

УДК 533.6.01.15 — 533.6.07.13

# УПРАВЛЕНИЕ УРОВНЕМ ЗВУКОВОГО УДАРА, СОЗДАВАЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ, ПУТЕМ КРИОГЕННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ПРОЦЕСС ОБТЕКАНИЯ

## 1. ОХЛАЖДЕНИЕ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В. М. Фомин, В. Ф. Чиркашенко, В. Ф. Волков, А. М. Харитонов

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
630090 Новосибирск

E-mails: fomin@itam.nsc.ru, chirash@itam.nsc.ru, volkov@itam.nsc.ru, \_khar@itam.nsc.ru

Обсуждается возможность управления уровнем звукового удара путем охлаждения поверхности летательного аппарата. На примере модифицированного степенного тела вращения показано влияние охлаждения поверхности на формирование структуры возмущенного течения на больших удалениях от тела. Обнаружено снижение интенсивности промежуточной ударной волны и импульса возмущенного давления вблизи тела, что приводит к увеличению протяженности по высоте области снижения уровня звукового удара (до 50 %). На больших удалениях от тела криогенное воздействие обеспечивает снижение интенсивности головной ударной волны на 12 %. Показана возможность управления процессом формирования вблизи обтекаемой поверхности волновых структур типа висячих скачков давления. Дается объяснение механизма криогенного воздействия.

**Ключевые слова:** сверхзвуковой самолет, звуковой удар, головная ударная волна, криогенное воздействие, хладагент, структура течения.

**Введение.** Вследствие введения ограничения на интенсивность звукового удара (ЗУ), создаваемого сверхзвуковым пассажирским самолетом (СПС), начиная с 60-х гг. XX в. появилось большое количество исследований задачи минимизации ЗУ (см., например, [1–7]). Результаты этих исследований, основанных на поиске оптимального распределения объема и подъемной силы по длине самолета, не позволили обеспечить для широкого класса сверхзвуковых самолетов допустимый перепад давления 50 Па на головной ударной волне (ГУВ). Например, полеты СПС “Конкорд” показали, что при его компоновке, близкой к оптимальной, уровень избыточного давления на поверхности Земли при крейсерском режиме полета превышает 100 Па [8]. Результаты работ по созданию СПС второго поколения, выполненных в Центральном аэрогидродинамическом институте (г. Жуковский), также указывают на невозможность в настоящее время обеспечить допустимый уровень ЗУ, создаваемого самолетом с большим взлетным весом, без снижения его технико-экономических показателей [9]. Основные способы уменьшения интенсивности ЗУ с использованием полученных ранее решений задач минимизации в рамках линейной теории без ограничений на аэродинамическое сопротивление заключаются в реализации эффектов средней зоны ЗУ. Особенностью средней зоны является то, что на крейсерском режиме полета вблизи поверхности Земли профиль избыточного давления не принимает N-образную форму и представляет собой разнесенные в пространстве отдельные ударные волны, волны сжатия и

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 05-01-08042).

разрежения [4, 10, 11]. Компоновка СПС весом порядка 500 кН на поверхности Земли обеспечивает дистанцию между ГУВ от фюзеляжа и УВ от крыла, что позволяет снизить уровень ЗУ [12]. Однако при увеличении веса самолета вследствие увеличения вклада подъемной силы в формирование ЗУ обеспечить такой профиль давления проблематично. Для реализации эффекта средней зоны рассматриваются экзотические компоновки с удлиненной носовой частью фюзеляжа с использованием стрелчатых и сочлененных крыльев, что затрудняет получение аэродинамического качества, необходимого для экономической эффективности самолета. В [13] анализируется возможность использования компоновки с крылом Буземана, что также подтверждает ограниченность традиционных подходов. Следуя принципу Джонса [2] о сосредоточении возмущенного давления в носовой части тела, в [14] на основе численных исследований в рамках уравнений Эйлера показано, что тандемное расположение двух несущих поверхностей на фюзеляже позволяет существенно снизить уровень ЗУ и для тяжелых самолетов. Естественно, данный результат требует экспериментального подтверждения.

Трудность удовлетворения ограничению на уровень ЗУ с помощью традиционных (пассивных) методов и возможность ужесточения существующего ограничения до 15–25 Па приводят к необходимости разработки новых нетрадиционных активных методов управления параметрами ЗУ.

Первые экспериментальные исследования активных методов управления параметрами ЗУ с помощью подвода массы в виде веерных и осесимметричных воздушных струй, различно ориентированных относительно модели, и тепловой энергии, выделяющейся при горении смеси водорода с воздухом [15, 16], показали перспективность использования данного метода для формирования возмущенного течения как вблизи тела, так и на больших удалениях от него. Косвенным подтверждением этого являются результаты исследований по снижению аэродинамического сопротивления путем подвода тепловой энергии вблизи тела, подробный обзор которых приведен в работе [17]. В [18] получены режимы сверхзвукового обтекания при подводе в поток перед головной конической частью тела мощного оптического пульсирующего разряда лазерным излучением. При этом наблюдалось изменение структуры течения при диссипации ГУВ и регистрировалось существенное уменьшение аэродинамического сопротивления тела с увеличением частоты импульсов. В работах [17, 18] область исследования возмущенного потока ограничена узкой зоной вблизи модели, в которой формируются аэродинамические характеристики тела.

