

УДК 533.6.013.12: 533.6.011.5

## ПРОБЛЕМА СОЗДАНИЯ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ТОРМОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ РЕЖИМАХ

Н. Н. Пилюгин, В. С. Хлебников\*

Научно-исследовательский институт механики Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова, 119192 Москва

\* Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского,  
140180 Жуковский  
E-mail: pilyugin@yandex.ru

Проведен анализ аэродинамических проблем, возникающих при проектировании и создании тормозных систем для спускаемых аппаратов. Изучены аэродинамические явления и закономерности, имеющие место при сверхзвуковом обтекании пар тел различной формы. Результаты исследования могут быть использованы при решении практических задач (отработка экспериментов, проектирование и разработка различных видов тормозных систем для спускаемых аппаратов при сверхзвуковом движении в атмосфере).

Ключевые слова: сверхзвуковое обтекание, числа Маха и Рейнольдса, перестройка течения, аэродинамические характеристики, система груз — тормозное устройство, парашют.

Полеты самолетов со сверхзвуковыми скоростями, а также космических зондов к другим планетам привели к необходимости создания тормозных систем для осуществления безопасной посадки исследовательских аппаратов, грузов или космонавтов на поверхность Земли и других планет.

Применяемая в настоящее время схема спуска возвращаемого космического аппарата с круговой орбиты включает три стадии полета в атмосфере. На начальной стадии в верхних разреженных слоях атмосферы снижение скорости спускаемого аппарата (СА) осуществляется с помощью тормозной двигательной установки. На второй стадии полета в плотных слоях атмосферы происходит аэродинамическое торможение аппарата с уменьшением скорости от сверхзвуковой до дозвуковой. На этой стадии спускаемый аппарат испытывает значительные тепловые нагрузки, поэтому для него требуется специальная теплозащита. На последней стадии (на высоте менее 10 км) при дозвуковой скорости торможение и мягкая посадка на поверхность Земли осуществляются с помощью обычных парашютов.

Поскольку тормозная двигательная установка вместе с топливом и система теплозащиты существенно увеличивают массу СА, в последнее десятилетие разрабатываются другие способы торможения, позволяющие снижать сверхзвуковые скорости СА начиная с больших высот. Реализация новых зарубежных проектов, таких как "Space Station", "Гер-

---

Работа выполнена при финансовой поддержке Совета по грантам Президента РФ по государственной поддержке ведущих научных школ РФ (грант № НШ-397.2008.1) и Российского фонда фундаментальных исследований (коды проектов 07-01-00033, 08-01-00594а).

мес”, полет космического аппарата к Марсу и его возвращение на Землю, а также российского проекта “Клипер” и системы спасения разгонного блока “Фрегат” [1] потребовала разработки новых тормозных систем: гиперзвуковых парашютов, надувных баллонов [1], роторных устройств (ротошютов), планирующих гибких крыльев. В ряде стран разрабатываются новые спускаемые капсулы, например американская капсула “Westar”, немецкая капсула “Express” [2]. Все указанные новые тормозные системы находятся на стадии теоретической и конструкторской проработки, с целью использования на практике наиболее полно исследована парашютная система. В настоящее время известны отдельные случаи успешного применения парашютов на сверхзвуковых режимах полета. Например, в 1971 г. при посадке на Марс аппарата, предназначенного для изучения структуры поверхности планеты, использовался тормозной парашют, который вводился в поток при числах Маха  $M = 4,0 \div 4,5$ . В 80-х гг. было сконструировано кресло с парашютом для спасения летчика в аварийных ситуациях при  $M \approx 2$ . Указанные примеры свидетельствуют о реальной возможности использования парашюта на сверхзвуковых режимах полета.

В данной работе рассматривается тормозная система в виде парашюта. При этом исследовано сверхзвуковое неравномерное обтекание пары тел, одно из которых движется в следе другого [3]. Классификация таких режимов обтекания тел приведена в работах [3, 4], там же выполнен анализ влияния степени неравномерности набегающего потока на картину течения, рассмотрены аэротермодинамические характеристики для пар тел различной формы, не соединенных между собой. Соединение тел стропами приводит к изменению режима обтекания и может оказывать влияние на аэродинамические характеристики системы тел [5]. Решение этой задачи проводится в основном экспериментальным путем на современных сверхзвуковых аэродинамических установках и в полунатурных испытаниях [3, 6].

Целью данной работы является анализ аэродинамических проблем, возникающих при разработке сверхзвуковых тормозных устройств. Проведение такого анализа необходимо для тестирования методов расчета сложных течений и использования полученных результатов в качестве начального приближения для натурных моделей.

В настоящее время парашюты находят все более широкое применение [7, 8]. Они используются для возвращения космического корабля на Землю, для мягкой посадки космических аппаратов на поверхности планет, для возвращения разгонных блоков современных шаттлов. В последние годы в NASA разрабатывается новая лунная программа и ведется работа по созданию новой ракеты “Ares”, оснащенной многоразовыми разгонными модулями. Для возвращения 90-тонного разгонного модуля ракеты на Землю, после того как он запустит капсулу с грузом к Луне, планируется использовать систему парашютов. Система парашютов “Ares-1” включает небольшой парашют, обеспечивающий выброс стабилизирующего 20-метрового парашюта, что позволяет ориентировать груз вертикально и снизить его скорость. Затем вводится тройка основных парашютов, обеспечивающих дальнейшее торможение и посадку модуля на Землю.

