

УДК 533.6.013.12+629.7.015.3

© 2006 г. Н. Н. ПИЛЮГИН, В. С. ХЛЕБНИКОВ

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ КОНУС–СФЕРА ПРИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ОБТЕКАНИЯ

Исследованы аэродинамические характеристики моделей усеченный конус–сфера при числах Маха $M = 6, 8.4, 12\text{--}13$ в широком диапазоне изменения числа Рейнольдса. Модели тормозного устройства (сферы) соединялись с грузом (усеченным конусом) при помощи строп. Для различных относительных размеров груза, тормозного устройства, длины строп, чисел Маха и Рейнольдса получены зависимости аэродинамических коэффициентов C_x и C_y от угла атаки модели α . Дан анализ влияния указанных выше параметров на аэродинамические характеристики моделей. При симметричном обтекании определены зависимости $C_x(Re_D)$ моделей груз–баллон в широком диапазоне чисел Маха и Рейнольдса: $6 \leq M \leq 13$ и $3 \cdot 10^3 \leq Re_D \leq 3 \cdot 10^6$.

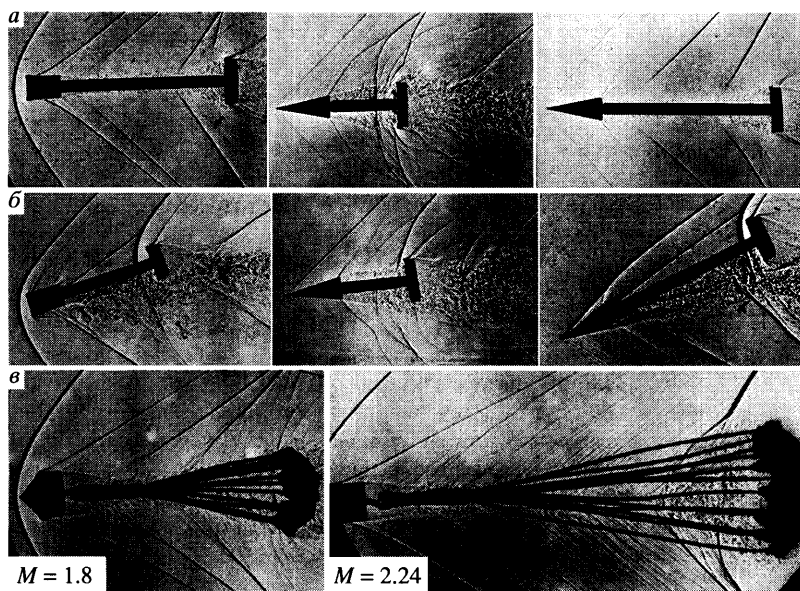
Ключевые слова: гиперзвуковое обтекание, груз–тормозное устройство, числа Маха и Рейнольдса, аэродинамические характеристики, перестройка течения, угол атаки модели

Торможение различных объектов при сверхзвуковых режимах полета – одна из сложнейших проблем современной аэродинамики, так как система груз–тормозное устройство является многопараметрической системой. С другой стороны, на реализующееся между телами течение оказывают влияние параметры набегающего потока (числа M и Re), а образующееся около модели течение до сих пор недостаточно изучено.

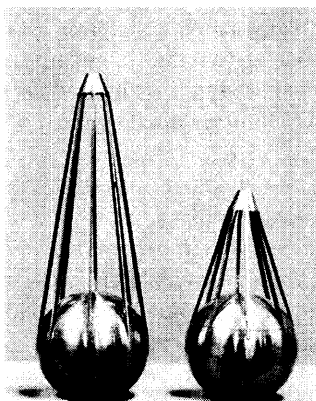
Фотографии картины течения соответственно при симметричном и несимметричном полетах моделей груз–торец на баллистической трассе представлены на фиг. 1, а, б, а на фиг. 1, в – моделей груз–парашют. Уже первый анализ приведенных фотографий показывает, сколь сложно течение, образующееся между грузом и тормозным устройством. Здесь есть отрывы и присоединения потока, взаимодействие скачков уплотнения, контактные разрывы, открытые и закрытые отрывные зоны. Любое изменение картины течения около модели влияет на ее аэродинамические характеристики. Успешное решение этой проблемы при помощи вычислительных методов практически невозможно из-за того, что до сих пор не разработаны достаточно надежные способы расчета течений около трехмерных тел сложной конфигурации в широком диапазоне чисел M и Re . Решение этой задачи экспериментальным путем затруднено невозможностью моделирования натуральных размеров системы груз–тормозное устройство в современных аэродинамических установках.