Результаты работ [15–18] показали, что при соответствующем подводе массы и энергии, т. е. расположении источников и распределении их мощности относительно обтекаемых поверхностей летательного аппарата, можно обеспечить эффективное управление его аэродинамическими характеристиками и параметрами создаваемого им ЗУ. Учитывая возросшие технические возможности организации подвода энергии в сверхзвуковой поток с помощью лазерного и СВЧ-излучения, электронных пушек и электродугового разряда, применяемых при моделировании процессов управления обтеканием тел, возникает необходимость проведения исследований по управлению параметрами ЗУ с использованием этих активных методов воздействия на формирование возмущенного течения вблизи летательного аппарата и эволюцию его при удалении на большие расстояния. Перспективность такого подхода подтверждают работы [19–23].

Наряду с известными способами решения проблемы ЗУ с использованием перспективных аэродинамических компоновок и активных методов воздействия (подвод тепловой энергии и массы) представляет интерес организация отвода энергии путем охлаждения потока, что позволит расширить возможности формирования необходимой структуры возмущенного течения вблизи летательного аппарата для снижения его аэродинамического сопротивления и уровня ЗУ.

**Постановка задачи и цель исследований.** В работе [24] на основе результатов исследований влияния формы тела на параметры создаваемого им ЗУ определен класс модифицированных (с помощью сферического затупления носовой части) степенных тел, обеспечивающих в средней зоне существенное (по сравнению с исходным телом ( $\bar{r}_3 = 0$ ) равного удлинения) снижение интенсивности ГУВ (до 50 %). Протяженность средней зоны ЗУ определяется удалением, на котором происходит взаимодействие ГУВ, генерируемой затупленной носовой частью, с промежуточной УВ, распространяющейся ниже по потоку со скоростью, превышающей скорость ГУВ. Формирование промежуточной УВ происходит вблизи поверхности тела при взаимодействии с ней ускоряющегося (в результате обтекания сферического затупления) потока. Интенсивность промежуточной УВ и положение ее на профиле возмущенного давления при заданном числе Маха полета  $M_\infty$  определяются геометрическими параметрами модифицированного тела: показателем степени  $n$ , удлинением  $\lambda = l/d_M$  и относительным радиусом затупления  $\bar{r}_3 = 2r_3/d_M$  ( $l$ ,  $d_M$  — длина и максимальный диаметр тела соответственно).

На рис. 1 показано изменение асимптотического параметра  $\Delta\bar{p}_{УВ}K^{3/4}$  интенсивности ГУВ по мере ее удаления (по высоте  $H$ ) от тела при различных удлинениях и радиусах затупления ( $\Delta\bar{p}_{УВ} = (P_{УВ} - P_\infty)/P_\infty$  — интенсивность УВ;  $P_{УВ}$ ,  $P_\infty$  — статическое давление за УВ и перед ней;  $K = H/d_M$  — относительное удаление от тела (калибр)).

Характерной особенностью модифицированных степенных тел является то, что при определенных степенях сферического затупления они обеспечивают большее по сравнению с исходными степенными телами ( $\bar{r}_3 = 0$ ) равного удлинения снижение сопротивления. Следует отметить, что при умеренных сверхзвуковых скоростях степенные тела ( $\bar{r}_3 = 0$ ) являются оптимальными по волновому сопротивлению в классе тел вращения заданного удлинения [25]. Снижение сопротивления и интенсивности ЗУ, обусловленное влиянием затупления, указывает на перспективность использования таких тел. С увеличением удлинения тела влияние затупления на снижение сопротивления уменьшается, а при  $\lambda = 6$  практически отсутствует [25]. В то же время с увеличением удлинения и степени

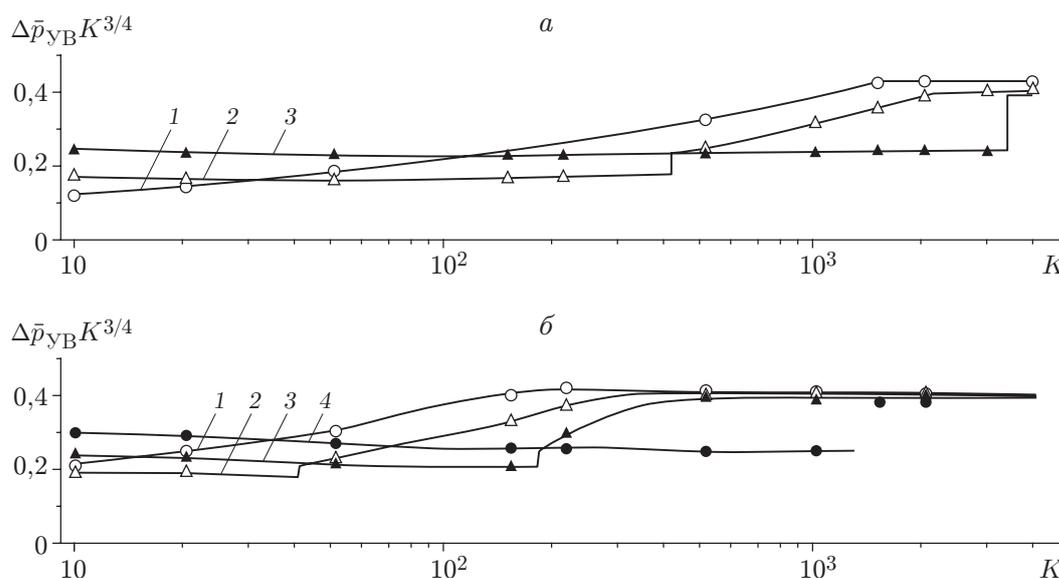


Рис. 1. Затухание интенсивности ГУВ при удалении от модифицированного степенного тела при  $M_\infty = 2,03$  и различных удлинениях и степени затупления тела: а —  $\lambda = 4$ ; б —  $\lambda = 6$ ; 1 —  $\bar{r}_3 = 0$ ; 2 —  $\bar{r}_3 = 0,1$ ; 3 —  $\bar{r}_3 = 0,2$ ; 4 —  $\bar{r}_3 = 0,3$

затупления протяженность средней зоны ЗУ увеличивается (см. рис. 1). Таким образом, требования, предъявляемые к геометрии тела и обеспечивающие уменьшение параметров ЗУ и снижение аэродинамического сопротивления, являются противоречивыми.