**Использование парашюта в режиме сверхзвукового полета.** Основой для создания тормозных систем (спускаемых платформ, баллонных устройств или парашютов), работающих на сверх- и гиперзвуковых режимах полета, являются экспериментальные и теоретические исследования обтекания тел, расположенных в следе другого тела на различных расстояниях друг от друга [3–6, 9, 10]. В частности, обнаружено, что начиная с некоторого расстояния  $l^*$  отрывное течение между телами исчезает и перед задним телом появляется скачок уплотнения (рис. 1). Наличие скачка уплотнения перед задним телом может обеспечить большее сопротивление всей системы, если вместо заднего тела в следе будет расположено баллонное устройство или парашют. При больших сверхзвуковых скоростях полета парашютная система работает в неблагоприятном тепловом режиме

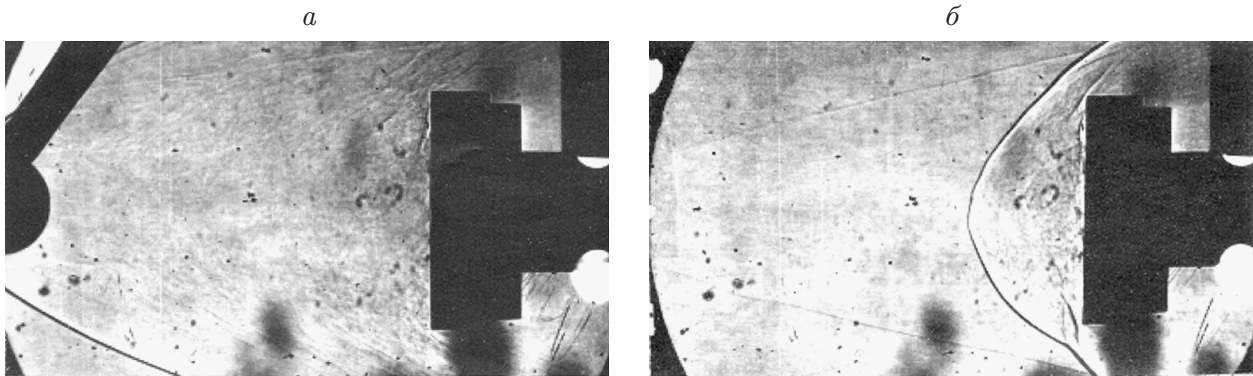


Рис. 1. Визуализация структуры потока при сверхзвуковом обтекании пары тел:

*a* — отрывное обтекание, *б* — обтекание со скачком уплотнения перед задним телом

[3–5, 11]. Ткань купола выгорает, его форма меняется, при этом сопротивление системы уменьшается. Поэтому при выборе ткани купола парашюта необходимо учесть силовые и тепловые напряжения на нем, выяснить, каким образом разрушается та или иная ткань при определенных условиях обтекания, определить время существования парашютной системы. Тепловая защита купола должна быть гибкой, что может быть достигнуто за счет изготовления многослойной теплозащиты из эластичных материалов. В настоящее время образцы такой гибкой теплозащиты уже разработаны и проходят испытания [1].

**Особенности сверхзвуковых течений между парой тел.** При симметричном сверхзвуковом обтекании пары тел в зависимости от расстояния  $l$  между ними реализуется одна из двух схем течения [3, 4]: при  $l < l^*$  отрывная схема течения, когда поток отрывается с переднего тела и присоединяется к заднему (рис. 2, *вверху*); при  $l \geq l^*$  схема течения в донной области за передним телом с головным скачком уплотнения перед задним телом (рис. 2, *внизу*). Перестройка течения (переход от одной схемы течения к другой) приводит к резкому изменению картины обтекания пары тел и оказывает значительное влияние на величину давления и теплового потока на поверхности заднего тела и положение их максимумов. Установлено, что критическое расстояние  $l^*$  зависит от относительных размеров

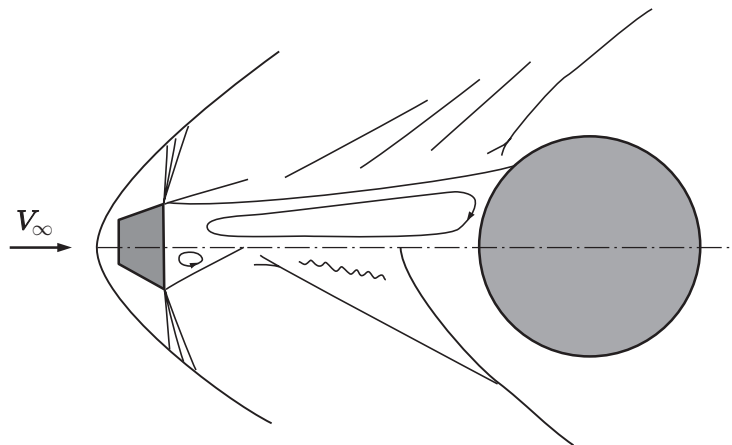


Рис. 2. Схема течения при симметричном сверхзвуковом обтекании пары тел в зависимости от расстояния  $l$  между телами:

*вверху* —  $l < l^*$ ; *внизу* —  $l \geq l^*$

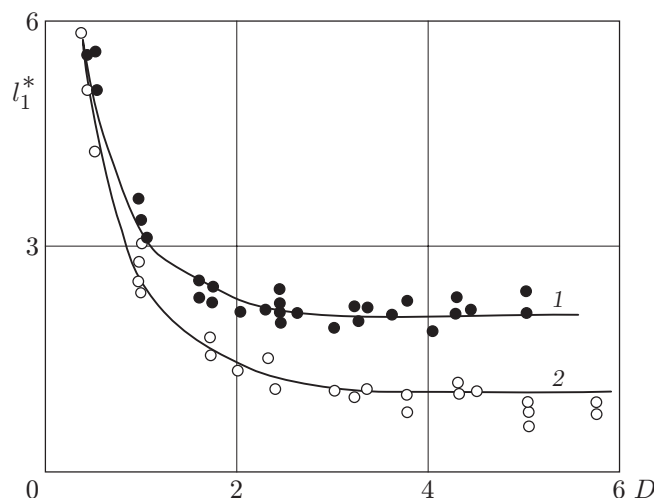


Рис. 3. Экспериментальные зависимости критического параметра  $l_1^*$  от относительного диаметра  $D$  в случае прямой (1) и обратной (2) перестройки течения

переднего и заднего тел, чисел Маха и Рейнольдса, а также от сопротивления переднего тела, формы заднего тела, проницаемости материала, из которого оно изготовлено, и глубины полости. Кроме того, величина  $l^*$  зависит от удаления тел (прямая перестройка) или их сближения (обратная перестройка). Таким образом, имеет место гистерезис [3, 4].