Поэтому целесообразно направить экспериментальные исследования на выявление закономерностей обтекания моделей систем груз–тормозное устройство и определение их аэродинамических характеристик. Полученные результаты в дальнейшем необходимо апробировать в полунатурных и натуральных испытаниях.

Для испытаний в аэродинамической трубе было изготовлено шесть моделей груз–тормозное устройство из нержавеющей стали. В качестве модели груза использовался усеченный конус с диаметрами оснований $d_0 = 5.5$ и $d = 11$ мм и высотой $h = 7$ мм. Модели тормозного устройства представляли собой сферы с диаметрами $D_0 = 20$ и 40 мм. Груз и тормозное устройство соединялись между собой при помощи восьми строп. Рас-



Фиг. 1. Картина течения при симметричном (а) и несимметричном (б) полете моделей груз–торец на баллистической трассе и моделей груз–парашют (в)



Фиг. 2. Фотографии некоторых испытанных моделей груз–сфера

стояние между их миделевыми сечениями l_0 составляло 50, 90 и 130 мм. Фотографии некоторых испытанных моделей представлены на фиг. 2.

Модель системы груз–тормозное устройство крепилась сзади на державке, установленной в гнезде электровесов гиперзвуковой аэродинамической установки. При запуске трубы модель располагалась вне потока. После установления в трубе рабочего режима модель вводилась в ядро потока приблизительно за 0.4 с. Во время испытаний измерялись аэродинамические силы, действующие на модель и параметры потока в трубе. Все измерения записывались на перфоленту и обрабатывались на ЭВМ.

Рассмотрим картину течения между телами при симметричном и несимметричном обтекании.

При симметричном сверхзвуковом обтекании пары тел в зависимости от расстояния l_0 между телами реализуется одна из двух схем течения: при $l_0 < l_0^*$ – отрывная схема течения, в которой поток отрывается с переднего тела и присоединяется к заднему; при $l_0 \geq l_0^*$ – схема с донным течением за передним телом и головным скачком уплотнения перед задним телом [1]. Здесь l_0^* – критическое расстояние между телами, при котором происходит перестройка одной схемы течения в другую.

При несимметричном обтекании модели пары тел реализуются схемы течения, отличные от схем течения при симметричном обтекании [1]. Это происходит за счет проявления трехмерности течения. При $l_0 < l_0^*$ между телами наблюдается открытое отрывное течение. На наветренной стороне заднего тела для некоторых углов атаки модели возможно появление зоны взаимодействия головного скачка уплотнения от переднего тела со скачком уплотнения у поверхности заднего тела.

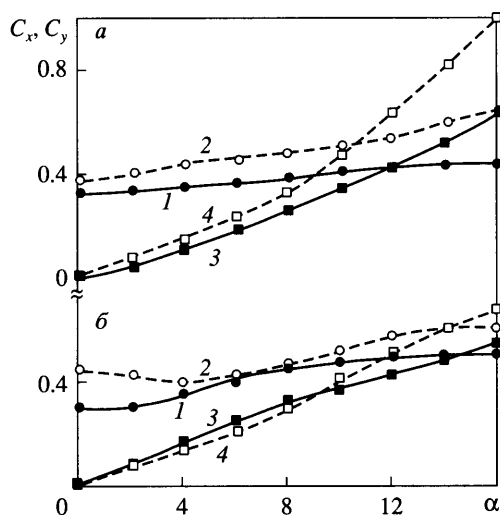
При $l_0 \geq l_0^*$ за передним телом образуется донное течение, а перед задним телом появляется головной скачек уплотнения. На наветренной стороне задней модели возникают области взаимодействия головного скачка уплотнения перед ней с головным скачком уплотнения от переднего тела или скачком уплотнения, замыкающим донное течение за ним. Отметим, что перестройка течения между телами при несимметричном обтекании происходит при меньших расстояниях l_0^* по сравнению с перестройкой течения для осесимметричного случая. Наличие соединения между телами в виде строп может оказать заметное влияние на картину течения особенно при $l_0 \geq l_0^*$.