При удалениях, соответствующих крейсерской высоте полета ( $K = 6000 \div 7000$ ), для увеличения протяженности средней зоны ЗУ с минимальными затратами на увеличение сопротивления тела (или без них) необходимо предотвратить взаимодействие промежуточной УВ с ГУВ. Осуществить это можно несколькими способами: сместить область формирования промежуточной УВ вниз по потоку, уменьшить ее интенсивность или исключить возможность ее формирования. Следует отметить, что необходимость управления положением промежуточного скачка возникает при снижении уровня ЗУ с помощью выдува из носовой части тонкого тела встречной по отношению к набегающему потоку воздушной струи. В [15] описаны режимы обтекания при  $M_\infty = 2$ , обеспечивающие снижение сопротивления тела и параметров ЗУ в средней зоне. Протяженность этой зоны ограничена промежуточной УВ, которая образуется вблизи поверхности в результате обтекания потоком эффективного тела, формируемого выдуваемой струей воздуха. Аналогичная структура течения наблюдалась в [26] при исследовании способа снижения сопротивления тела с помощью выдува из него встречной по отношению к сверхзвуковому потоку струи низкотемпературной плазмы.

Формирование промежуточной УВ происходит в непосредственной близости от обтекаемой поверхности модифицированного степенного тела. Расширяющийся в результате обтекания сферического затупления поток генерирует за линией сопряжения поверхностей тела сферической и степенной формы систему волн сжатия, взаимодействие которых приводит к образованию всяческого скачка давления.

Для косой УВ газодинамическое соотношение, устанавливающее связь между интенсивностью УВ и соотношением статических температур за УВ ( $T$ ) и перед ней ( $T_\infty$ ), имеет вид [27]

$$\frac{T}{T_\infty} = (1 + \Delta\bar{p}) \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \frac{4\gamma}{(\gamma - 1)(\gamma + 1)[1 + \Delta\bar{p} + (\gamma - 1)/(\gamma + 1)]}. \quad (1)$$

Результаты расчетов по этой зависимости, представленные на рис. 2, показывают, что снижение температуры за УВ приводит к уменьшению ее интенсивности. Температуру потока за промежуточной УВ можно снизить с помощью распределенного выдува переохлажденного газа с поверхности тела в зоне формирования этой волны. В этом случае снижение температуры потока за УВ, а значит, и скорости звука, определяющей скорость

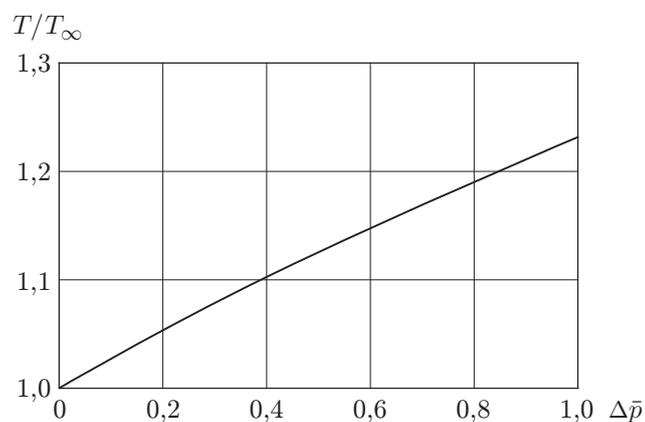


Рис. 2. Зависимость соотношения статических температур на косой УВ от ее интенсивности

распространения возмущений, обеспечивается в основном за счет конвективного теплообмена между вдуваемым газом и набегающим потоком за УВ. При этом для исключения возможности генерации дополнительных УВ выдуваемыми струями необходимо соответствующее распределение интенсивности вдува по поверхности тела.

С учетом того, что формирование промежуточной УВ происходит в непосредственной близости от поверхности тела, в данной работе исследуется возможность управления этим процессом путем охлаждения обтекаемой поверхности. При этом снижение температуры потока обеспечивается за счет теплопроводности в пределах теплового пограничного слоя.

**Методика эксперимента.** Исследования проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при  $M_\infty = 2,03$ ,  $Re_1 = 25 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ,  $T_0 = 258 \text{ К}$ . Для получения полного поля возмущенного талом потока использовался комбинированный экспериментально-расчетный метод [28, 29], основанный на измерении профилей возмущенного статического давления вблизи модели, установленной в рабочей части аэродинамической трубы, и дальнейшем пересчете их на большие расстояния с помощью квазилинейной теории [5].