Анализ экспериментальных данных для различных пар тел (передние тела — сферы, торцы, параболоиды, конусы, усеченные конусы; задние тела — сферы, торцы, полые полусферы) при числах Маха  $M = 2,5; 3,0; 3,5; 5,0$  в диапазоне чисел Рейнольдса  $Re_D = 4 \cdot 10^5 \div 2 \cdot 10^6$  позволил определить зависимости критического параметра  $l_1^* = l_1/D_0$  от относительного диаметра  $D = D_0/d_0$  в случае прямой и обратной перестройки течения, приведенные на рис. 3 ( $l_1$  — расстояние между миделевыми сечениями переднего и заднего тел, на котором происходит перестройка течения;  $D_0, d_0$  — диаметры заднего и переднего тел). Перестройка течения между телами, соединенными с помощью стержня или строп, происходит при расстоянии между ними, меньшем по сравнению с расстоянием между парой таких же изолированных тел [5].

**Распределение аэротермодинамических параметров по поверхности тел, расположенных в сверхзвуковом следе.** При отрывном течении между телами (см. рис. 2, *вверху*) давление и тепловой поток на поверхности заднего тела имеют максимальные значения вблизи области присоединения разделяющей линии тока. При этом положение максимума давления практически совпадает с точкой присоединения, а положение максимума теплового потока смещено внутрь отрывной зоны [3, 11]. Например, на круговом торце, расположенном в следе, максимальное давление зафиксировано вблизи его кромки. Струйки газа, расположенные ниже разделяющей линии тока, поворачивают внутрь отрывной зоны и текут вдоль поверхности торца к его центру (рис. 4, *а*).

После перестройки течения (см. рис. 2, *внизу*) характер распределений давления и теплового потока на поверхности заднего тела меняется. Распределение давления на заднем теле в окрестности его оси симметрии имеет локальный минимум, обусловленный провалом на профиле полного давления на оси следа за передним телом [3]. Положение максимума давления зависит от диаметра заднего торца: если он равен ширине следа или меньше ее, то максимальное давление наблюдается вблизи кромки торца, если больше ширины следа, то максимум давления начинает смещаться к центру торца. Такое распределение давления на торце приводит к появлению нестационарной отрывной зоны между ним и

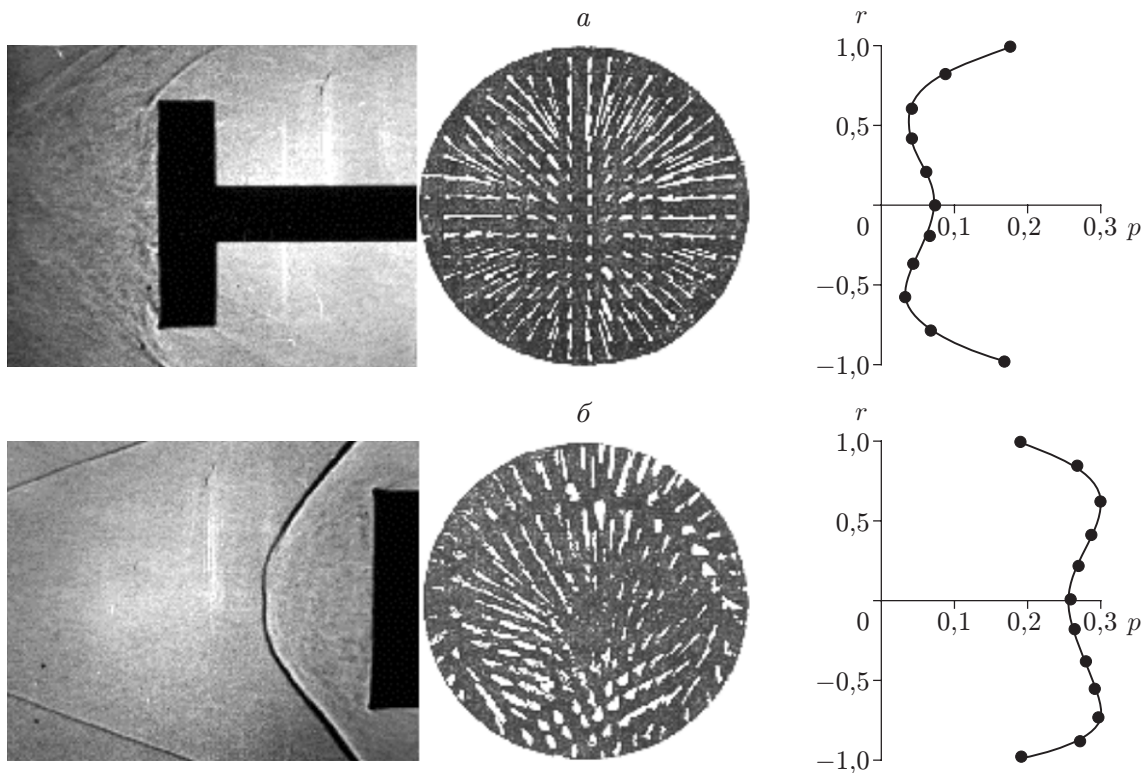


Рис. 4. Визуализация структуры потока при обтекании пары тел конус ( $d_0 = 20$  мм) — торец ( $D_0 = 60$  мм) (слева) и распределения предельных линий тока (в центре) и давления (справа) на поверхности торца при  $M = 3$ :  
 а —  $l < l^*$ ; б —  $l \geq l^*$