Из этого следует, что перестройка течения между телами при симметричном и несимметричном обтекании резко меняет картину течения около модели груз–тормозное устройство, что существенным образом влияет на ее аэродинамические характеристики.

Исследование сверхзвукового обтекания пары тел неравномерным потоком представляет большой интерес для решения многих проблем современной авиационно-космической техники. Классификация неравномерного сверхзвукового обтекания тел проведена в [2–4], где дан анализ влияния неравномерности набегающего потока на картину течения перед задним телом и распределения давления и теплового потока по его поверхности. Соединение тел стропами вносит новые особенности в картину обтекания и аэродинамические и тепловые характеристики модели системы [5]. В [6] рассмотрено обтекание моделей пар тел (усеченный конус – полый цилиндр), соединенных стропами, гиперзвуковым потоком с целью определения картины обтекания моделей и их аэродинамических характеристик в зависимости от углов атаки α , чисел Маха и Рейнольдса.

В настоящей работе, продолжающей исследования [6], рассматривается обтекание пары тел (усеченный конус–сфера), соединенных стропами, при числе $M = 6$, температуре торможения $T_0 = 520\text{--}570\text{К}$, давлении торможения $P_0 = (10\text{--}50) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$; $M = 8.4$, $T_0 = 720\text{--}1270 \text{ К}$, $P_0 = (23.5\text{--}28.5) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$; $M = 11\text{--}13$, $T_0 = 1250\text{--}3250\text{К}$, $P_0 = (38.5\text{--}150) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$ в диапазоне чисел Рейнольдса ($3 \cdot 10^3 \leq Re_D \leq 3 \cdot 10^6$) и определены аэродинамические характеристики моделей в зависимости от их углов атаки. Число Рейнольдса вычислялось по параметрам набегающего потока и диаметру сферы D .

На фиг. 3 представлены при $M = 6$ зависимости коэффициентов силы сопротивления $C_x(\alpha)$ и подъемной силы $C_y(\alpha)$ моделей усеченный конус–сфера, где $a - Re_D = 4 \cdot 10^5$,

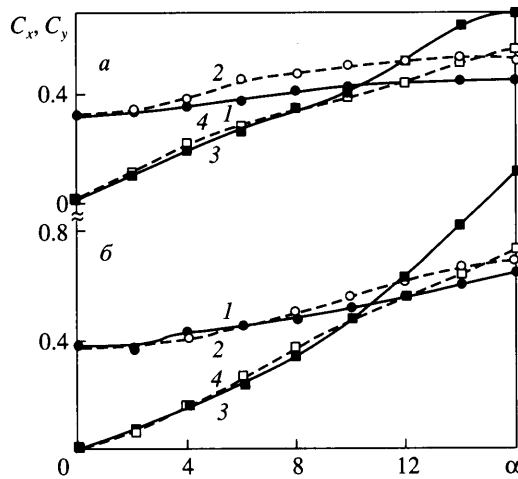


Фиг. 3. Зависимости аэродинамических коэффициентов C_x (1, 2) и C_y (3, 4) моделей усеченный конус–сфера от угла атаки α : а – $Re_D = 4 \cdot 10^5$, $D = 1.82$; б – $1.33 \cdot 10^6$, 3.64 ; $l = 4.54 < l^*$ (1, 3) и $l = 11.83 > l^*$ (2, 4)