Схема экспериментальной установки показана на рис. 3. Статическое давление измерялось с использованием дренированной пластины, мерная база которой была удалена от оси модели на расстояние, равное 185 мм, что соответствует 3,7 диаметрам миделева сечения модели. Среднеквадратичная погрешность регистрации давлений в диапазоне  $P \leq 0,1 \text{ МПа}$  датчиками ТДМ9-А-0,1, КРУ42-А не превышала 60 Па. Полезный сигнал

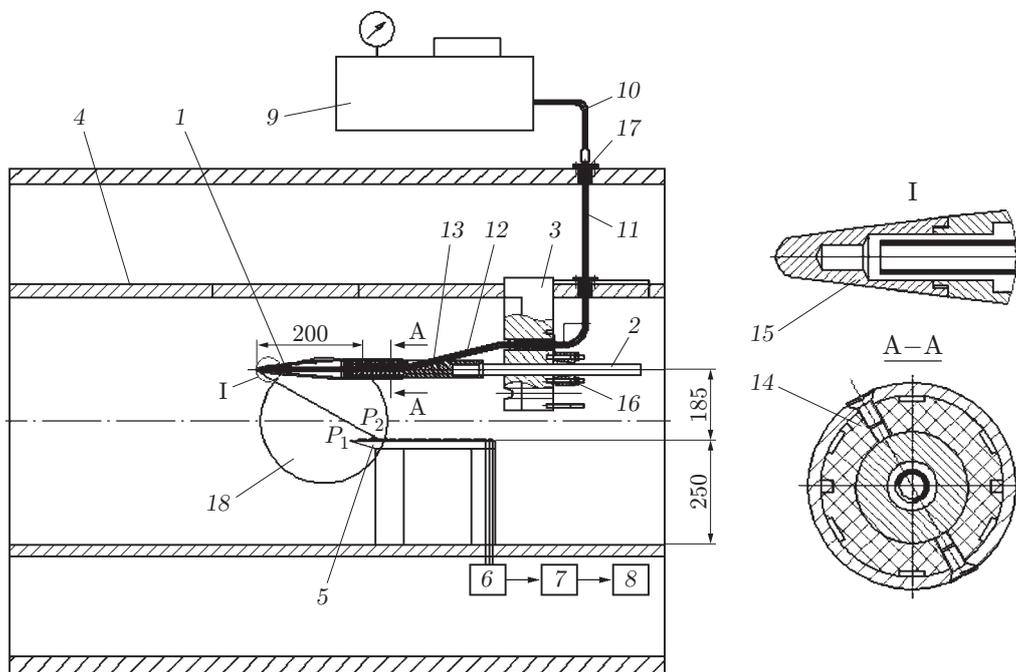


Рис. 3. Схема экспериментальной установки:

1 — модель; 2 — хвостовая державка; 3 — кронштейн; 4 — рабочая часть аэродинамической трубы Т-313; 5 — измерительная дренированная пластина; 6 — датчики давления; 7 — система регистрации; 8 — персональный компьютер; 9 — резервуар с жидким азотом ТРЖК-2У; 10 — магистраль подвода жидкого азота к камере давления; 11 — трубопровод диаметром 8 мм; 12 — трубопровод диаметром 6 мм; 13 — промежуточная державка; 14 — фторопластовая проставка; 15 — сменный носик модели; 16 — цанговый зажим; 17 — термоизолятор; 18 — смотровое окно

(распределение по мерной поверхности относительного избыточного статического давления за отраженной УВ  $\Delta\bar{p} = (P - P_\infty)/P_\infty$ ) определялся на основе принципа суперпозиции возмущений, т. е. предполагалось, что взаимодействие возмущенного течения, генерируемого моделью, с фоновым течением на измерительной пластине (без модели) происходит по линейному закону. Для устранения присутствующих на измеренных профилях флуктуаций давления, при пересчете которых на большие расстояния возникают физически не обоснованные скачки давления, к исходным распределениям давления применялась процедура сглаживания.

Охлаждение модели производилось путем создания потока хладагента по внутренней полости модели. Используемый в качестве хладагента жидкий азот подавался под избыточным давлением из резервуара по трубопроводам в полость носовой части модели. Из этой полости по прямоугольным пазам в термоизолирующей проставке хладагент поступал в донную часть модели и сбрасывался в набегающий поток. Перед запуском аэродинамической трубы модель, установленная в рабочей части, охлаждалась практически до температуры жидкого азота (77 К) при работе эжектора, обеспечивающего отвод хладагента из рабочей части в выхлопной тракт трубы.

Модель в виде модифицированного степенного тела вращения ( $\lambda = 6$ ,  $n = 0,75$ ,  $\bar{r}_3 = 0,2$ ) с диаметром миделева сечения  $d_M = 50$  мм, установленного на цилиндре, изготовлена из стали марки 12Х18Н10Т.

Для измерения температуры на поверхности модели установлены два термоэлектрических преобразователя (термопары), горячие спаи которых удалены от носика модели на расстояния 5 мм (термопара Т1) и 120 мм (термопара Т2). Использовались термоэлектрические преобразователи типа Т (медь — константан) с диаметром электродных проводов 100 мкм. Горячий спай установлен на уровне внешней поверхности модели и изолирован от модели прослойкой термостойкого клея ВС-9Т толщиной  $0,3 \div 0,4$  мм. Сигналы с термопар регистрировались многоканальным интегрирующим вольтметром НР34970А, обеспечивающим регистрацию температуры с погрешностью не более 1,5 %.