головным скачком уплотнения (см. рис. 4, б). Вблизи центра торца струйки газа разворачиваются и текут навстречу потоку. Образовавшаяся при этом отрывная зона очень неустойчива, и через определенный промежуток времени происходит ее схлопывание, поэтому величина отхода головного скачка уплотнения от заднего тела с течением времени меняется. По мере удаления от переднего тела провал на профиле полного давления на оси следа уменьшается и локальный минимум давления в центре торца исчезает, в результате чего колебания головного скачка уплотнения перед задним телом прекращаются [3, 12]. Увеличение диаметра заднего тела оказывает слабое влияние на характер распределения давления на его поверхности, но его влияние на распределение теплового потока может быть существенным [12].

Анализ зависимостей давления и величины удельного теплового потока в центре торца от расстояния до переднего тела при  $M = 3, 5$  показал, что после перестройки отрывного течения между телами значения этих параметров возросли в несколько раз [3, 4, 12]. Увеличение величины теплового потока объясняется нестационарностью течения при значениях  $l$ , близких к  $l^*$  [3]. При увеличении расстояния между телами (в случае  $l > l^*$ ) величина теплового потока в центре торца резко уменьшается, что соответствует стабилизации течения. Следовательно, при размещении в следе парашюта (при  $l > l^*$ ) давление на внутренней поверхности купола возрастает, а величина теплового потока значительно уменьшается. Поэтому парашют необходимо располагать за грузом на расстоянии, большем критического расстояния  $l^*$ , что позволяет избежать возникновения неблагоприятных тепловых режимов.

Для различных пар тел и схем течения между ними безразмерные распределения давления и теплового потока на поверхности заднего тела практически не зависят от расстояния между телами и числа Маха набегающего потока [3, 12]. В случае отрывного течения форма переднего тела оказывает слабое влияние на указанные выше параметры. Однако после его перестройки форма переднего тела оказывает существенное влияние на характер распределений этих параметров [12]. Отметим, что распределение аэротермодинамических параметров на заднем теле существенно зависит от его формы, особенно если это тело имеет полости (парашют или полый цилиндр), обращенные к набегающему потоку [3, 4]. Давление внутри полости парашюта в случае осесимметричного обтекания в следе при обеих схемах течения слабо меняется вдоль поверхности купола, за исключением его кромок. При этом изменение теплового потока на поверхности купола крайне неравномерно. Максимальные его значения зафиксированы вблизи кромки купола и вблизи полюса, где и следует ожидать выгорания ткани. Сужение (рифление) входного отверстия купола приводит к уменьшению давления и величины теплового потока на поверхности парашюта, а увеличение (разрифление) входного отверстия купола вызывает уменьшение этих параметров. Следовательно, на наиболее опасных с точки зрения силовых и тепловых нагрузок участках полета груза с парашютом для сохранения купола необходимо производить его рифление.

Исследуем влияние перфорации купола на его аэротермодинамические характеристики при сверхзвуковом осесимметричном обтекании системы груз — парашют [5, 6, 13].

Основным фактором стабилизации обтекания купола является воздухопроницаемость, которая может обеспечиваться как за счет собственной газопроницаемости технических текстильных материалов, так и за счет так называемой конструктивной проницаемости (полюсное отверстие, вырезы, щели, ленточные и плетеные купола, распределенная перфорация). Вследствие наличия проницаемости происходит автоматический отсос газа с лицевой стороны купола и его вдув в донную область, что приводит к существенному повышению устойчивости симметричного стационарного режима обтекания купола.

После перестройки отрывного течения перед парашютом образуется головной скачок уплотнения. В случае непроницаемого купола этот скачок вытянут в направлении груза и колеблется. Если в куполе имеется перфорация, то скачок уплотнения перед парашютом становится более плоским, приближается к нему, его положение стабилизируется. Это приводит к увеличению давления на внутренней поверхности купола. Анализ режимов обтекания моделей параболоид — разрифленный парашют при  $M = 3$  показал, что при увеличении “конструктивной” проницаемости купола (отношение суммарной площади перфорационных отверстий к площади внутренней поверхности купола, выраженное в процентах) от 0 до 5,3 % для обеих схем течения давление и величина теплового потока на его поверхности возрастали. Например, тепловой поток к поверхности перфорированного купола (“конструктивная” проницаемость равна 5,3 %) увеличился в 1,3–1,5 раза по сравнению с тепловым потоком к непроницаемому куполу.

Исследование при отрывном обтекании ( $M = 3, 5$ ) распределений аэротермодинамических параметров по поверхности купола в случае, когда между парашютом и грузом имелось соединение (полностью расположенное внутри отрывной зоны), показало [5], что его влиянием на эти распределения можно пренебречь. В случае если реализуется течение с головным скачком уплотнения перед парашютом, значения давления и теплового потока на поверхности купола без соединения могут в несколько раз превышать аналогичные значения при наличии соединения между грузом и парашютом.