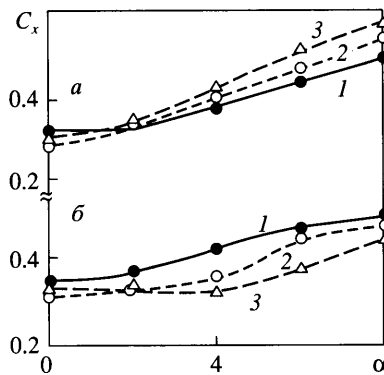
$D = 1.82$; б – $Re_D = 1.33 \cdot 10^6$, $D = 3.64$; $l = 4.54 < l^*$ и $l = 11.83 > l^*$. Здесь D , l и l^* – отношения диаметра сферы D_0 , расстояния l_0 и критического расстояния перестройки l_0^* к диаметру миделевого сечения модели груза d . При расчете коэффициентов C_x и C_y в качестве характерной площади использовалась площадь миделевого сечения тормозного устройства.

Перестройка отрывного течения между усеченным конусом и сферой при гиперзвуковом обтекании сопровождается увеличением силы аэродинамического сопротивления модели пары тел во всем исследуемом диапазоне углов ее атаки α . Что касается аэродинамической подъемной силы, то при малых углах атаки α от 0 до $8-10^\circ$ перестройка течения оказывает на нее слабое влияние, а при больших углах атаки влияние перестройки течения на величину C_y быстро нарастает, что связано с увеличением интенсивности скачков уплотнения в области взаимодействия с наветренной стороны модели.

Рассмотрим, какое влияние оказывает диаметр тормозного устройства на коэффициенты C_x и C_y модели для данного груза при фиксированных значениях параметров M , Re_D и l (фиг. 4). В результате анализа зависимостей $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$ установлено, что при малых углах α (при $l < l^*$ до $\alpha = 4^\circ$, а при $l > l^*$ до $\alpha = 10^\circ$) диаметр сферы D почти не влияет на величину указанных коэффициентов аэродинамических сил. С увеличением же угла α , когда взаимодействие скачков уплотнения с наветренной стороны модели дает существенный вклад в результирующую аэродинамическую силу, коэффициенты C_x и C_y для разных значений параметра D будут существенно различаться по величине. Заметим, что все отмеченное справедливо в том случае, когда для данного l и различных значений параметра D между усеченным конусом и сферой реализуется один и тот же тип течения. В данных исследованиях, например, при $l = 8.18$ и $D = 3.64$ между телами наблюдалось отрывное течение, а при $D = 1.82$ – течение с головным скачком уплотнения перед сферой.



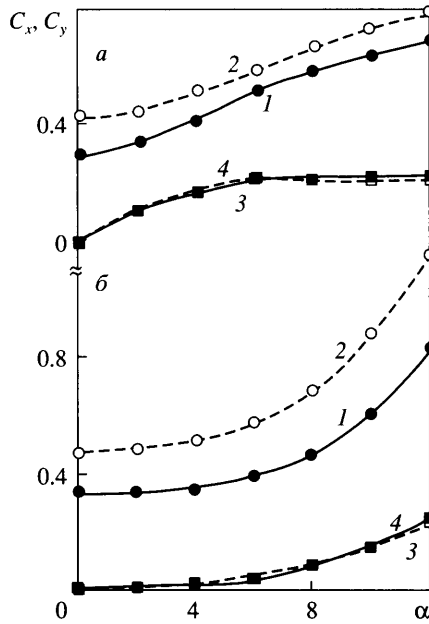
Фиг. 4. Сравнение аэродинамических характеристик C_x (1, 2) и C_y (3, 4) моделей груз-сфера при $l = 4.54 < l^*$ (а) и $l = 11.83 > l^*$ (б) при фиксированных параметрах потока $M = 6$, $Re_D = 3 \cdot 10^5$ и значениях $D = 1.82$ (1, 3) и 3.64 (2, 4)