Пересчет профилей давления для больших расстояний проводился в предположении однородности атмосферы с использованием метода [30], основанного на квазилинейной теории [5]. Соотношения, определяющие величину возмущенного давления на характеристике и положение этой характеристики на произвольном удалении от исходного профиля, во втором приближении относительно интенсивности возмущений имеют вид

$$\Delta\bar{p} = \Delta\bar{p}_0(r_0/r)^{1/2}, \quad x = \beta r - k_1 \Delta\bar{p} r_0^{1/2} (r^{1/2} - r_0^{1/2}) + k_2 \Delta\bar{p}^2 r_0 \ln(r/r_0) + x_0.$$

Здесь  $\Delta\bar{p} = (p - p_\infty)/p_\infty$ ;  $\beta = (M_\infty^2 - 1)^{1/2}$ ;  $M_\infty$  — число Маха;  $k_1 = (\gamma + 1) M_\infty^2 / (\gamma\beta)$ ;  $k_2 = (\gamma + 1)^2 M_\infty^2 / (2\gamma\beta^{1/2})$ ;  $\gamma$  — показатель адиабаты.

При пересчете исходных профилей давления для расстояния  $r$  положение разрывов в деформированном профиле определялось с использованием метода работы [5].

**Результаты исследований.** На рис. 4,а представлены профили относительного избыточного статического давления за отраженной ГУВ, измеренные вблизи ( $K = 3,7$ ) модели в охлажденном и неохлажденном состояниях. На рис. 4,б показан фрагмент этих распределений давления в области формирования висячего скачка давления в увеличенном масштабе и доверительный интервал измерений.

На рис. 5, соответствующем рис. 4,б, представлены результаты измерений давления в различные моменты времени и показан доверительный интервал измерений.

В результате охлаждения модели существенного изменения структуры течения в области ГУВ не происходит. Однако в зоне формирования висячего скачка на профиле, генерируемом охлажденной моделью (см. рис. 4,б), наблюдается уменьшение избыточного

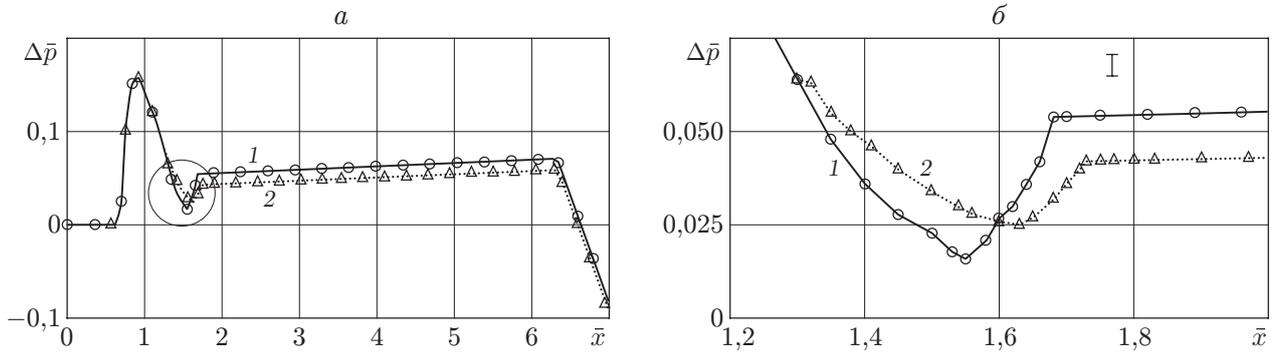


Рис. 4. Профили давления, измеренные вблизи модели (а), и увеличенный фрагмент этих профилей (б) ( $K = 3,7$ ):

1 — неохлажденная модель; 2 — охлажденная модель

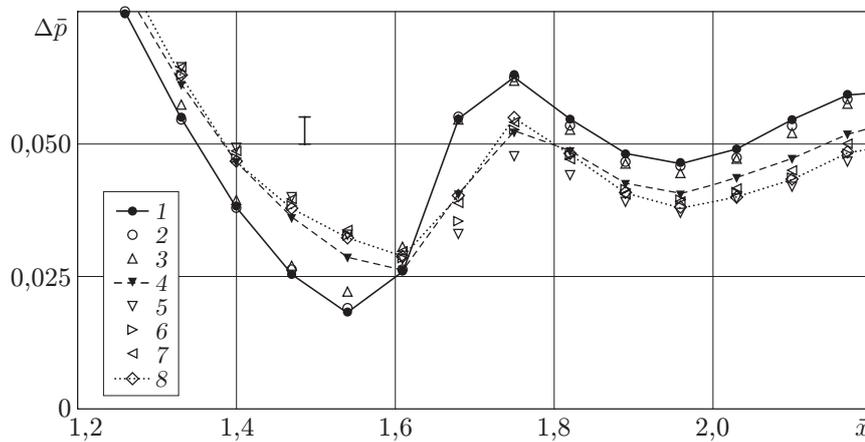


Рис. 5. Распределение давления в области формирования промежуточной УВ:

1-3 — неохлажденная модель; 4-8 — охлажденная модель; 1 —  $\tau = 324$  с; 2 —  $\tau = 336$  с; 3 —  $\tau = 340$  с; 4 —  $\tau = 1505$  с; 5 —  $\tau = 1524$  с; 6 —  $\tau = 1540$  с; 7 —  $\tau = 1570$  с; 8 —  $\tau = 1575$  с

давления за промежуточным скачком и увеличение его перед ним. В результате перепад давления на промежуточном скачке вблизи охлажденной поверхности модели почти в два раза меньше соответствующего перепада на неохлажденной модели. Пониженный (по сравнению с неохлажденной моделью) уровень давления за промежуточным скачком сохраняется вниз по потоку вплоть до волны разрежения, что приводит к существенному уменьшению положительного импульса волны ЗУ. Таким образом, вследствие криогенного воздействия происходит уменьшение интенсивности промежуточного скачка и положительного импульса волны ЗУ при неизменной интенсивности ГУВ.