Исследуем влияние угла атаки  $\alpha$  заднего тела на распределение аэротермодинамических параметров по его поверхности в случае  $M = 5$ ,  $l > l^*$ , когда в следе сферы ( $d_0 = 25$  мм) расположен круговой торец ( $D_0 = 60$  мм) [11]. Центры сферы и торца рас-

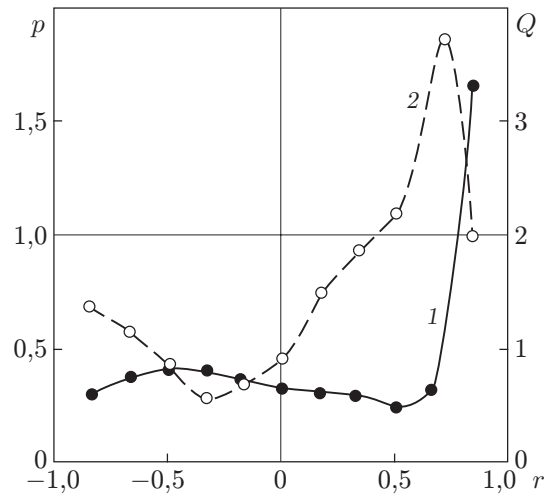


Рис. 5. Распределения давления  $p$  (1) и теплового потока  $Q$  (2) на поверхности торца, расположенного в следе за сферой под углом атаки  $\alpha = 20^\circ$ , при  $l = 7$

положены на одной оси, но плоскость торца наклонена к потоку под углом  $\alpha$ . На рис. 5 представлены зависимости давления  $p(r) = p_1/p'_0$  и теплового потока  $Q(r) = Q_1/Q_0$  на поверхности торца, расположенного в следе сферы, при  $\alpha = 20^\circ$  ( $p_1, Q_1$  — давление и удельный тепловой поток на поверхности торца;  $p'_0, Q_0$  — давление и удельный тепловой поток в точке торможения торца в невозмущенном потоке при  $\alpha = 0^\circ$ ,  $r = r_0/R$ ;  $r_0$  — текущая координата вдоль поверхности торца, отсчитываемая от его центра;  $R$  — радиус торца). Наветренной стороне торца соответствуют положительные значения  $r$ .

На поверхности торца в плоскости установки его угла атаки  $\alpha$  располагались приемники давления или калориметрические датчики. Трасса от датчиков к групповому регистрирующему манометру или осциллографу проходила внутри цилиндрической державки позади торца. Манометр такого типа дает точность измерения давления в пределах  $\pm 0,5\%$  максимального значения измеряемого избыточного давления. Средняя квадратичная погрешность измерения удельного теплового потока калориметрическими датчиками не превышала  $\pm 5\%$ .

Из рис. 5 следует, что вблизи кромки торца давление на наветренной стороне превышает значение  $p'_0$  примерно в 1,7 раза, а удельный тепловой поток  $Q_0$  — в 3,7 раза. При смещении торца в направлении от оси симметрии переднего тела возможны еще большие максимальные значения давления и теплового потока. При неблагоприятных режимах полета это может привести к мгновенному разрушению ткани купола парашюта.

**Влияние геометрических параметров системы груз — парашют, а также чисел Маха и Рейнольдса на аэродинамические характеристики моделей.** Проведены испытания [14–16] различных моделей груз — тормозное устройство, соединенных цилиндрическим стержнем или восьмью стропами, при  $M = 0,6 \div 1,7; 6,0; 8,0; 11,0 \div 13,0$  в широком диапазоне чисел Рейнольдса  $Re_D = 2,7 \cdot 10^3 \div 3 \cdot 10^6$ . Исследуем влияние перестройки отрывного течения на коэффициент аэродинамического сопротивления  $C_x$  системы пар тел. Так, при  $M = 1,7$  для моделей цилиндр — круговой торец ( $D = 2$ ), соединенных стержнем, при  $l = 1,5 < l^*$  имеем  $C_x = 0,6$ , а при  $l = 2,25 > l^*$  —  $C_x = 1,1$ . При увеличении числа Маха набегающего потока потери полного давления в головном скачке уплотнения перед грузом возрастают [14], вследствие чего коэффициент  $C_x$  модели существенно уменьшается. Так, в случае  $M = 6$  для модели усеченный конус — стакан ( $D = 1,8, h = h_0/D_0 = 0,9$  — отношение глубины полости стакана  $h_0$  к его диаметру  $D_0$ ) при  $l = 4,5 < l^*$  имеем  $C_x = 0,25$ , а при  $l = 8,2 > l^*$  —  $C_x = 0,4$ .

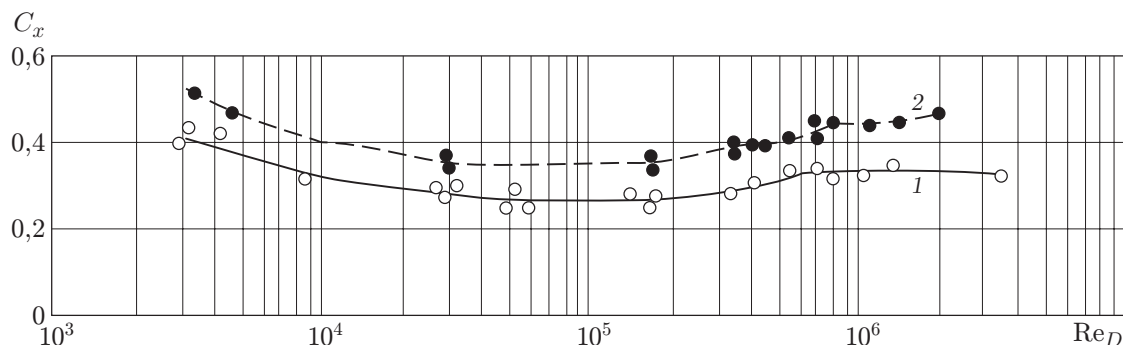


Рис. 6. Зависимость  $C_x$  от числа Рейнольдса для модели усеченный конус — сфера при осесимметричном гиперзвуковом обтекании:  
1 — отрывное течение между телами; 2 — течение с головным скачком уплотнения перед сферой

При сверхзвуковых режимах полета сила сопротивления системы груз — парашют зависит от площади миделевого сечения купола [14]. Поэтому для двух одинаковых моделей груз — парашют (при фиксированной площади раскрытия купола) значение  $C_x$  будет больше для той модели, у которой больше диаметр миделевого сечения.

