 – 3

приводить к тому, что перестройка течения между телами от одной схемы течения к другой для транс- и сверхзвуковых режимов обтекания будет происходить при больших длинах соединительного стержня (фиг. 3,б, 1-II, $l = 2 > l^*$, фиг. 5,б, 3-II, $l = 2 < l^*$).

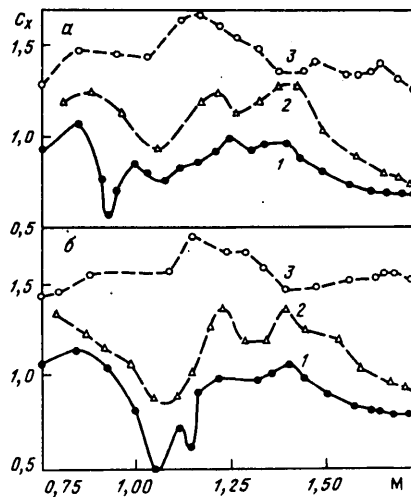
Отметим существенный вклад заднего торца в сопротивление модели. Так, при $l < l^*$ и $1,15 \leq M \leq 1,7$ сопротивление модели 1-I в 2–3,5 раза больше сопротивления передней сферы (фиг. 3,а, кривая 1), 2-I – в 1,3–1,4 раза (фиг. 4,а, кривая 1), а при $l > l^*$ и тех же значениях чисел M сопротивление модели 1-I больше сопротивления передней сферы в 3,5–5,6 раза (фиг. 3,а, кривая 4), 2-I – в 1,5–2 раза (фиг. 4,а, кривая 2).

На фиг. 6 представлены зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления $C_x(M)$ моделей цилиндр-торец. При $l < l^*$ увеличение диаметра переднего цилиндра приводит к возрастанию сопротивления модели для $M \geq 1,25$ (фиг. 6,а), а при $l > l^*$ – к возрастанию сопротивления модели во всем диапазоне изменения числа M (фиг. 6,б). С увеличением диаметра цилиндра при $l > l^*$ увеличивается коэффициент C_x при переходе от трансзвукового режима обтекания модели к сверхзвуковому (фиг. 6,б). Так, для $d = d_0/D = 0,5$, $M = 1,15$ и $1,45$ отношение сопротивления модели при сверхзвуковом обтекании к сопротивлению модели при трансзвуковом обтекании равно 0,72, для $d = 0,75$, $M = 1,12$ и $1,5$ – соответственно 0,82, а для $d = 1$, $M = 1,17$ и $1,59$ –0,97. Местоположение пика сопротивления модели с увеличением диаметра



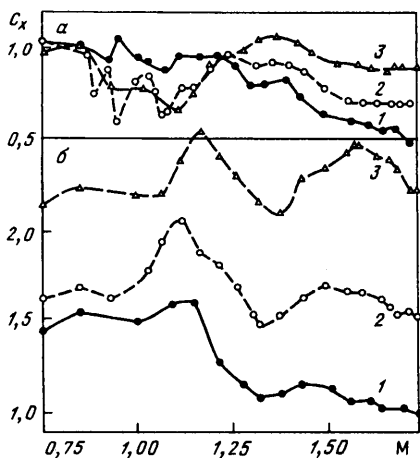
Фиг. 4

Фиг. 4. Зависимости коэффициента $C_x(M)$ моделей пар тел. *a*: 2-I, кривая 1 - $l = 2,25$, 2 - 4,5; *b*: 3-I, 1 - 2,25, 2 - 4,5



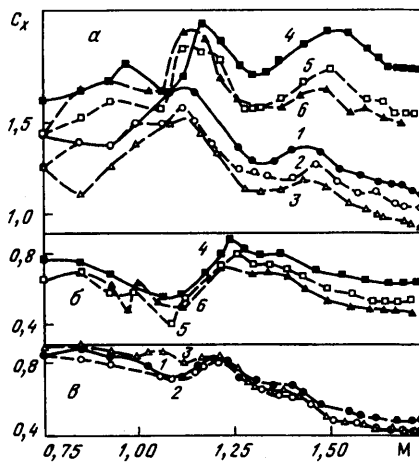
Фиг. 5

Фиг. 5. Зависимости коэффициента $C_x(M)$ моделей пар тел. *a*: 2-II, кривая 1 - $l = 1,5$; 2 - 2; 3 - 3; *b*: 3-II, 1 - 2,25, 2 - 2, 3 - 3