На рис. 6 показано изменение температуры потока на поверхностях неохлажденной и охлажденной моделей. Вертикальные штрихи на оси абсцисс соответствуют началу и концу сверхзвукового режима аэродинамической трубы.

В течение 1 мин с момента начала рабочего режима (рис. 6,а) в результате нестационарного теплообмена на поверхности неохлажденной модели происходит непрерывное понижение температуры, достигающей к моменту окончания режима значения  $-5$  °С в области сопряжения поверхностей сферической и степенной формы (термопара Т1, установленная на расстоянии 5 мм от носика модели). На поверхности охлажденной модели (рис. 6,б) после установления рабочего режима быстро реализуется стационарный тепло-

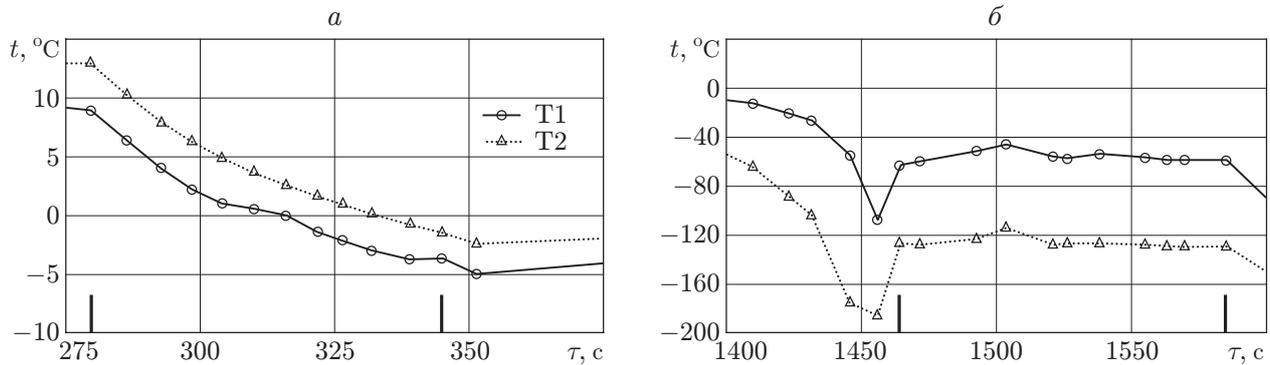


Рис. 6. Изменение температуры на поверхности модели:  
 а — неохлажденная модель; б — охлажденная модель

обмен между моделью и набегающим потоком. При этом в области формирования висячего скачка температура принимает значения  $-50 \div -55$  °С, что существенно выше статической температуры набегающего потока  $T_\infty = 143$  К.

Температура, измеряемая второй термопарой, находящейся на более пологом участке образующей (термопара Т2), близка к статической температуре набегающего потока. Таким образом, за счет охлаждения модели температуру потока вблизи ее поверхности в области формирования висячего скачка удастся снизить приблизительно на 50 °С. При этом соотношение температур, определяющих интенсивность висячего скачка, изменяется с  $T/T_\infty = 1,87$  до  $T/T_\infty = 1,52$ , т. е. на 18,5 %.

Расчетные оценки по формуле (1) показывают, что снижение статической температуры за скачком интенсивностью  $\Delta \bar{p} \approx 0,1$  на 13,5 % приводит к уменьшению интенсивности в два раза. Поскольку согласно результатам расчетов температура перед висячим скачком выше статической температуры в набегающем потоке (приблизительно на 3–4 %), можно предположить, что при распространении висячих скачков (создаваемых неохлажденной и охлажденной моделями) от модели до измерительной пластины соотношение их интенсивностей не меняется. Тогда снижение интенсивности висячего скачка обусловлено снижением температуры за скачком в результате охлаждения модели.

Полученные оценки позволяют предположить, что снижение интенсивности промежуточного скачка давления обусловлено уменьшением скорости распространения возмущений в области их формирования. Для достижения соотношения температур  $T/T_\infty = 1$ , исключающего формирование висячего скачка в условиях эксперимента, необходимо дополнительно снизить температуру потока на поверхности на 61 °С путем увеличения расхода хладагента, уменьшения толщины стенки модели или замены материала модели на более теплопроводный.

В реальных условиях крейсерский полет СПС совершается на высоте 18 000 м при  $T_\infty = 217$  К, превышающей статическую температуру потока в условиях эксперимента в 1,52 раза. Поэтому в реальных условиях заданное соотношение температур достигается за счет более значительного снижения температуры поверхности. Таким образом, для получения достоверной информации о влиянии скорости распространения возмущений на процесс формирования висячего скачка необходимо моделировать реальные температурные условия. Визуальные наблюдения с помощью теневого прибора ИАБ-451 показали, что режимы обтекания модели без подвода хладагента и охлажденной модели одинаковы.

Полученные результаты свидетельствуют о возможности управления процессом формирования волновых структур типа висячего скачка путем охлаждения поверхности в зоне их зарождения.