Испытания металлических моделей систем груз — парашют, соединенных стропами, при сверхзвуковых режимах обтекания показали, что как при отрывном течении вблизи модели, так и после его перестройки коэффициент  $C_x$  модели с перфорированным куполом (проницаемость приблизительно равна 11 %) в 1,2–1,3 раза больше, чем у моделей с непроницаемым куполом [11].

Крестообразный парашют можно рассматривать как частный случай парашюта с проницаемой поверхностью. При  $M = 8$  и некоторых длинах строп значение коэффициента аэродинамического сопротивления модели с крестообразным парашютом в 1,6 раза больше аналогичного значения для модели с полусферическим куполом при том же диаметре его миделевого сечения [15].

Несимметричное обтекание системы груз — парашют приводит к значительному увеличению  $C_x$ , что обусловлено появлением вблизи парашюта на наветренной стороне области взаимодействия скачков уплотнения от груза и от купола.

При исследовании обтекания моделей пар тел, соединенных стропами (усеченный конус — сфера,  $D = 1,8; 3,6$ ), при  $M = 6 \div 13$  установлено, что независимо от того, какое течение реализуется между телами, коэффициент модели  $C_x$  при малых углах атаки практически не зависит от величины  $M$  и относительного диаметра заднего тела  $D$  в широком диапазоне значений  $Re_D$  [14]. Для модели усеченный конус — сфера при ее осесимметричном сверхзвуковом обтекании на рис. 6 представлены зависимости  $C_x$  от числа Рейнольдса  $Re_D$  при  $D = 1,8; 3,6$ ,  $l = 4,5; 8,2; 11,8$ ,  $M = 6, 8, 11 \div 13$  и  $2,7 \cdot 10^3 < Re_D < 3,3 \cdot 10^6$  [14]. Видно, что перестройка отрывного течения между телами ( $l < l^*$ ) в течение со скачком уплотнения перед задним телом ( $l > l^*$ ) сопровождается увеличением сопротивления модели в целом (за счет роста давления на лобовой поверхности сферы).

**Исследование моделей с матерчатыми и металлическими куполами парашютов.** Опишем более подробно испытания моделей груз — парашют с мягкими (ткаными) куполами. Для сохранения парашюта при выстреле и устойчивого симметричного полета модели груз — парашют вдоль баллистической трассы требовалось разработать новую методику проведения экспериментов и обработки их результатов. Испытания моделей груз — парашют на баллистической трассе состояли в следующем. Перед началом