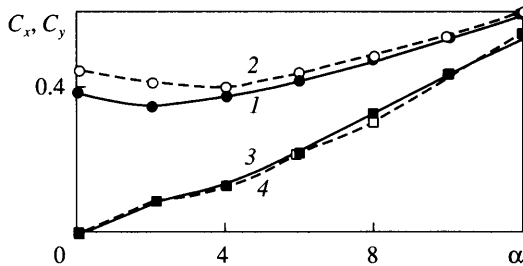
Фиг. 5. Сравнение зависимостей $C_x(\alpha)$ модели груз-сфера при а – $D = 3.64$, $l = 4.54 < l^*$: 1 – $M = 6$, $Re_D = 3.1 \cdot 10^5$, 2 – 8.4, $1.6 \cdot 10^5$, 3 – 12.9, $5 \cdot 10^5$; б – $D = 1.82$, $l = 11.83 > l^*$: 1 – $M = 6$, $Re_D = 4 \cdot 10^5$, 2 – 8.4, $1.6 \cdot 10^5$, 3 – 12.7, $2.4 \cdot 10^4$

Совпадение значений C_x моделей при их осесимметричном обтекании и различных величинах параметра D можно объяснить на основе результатов распределений давления на заднем теле, при изучении обтекания пары тел. Так, при обтекании сферы, расположенной в следе, было установлено, что ее относительный диаметр D оказывает слабое влияние на величину давления в ее полюсе и зависит в основном от типа течения между телами. Кроме того, и при отрывном обтекании, и при обтекании со скачком уплотнения перед сферой распределения давления по ней автомодельны [2, 7].

Испытания моделей усеченный конус-сфера при больших числах $M = 6, 8.4$ и $11-13$ показали, что при умеренных числах Рейнольдса ($Re_D \sim 10^4-4 \cdot 10^5$) и малых углах атаки модели $\alpha \leq 2^\circ$ число Маха слабо влияет на величину коэффициента C_x как при отрыв-



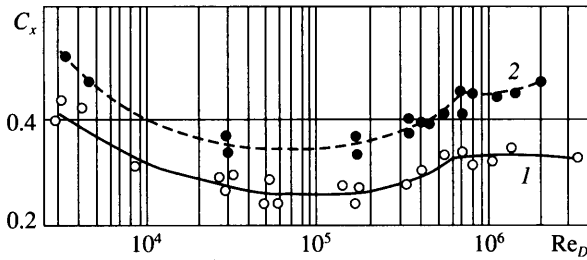
Фиг. 6. Сравнение зависимостей $C_x(\alpha)$ (1, 2) и $C_y(\alpha)$ (3, 4) модели груз–сфера при близких значениях числа М потока и числа Re_D : а – $D = 3.64$, $l = 4.54 < l^*$, 1, 3 – $M = 12.9$, $Re_D = 5 \cdot 10^4$ и 2, 4 – 12.1 , $7.6 \cdot 10^3$, б – $D = 1.82$, $l = 11.83 > l^*$, 1, 3 – $M = 12.7$, $Re_D = 2.3 \cdot 10^4$, 2, 4 – 12.1 , $3 \cdot 10^3$



Фиг. 7. Сравнение зависимостей $C_x(\alpha)$ (1, 2) и $C_y(\alpha)$ (3, 4) модели при $M = 6$, $D = 3.64$ и $l = 11.83 > l^*$ для ламинарного (1, 3) – $Re_D = 4.5 \cdot 10^3$ и переходного (2, 4) – $Re_D = 1.33 \cdot 10^6$ пограничного слоя на поверхности тормозного устройства

ном обтекании (фиг. 5, а) ($l = 4.54 < l^*$, $D = 3.64$), так и при обтекании с головным скачком уплотнения перед сферой (фиг. 5, б).