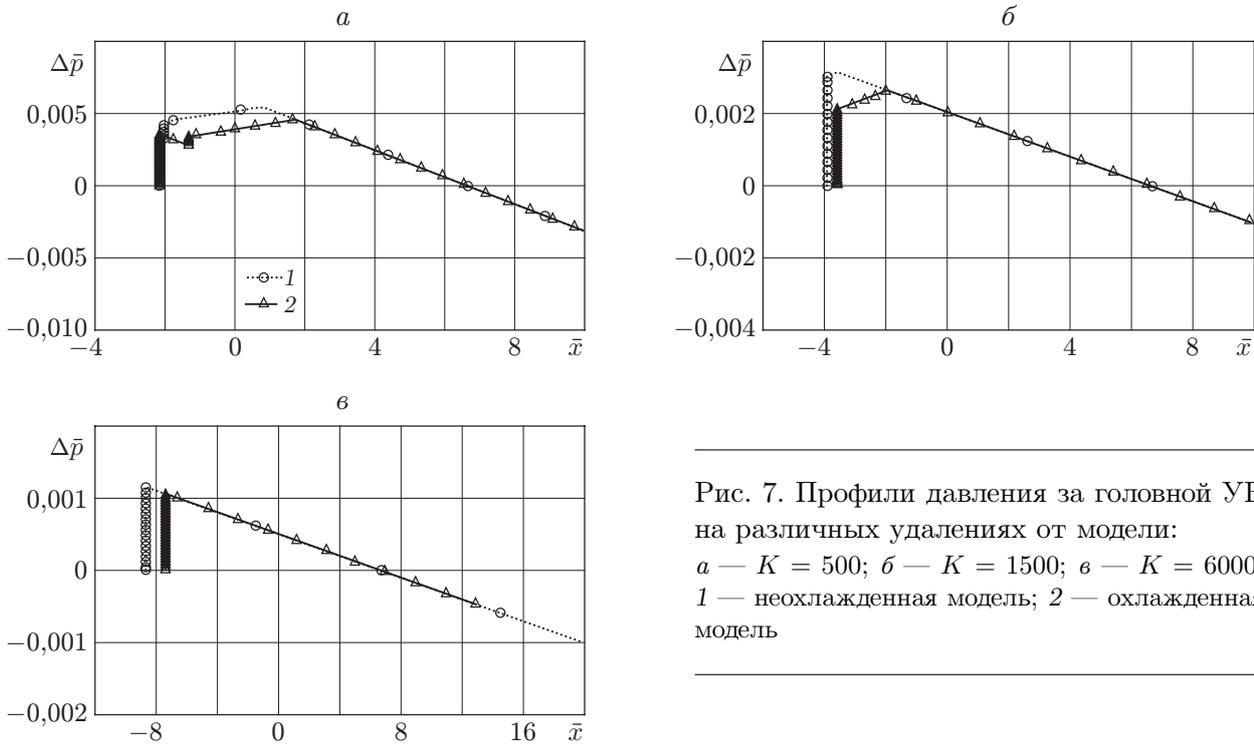


Рис. 7. Профили давления за головной УВ на различных удалениях от модели:  
 а —  $K = 500$ ; б —  $K = 1500$ ; в —  $K = 6000$ ;  
 1 — неохлажденная модель; 2 — охлажденная модель

Эволюция профилей возмущенного давления при удалении от неохлажденной и охлажденной моделей показана на рис. 7. В случае, соответствующем удалению от неохлажденной модели  $K = 500$  (рис. 7, а), ГУВ образуется вследствие взаимодействия промежуточного скачка с УВ, генерируемой затуплением, что приводит к увеличению интенсивности ГУВ. Промежуточный скачок, генерируемый охлажденной моделью и распространяющийся с меньшей скоростью вследствие уменьшения его интенсивности, сохраняется на профиле давления. При этом на охлажденной модели интенсивность ГУВ, генерируемой затуплением, на 25 % меньше, чем на неохлажденной модели. Согласно результатам пересчета промежуточный скачок на профиле давления сохраняется до значения  $K = 1400$ , при этом интенсивность ГУВ уменьшается до 50 %.

На удалении от охлажденной модели  $K = 1500$  (рис. 7, б) ГУВ на профиле давления формируется вследствие взаимодействия с промежуточным скачком давления. При этом ее интенсивность существенно меньше интенсивности ГУВ, создаваемой неохлажденной моделью. Дальнейшее затухание этой волны под действием положительного градиента давления за ней происходит значительно медленнее по сравнению с затуханием ГУВ на неохлажденной модели. В результате на удалении  $K = 6000$  (рис. 7, в), практически соответствующем асимптотическому закону затухания, интенсивность ГУВ, генерируемой охлажденной моделью, приблизительно на 12 % меньше интенсивности ГУВ, создаваемой неохлажденной моделью.

**Заключение.** Показана возможность управления процессом формирования волновых структур типа висячего скачка в непосредственной близости от индуцирующей их поверхности путем охлаждения поверхности в зоне их зарождения. Эффект от охлаждения сохраняется в возмущенном потоке на больших удалениях от тела.

Уменьшение интенсивности промежуточного скачка давления и положительного импульса волны ЗУ вблизи модифицированного степенного тела путем охлаждения его поверхности позволяет увеличить протяженность зоны, в которой уровень ЗУ существенно снижен (до 50 %), и значительно снизить его (до 12 %) на больших удалениях.