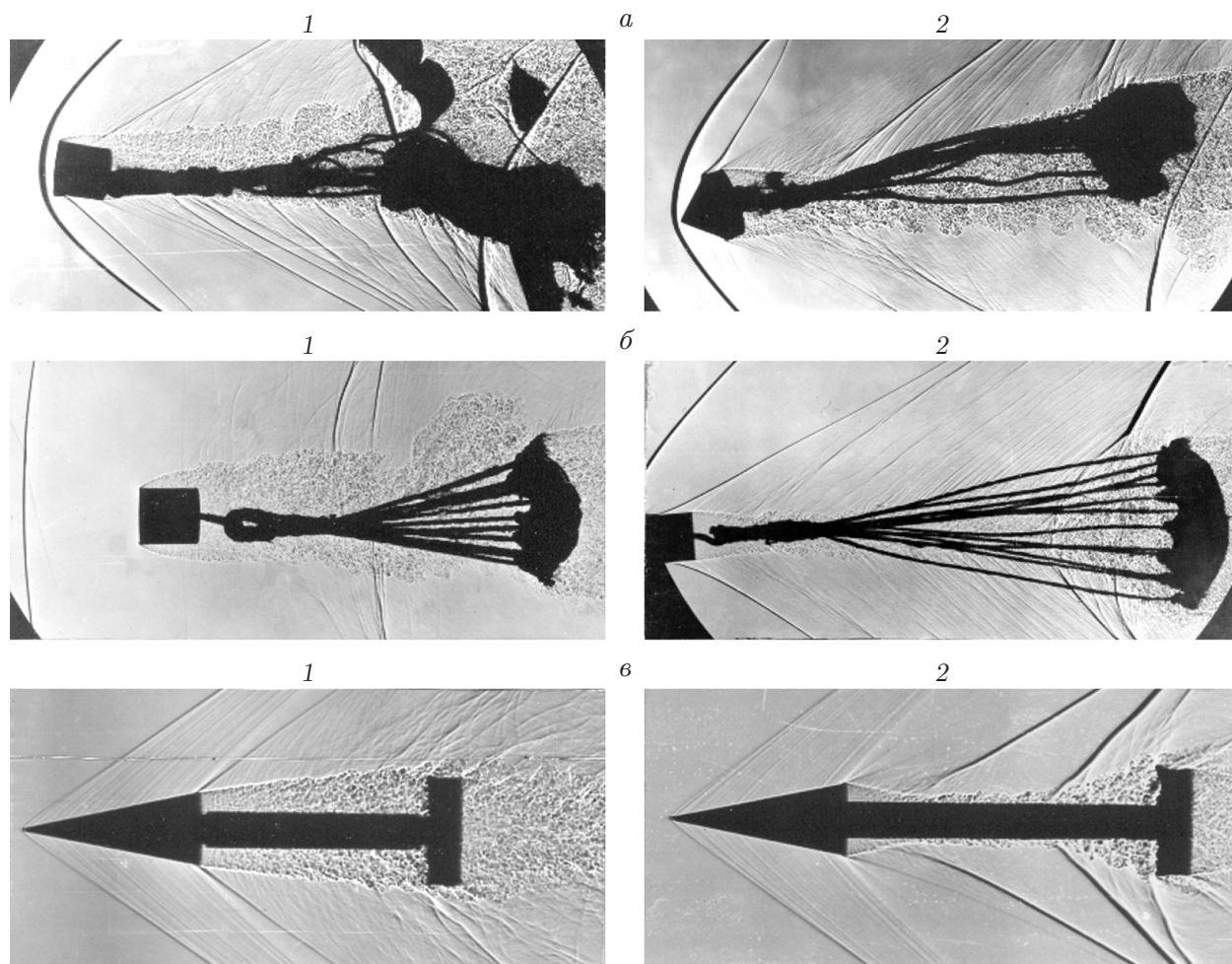


Рис. 7. Визуализация структуры потока при сверхзвуковом обтекании систем груз — тормозное устройство:

*а* — неустойчивый полет модели груз — парашют, *б* — устойчивый полет модели груз — парашют, *в* — полет модели пары тел конус — торец, соединенных металлическим стержнем; 1 — отрывное течение между телами, 2 — скачок уплотнения перед задним телом

испытаний модель груз — парашют упаковывалась в пластмассовый поддон (типа стакана) со свободным замком. Полость поддона была ориентирована в направлении полета. Парашют укладывался на дно стакана, стропы — над парашютом, а груз центрировался вблизи среза поддона с помощью цилиндрической полой пластмассовой вставки. Поддон с упакованной в него моделью опрессовывался в гильзе. После выстрела за срезом ствола пушки стакан и вставка распадались, и груз с парашютом освобождались от них. Проведено две серии испытаний. В первой, предварительной (отладочной), серии поддон и вставка разрезались пополам. В этом случае после выстрела части поддона и вставки летят рядом с моделью. Мощные скачки уплотнения от этих частей приводят к разрушению парашютной системы (кадр 1 на рис. 7, *а*). Поэтому во второй серии испытаний створки поддона были надрезаны в трех-четырёх местах, а вставки разрезались на четыре части. При выстреле поддон и вставка разлетались на мелкие фрагменты и быстро отставали от модели груз — парашют, не причинив вреда куполу и стропам (кадр 2 на рис. 7, *а*). Путем подбора формы и массы груза удалось добиться устойчивого осесимметричного

полета моделей вдоль трассы (кадры 1, 2 на рис. 7,б). После этого была проведена серия основных испытаний моделей цилиндр — парашют и получены зависимости  $C_x(M)$  для купола круговой формы при фиксированной длине строп. Оказалось, что при некоторых режимах полета модели при близких значениях числа Маха значения  $C_x$  существенно различаются. Поскольку определить диаметр купола парашюта во время полета модели весьма затруднительно, изучались зависимости  $C_x(M)$  для металлических моделей, например цилиндр — торец, соединенных цилиндрическими стержнями различной длины, выполненными из различных материалов. Установлено, что при выстреле с большими перегрузками стержень из нержавеющей стали разрушается, а стержень из серебрянки не разрушается.

В результате испытаний для моделей конус — торец (кадры 1, 2 на рис. 7,в) и цилиндр — торец при некоторых длинах стержня получены зависимости  $C_x(M)$ , из анализа которых следует, что при  $M \approx 1,2$  и  $M \approx 1,6$  (в узком диапазоне чисел Маха) наблюдается резкое увеличение значения  $C_x$  [17]. Для более подробного изучения этого явления проведены весовые испытания моделей в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью. Исследования проводились на моделях пар тел, соединенных стержнем. В качестве переднего тела использовались конусы, сферы, цилиндры ( $d_0 = 10 \div 30$  мм), в качестве заднего — торцы ( $D_0 = 20, 30$  мм). Оба тела наворачивались на державки различной длины, которые крепились на однокомпонентных весах. Во время пуска трубы число Маха изменялось либо непрерывно (на этапе разгона и торможения потока), либо дискретно. Разгон и торможение потока производились в течение  $10 \div 15$  с. При непрерывном изменении режима работы трубы на осциллограмме одновременно с изменением силы, действующей на модель, синхронно записывалось изменение давления в форкамере трубы, по которому вычислялись значение числа Маха и скоростной напор  $q$  в потоке. Визуализация течения вблизи модели осуществлялась с помощью прибора Теплера. Скорость киносъемки составляла 24 кадр/с. В результате анализа зависимостей  $C_x(M)$  для различных моделей пар тел и кинограмм их обтекания установлено, что при сверхзвуковом обтекании ( $M > 1,5$ ) эти зависимости практически не зависят от скорости изменения режимов. Однако при трансзвуковом обтекании ( $1,0 < M < 1,5$ ) влияние скорости изменения режимов на зависимость  $C_x(M)$  и картину обтекания может быть существенным. Следовательно, при разгоне, торможении и дискретном изменении числа Маха имеет место явление гистерезиса, возникновение которого обусловлено нестационарностью течения в отрывных зонах на этих режимах обтекания [16].

Исследуем влияние переднего тела на сопротивление пары тел при сверхзвуковом обтекании. В результате анализа экспериментальных данных при фиксированном значении числа Маха для моделей пар тел, у которых длина стержня и диаметр заднего торца ( $D_0 = 20$  мм) постоянны, а передние тела различны, определены зависимости  $C_x(F)$  (рис. 8), где  $F$  — отношение силы сопротивления  $F_i$ , действующей на изолированное переднее тело, к минимальной силе  $F_0$  для данных испытаний. В качестве  $F_0$  выбрана сила, действующая на конус с минимальным полууглом раствора. Из рис. 8 следует, что при  $l < l^*$  коэффициент  $C_x$  пары тел зависит только от сопротивления переднего тела и не зависит от его формы (кривая I), а при  $l > l^*$  зависит также от того, отсоединен головной скачок уплотнения от переднего тела (кривая II) или присоединен к нему (кривая III). При одном и том же значении  $F$  в случае присоединенного скачка уплотнения значение  $C_x$  больше, поскольку в косом скачке уплотнения потери полного давления меньше, чем в прямом.