Фиг. 6

Фиг. 6. Зависимости коэффициента $C_x(M)$ моделей пар тел. *a*: $l = 1,5$, кривая 1 - 4-II, 2 - 5-II, 3 - 6-II; *b*: $l = 4,5$, 1 - 4-I, 2 - 5-I, 3 - 6-I



Фиг. 7

Фиг. 7. Зависимости коэффициента $C_x(M)$ моделей пар тел. *a*: $l = 4,5$, кривая 1 - 7-I, 2 - 8-I, 3 - 9-I, 4 - 10-I, 5 - 11-I, 6 - 12-I; *b*: $l = 1,5$, кривая 1 - 7-II, 2 - 8-II, 3 - 9-II, 4 - 10-II; 5 - 11-II, 6 - 12-II

модели переднего тела при сверхзвуковом обтекании смещается по числу M потока в сторону его больших значений.

Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления моделей конус-торец от числа M представлены на фиг. 7. Анализ приведенных зависимостей показал, что как в случае отсоединенного от переднего тела скачка уплотнения (фиг. 6), так и в случае присоединенного к нему скачка уплотнения (фиг. 7) при отрыве потока с переднего тела ($l < l^*$) и при отрыве потока со стержня ($l > l^*$) для $M \geq 1,3$, чем больше сопротивление конуса в невозмущенном потоке, тем больше сопротивление модели конус-торец.

Как и в случае отсоединенного от переднего тела скачка уплотнения при $l = 4,5 > l^*$, чем больше сопротивление конуса, тем больше величина коэффициента C_x при переходе от трансзвукового режима обтекания модели к сверхзвуковому. Так, для модели 7-I отношение силы сопротивления, действующей на нее при сверхзвуковом обтекании ($M = 1,45$), к силе сопротивления при трансзвуковом обтекании ($M = 1,15$) равно 0,78, для модели 10-I ($M = 1,5$ и 1,12) – 0,85, для модели 12-I ($M = 1,55$ и 1,17) – 0,98. При сверхзвуковом обтекании и $l > l^*$ местоположение пика силы сопротивления модели с увеличением сопротивления конуса также смещается по числу M потока в сторону его больших значений.

Заключение. Определено влияние расстояния между телами, относительных размеров тел, сопротивления переднего тела на силу сопротивления моделей пар тел. Установлено, что зависимости $C_x(M)$ моделей пар тел при транс- и сверхзвуковом обтекании зачастую имеют немонотонный характер. Максимальные значения коэффициента силы сопротивления моделей зафиксированы при $l > l^*$ и трансзвуковом обтекании ($M \sim 1,12-1,17$).

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 96-01-00949).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Charwat A.F., Roos J.N., Dewey F.G., Jr, Hitz J.A. An investigation of separated flows. Pt 1. The pressure field // J. Aerospace. Sci. 1961. V. 28. № 6. P. 457–470.
2. Dayman B., Jr., Kurtz D.W. Forebody effects on drogue drag in Supersonic flow // AJAA Paper. 1968. № 68-8. 11 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. АН 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. Л.: Физ.-техн. ин-т им. А.Ф. Иоффе АН СССР, 1984. 35 с.
8. Хлебников В.С. Осесимметричное обтекание пары тел сверхзвуковым потоком газа // Уч. 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: Л.: Физ.-техн. ин-т им. А.Ф. Иоффе АН СССР, 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. Белов В.Е., Хлебников В.С., Цыганов П.Г. Сопротивление пары тел при сверхзвуковых скоростях полета // Уч. зап. ЦАГИ, 1985. Т. 16. № 3. С. 114–117.
12. Хлебников В.С. Об аэродинамическом сопротивлении пары тел при транс- и сверхзвуковом обтекании // Изв. АН СССР. МЖГ. 1990. № 3. С. 152–156.
13. Запругаев В.И. Исследование пульсаций в отрывной зоне свободной каверны при сверхзвуковых скоростях потока // ПМТФ. 1985. № 6. С. 50–58.
14. Хлебников В.С. Экспериментальное исследование сверхзвукового трехмерного отрывного течения между плоским насадком и сферой // Изв. АН СССР. МЖГ. 1987. № 5. С. 166–170.

Москва

Поступила в редакцию
19.IX.1996