При уменьшении числа Рейнольдса ($Re \leq 8 \cdot 10^3$) для обеих схем течения между грузом и тормозным устройством наблюдается существенное возрастание величины коэффициента $C_x(\alpha)$, в то время как коэффициент аэродинамической подъемной силы $C_y(\alpha)$ практически остается неизменным (фиг. 6, а) ($l = 4.54 < l^*$, $D = 3.64$). Из приведенных зависимостей следует, что во всем исследуемом диапазоне углов атаки для близких значе-



Фиг. 8. Зависимости $C_x(Re_D)$ моделей груз-сфера при $l < l^*$ (1) и $l > l^*$ (2) и осесимметричном обтекании

ний числа M в невозмущенном потоке коэффициент C_x модели при числах $Re = (3-7.6) \cdot 10^3$ на 40–45% больше, чем при $Re = (2.3-5) \cdot 10^4$. Возрастание C_x модели связано с вихревым взаимодействием [8].

При увеличении числа Рейнольдса наблюдается заметное возрастание величины коэффициента аэродинамической силы сопротивления модели $C_x(\alpha)$ при малых углах атаки, в то время как коэффициент $C_y(\alpha)$ практически остается неизменным (фиг. 7). Для малых углов атаки $\alpha \leq 2^\circ$ аэродинамическое сопротивление модели при большем значении числа Рейнольдса на 15–20% больше, чем при малом, что связано с началом перехода ламинарного течения в турбулентное в пограничном слое на поверхности сферы.

Из анализа особенностей гиперзвукового обтекания модели усеченный конус-сфера удалось построить зависимости $C_x(Re_D)$ при $\alpha = 0$ в широком диапазоне чисел Маха и Рейнольдса: $6 \leq M \leq 13$ и $3 \cdot 10^3 \leq Re_D \leq 3 \cdot 10^6$ (фиг. 8).

Из представленных выше результатов видно, что наибольший эффект при использовании заднего тела в качестве тормозного устройства во всем исследованном диапазоне чисел M и Re , а также параметров l и D будет достигаться при размещении его на расстояниях l больших l^* .

Заключение. Проведенное экспериментальное исследование дает ответ на многие вопросы, связанные с аэродинамическими характеристиками моделей систем груз-тормозное устройство. Установлено влияние на величины силы сопротивления и подъемной силы относительных размеров тел, длины соединительного звена, угла атаки модели, чисел Маха и Рейнольдса.

Полученные результаты могут быть использованы для изучения и моделирования гиперзвукового обтекания систем груз-тормозное устройство, а также для апробации численных методов расчета подобного класса отрывных течений.

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Хлебников В.С. Картина сверхзвукового обтекания пары тел и перестройка течения между ними // Изв. РАН. МЖГ. 1994. № 1. С. 158–165.
2. 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. МГУ, 1988. 105 с.
3. 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.

4. *Пилюгин Н.Н., Талипов Р.Ф., Хлебников В.С.* Сверхзвуковое обтекание тел потоком с газодинамическими и физико-химическими неоднородностями // *Теплофизика высоких температур.* 1997. Т. 35. № 2. С. 322–336 (Обзор).
5. *Пилюгин Н.Н., Хлебников В.С.* Аэротермодинамические характеристики сопутствующего тела при сверхзвуковом обтекании // *Теплофизика высоких температур.* 2001. Т. 39. № 4. С. 620–628.
6. *Пилюгин Н.Н., Хлебников В.С.* Влияние параметров течения и геометрии пары тел на аэродинамические характеристики модели при больших сверхзвуковых скоростях обтекания. Препринт № 47–99. М.: Ин-т механики МГУ, 1999. 35 с.
7. *Хлебников В.С.* Осесимметричное обтекание пары тел сверхзвуковым потоком газа // *Учен. зап. ЦАГИ.* 1978. Т. 9. № 6. С. 108–114.
8. *Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф.* Теория гиперзвуковых течений. М.: Изд-во иностр. лит., 1962. 607 с.

Москва

Поступила в редакцию
28.VII.2005