**Заключение.** Результаты экспериментальных исследований моделей систем груз — парашют позволяют получить ответ на ряд сложных вопросов, возникающих при создании различных тормозных устройств, работающих в сверхзвуковом следе, а именно вли-

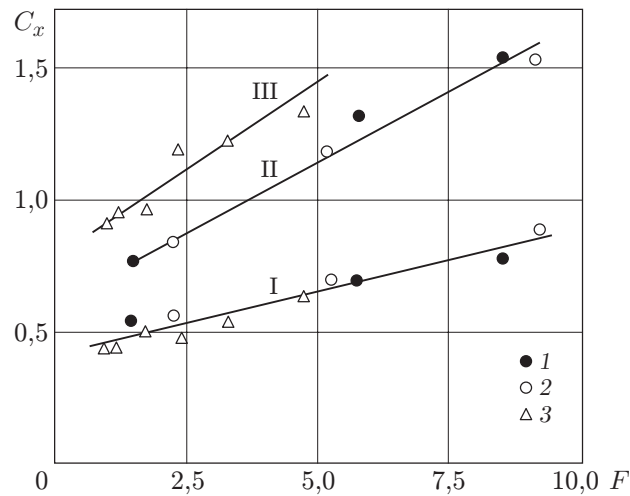


Рис. 8. Зависимость сопротивления пары тел от сопротивления переднего тела при  $M = 1,7$ :

I —  $l = 1,5 < l^*$ , II, III —  $l = 4,5 > l^*$  (II — отошедший скачок, III — присоединенный скачок); 1 — модель груза в виде сфер, 2 — в виде цилиндров, 3 — в виде конусов

яние аэродинамических характеристик систем груз — тормозное устройство при транс-, сверх- и гиперзвуковых режимах обтекания на максимальные значения силовых и тепловых нагрузок на тормозное устройство, а также влияние на обтекание систем формы и размеров груза и тормозного устройства, способа их соединения, глубины полости и проницаемости тормозного устройства. Представленные результаты можно использовать для дальнейшего изучения и моделирования сверхзвукового обтекания систем груз — тормозное устройство, а также для апробации численных методов расчета отрывных течений данного класса.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Богданов В. В., Залогин Г. Н., Землянский Б. А. и др. Экспериментальные исследования эффективности гибкой теплозащиты надувных тормозных устройств // Космонавтика и ракетостроение. 2001. Вып. 22. С. 22–32.
2. Krishcke M., Lorenzini E. C., Sabath D. A hypersonic parachute for low-temperature reentry // Acta Astronaut. 1995. V. 36, N 5. P. 271–278.
3. Yermeytsev I. G., Pilyugin N. N., Khlebnikov V. S., Yunitski S. A. Aerodynamic characteristics and heat exchange of bodies in nonuniform supersonic gas flow fields // Fluid Mech. Res. 1991. V. 20, N 4. P. 1–105.
4. Пилюгин Н. Н., Талипов Р. Ф., Хлебников В. С. Обтекание тел неравномерными сверхзвуковыми потоками типа следа // Теплофизика высоких температур. 1996. Т. 34, № 5. С. 780–795.
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. Гувернюк С. В., Фалунин М. П. О некоторых проблемах аэродинамики парашютов и проницаемых тел // Актуальные проблемы механики. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1984. С. 39–43.
7. Звонов А. П., Ульянов Г. С., Фалунин М. П. Исследование обтекания моделей рифленых парашютов // Парашюты и проницаемые тела. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1987. С. 37–43.

8. **Рахматулин Х. А.** Теория осесимметричного парашюта // Парашюты и проникаемые тела. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1980. С. 5–23.
9. **Гувернюк С. В., Савинов К. Г., Ульянов Г. С.** Сверхзвуковое обтекание затупленных перфорированных экранов // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1985. № 1. С. 143–149.
10. **Рауне Р. Р.** The theory of fabric porosity as applied to parachutes in incompressible flow // Aeronaut. Quart. 1978. V. 29, N 3. P. 175–206.
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. **Хлебников В. С., Цыганов П. Г.** Сверхзвуковое осесимметричное обтекание торца, расположенного в следе различных тел // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1996. № 6. С. 125–132.
13. **Медведев С. А.** О сверхзвуковом обтекании проникаемой вогнутой поверхности // Науч. тр. Ин-та механики МГУ. 1975. № 39. С. 92–98.
14. **Пилюгин Н. Н., Хлебников В. С.** Исследование аэродинамических характеристик моделей конус — сфера при гиперзвуковых скоростях обтекания // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2006. № 3. С. 181–188.
15. **Хлебников В. С., Цыганов П. Г.** О влиянии груза на сопротивление системы груз — парашют при гиперзвуковом обтекании // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1985. Вып. 2299. С. 3–12.
16. **Пилюгин Н. Н., Хлебников В. С.** Исследование аэродинамического сопротивления двух тел при транс- и сверхзвуковых скоростях потока // ПМТФ. 2003. Т. 44, № 2. С. 42–48.
17. **Белов В. Е., Хлебников В. С., Цыганов П. Г.** О сопротивлении пары тел при сверхзвуковом полете // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1985. Т. 16, № 3. С. 114–117.

*Поступила в редакцию 23/IX 2008 г.,  
в окончательном варианте — 30/VI 2009 г.*

---