Расчетные оценки позволяют предположить, что основным способом изменения структуры течения в окрестности промежуточной УВ является снижение скорости распространения возмущений вблизи поверхности, генерирующей эту волну.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Жилин Ю. Л.** Влияние компоновки самолета, режима его полета и состояния атмосферы на интенсивность звукового удара // Тр. ЦАГИ. 1967. Вып. 1094. С. 14–22.
2. **Jones L. B.** Lower bounds for sonic bangs in the far field // *Aeronaut. Quart.* 1967. V. 18, N 1. P. 1–21.
3. **Ferri A., Ismail A.** Effects of lengthwise lift distribution on sonic boom of SST configurations // *AIAA J.* 1969. V. 7, N 8. P. 1538–1541.
4. **Seebass R., George A. R.** Sonic-boom minimization // *J. Acoust. Soc. Amer.* 1972. V. 51, N 2. P. 686–694.
5. **Whitham G. B.** The flow pattern of a supersonic projectile // *Comm. Pure Appl. Math.* 1952. V. 5, N 3. P. 301–338.
6. **Walkden F.** The shock pattern of a wing-body combination far from the flight path // *Aeronaut. Quart.* 1958. V. 9, N 2. P. 164–194.
7. **Miller D. S., Carlson H. W.** On the application of heat and forces fields to the sonic boom minimization problem // *J. Aircraft.* 1971. V. 8, N 8. P. 657–662.
8. **Parker M. A.** The sonic boom problem // *Aircraft Engng.* 1968. V. 40, N 8. P. 30–38.
9. **Васильев Л. Е., Попов С. И., Свищев Г. Р.** Авиация XXI. Прогнозы и перспективы // *Техника воздушного флота.* 1994. Т. 68, № 1/2. С. 14–17.
10. **Жилин Ю. Л.** Звуковой удар от сверхзвукового пассажирского самолета // Тр. ЦАГИ. 1983. Вып. 1489. С. 41–45.
11. **Miles R. B., Martinelli L., Macheret S. O., et al.** Supersonic of sonic boom by dynamic off-body energy addition and shape optimisation. Reno (Nevada), 2002. (Paper / AIAA; N 2002-0150).
12. **Юдин В. Г.** Исследование альтернативных вариантов сверхзвуковых административных самолетов // ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1993–2003. М.: Физматлит, 2003. С. 365–372.
13. **Kusunose K., Matsushima K., Goto Y., et al.** A fundamental study for the development of boomless supersonic transport aircraft. Reno (Nevada), 2006. (Paper / AIAA; N 2006-0654).
14. **Фомин В. М., Волков В. Ф., Чиркашенко В. Ф.** Численное исследование влияния аэродинамической компоновки СПС на параметры создаваемого им звукового удара // *Вычисл. технологии.* 2006. Т. 11, ч. 2. Спецвыпуск. С. 64–74.
15. **Чиркашенко В. Ф., Юдинцев Ю. Н.** Исследование влияния встречной сверхзвуковому потоку струи, истекающей из тела, на параметры создаваемого им звукового удара и сопротивление // Тез. докл. 4-й Междунар. конф. по неравновесным процессам в соплах и струях и 19-го Междунар. семинара по струйным, отрывным и нестационарным течениям, Санкт-Петербург, 24–28 июня 2002 г. М.: Моск. авиац. ин-т, 2002. С. 431–432.
16. **Гаранин А. Ф., Третьяков П. К., Чиркашенко В. Ф., Юдинцев Ю. Н.** Управление параметрами ударных волн путем подвода массы и энергии // *Изв. РАН. Механика жидкости и газа.* 2001. № 5. С. 186–193.
17. **Фомин В. М., Третьяков П. К.** Активные способы воздействия на сверхзвуковое обтекание тел // *Современные проблемы науки: Материалы науч. сессии СО РАН и СО РАМН, Новосибирск, 25–26 нояб. 2003 г.* Новосибирск: Наука. Сиб. издат. фирма, 2004. С. 185–208.

18. **Третьяков П. К., Гаранин А. Ф., Грачев Г. Н. и др.** Управление сверхзвуковым обтеканием тел с помощью мощного оптического пульсирующего разряда // Докл. РАН. 1996. Т. 351, № 3. С. 339–340.
19. **Miles R. B., Macheret S. O., Shneider N. M., et al.** Steady and unsteady supersonic flow control with energy addition. Orlando (Florida), 2003. (Paper / AIAA; N 2003-3862).
20. **Пат. 2107010 РФ, В 64 С 21/02, D 64 С 23/00, D 64 С 30/00.** Способ обеспечения безударного сверхзвукового движения летательного аппарата в атмосфере и летательный аппарат / А. Ф. Александров, С. Н. Чувашов, И. Б. Тимофеев. Оpubл. 20.03.98.
21. **Pat. 5,263,661 USA, В 64 С 1/38.** Sonic boom attenuator / J. K. Riley. Publ. 23.11.93.
22. **Пат. 2271307 РФ, В 64 С 23/00, H 05 H 1/24.** Способ управления аэродинамическим обтеканием летательного аппарата и генератор плазмы / В. А. Иванов, В. С. Сухомлинов. Оpubл. 10.03.2006.
23. **Пат. 2268198 РФ, В 64 С 21/08, В 64 С 30/00.** Способ управления обтеканием сверхзвуковым воздушным потоком летательного аппарата / А. Г. Прудников, Ю. Г. Яновский. Оpubл. 20.01.2006.
24. **Чиркашенко В. Ф., Юдинцев Ю. Н.** Параметры ударных волн в однородной атмосфере // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1984. Вып. 3. С. 16–21.
25. **Благосклонов В. И.** Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы / В. И. Благосклонов, В. И. Васильченко, Г. Л. Гродзовский и др. М.: Машиностроение, 1975.
26. **Фомин В. М., Малмус Н., Маслов А. А. и др.** Влияние встречной плазменной струи на суммарные и распределенные аэродинамические характеристики затупленного тела // Докл. РАН. 1999. Т. 368, № 2. С. 197–200.
27. **Фомин В. М., Харитонов А. М., Чиркашенко В. Ф., Волков В. Ф.** Управление уровнем звукового удара путем криогенного воздействия на процесс обтекания летательного аппарата. Новосибирск, 2007. (Препр. / СО РАН. Ин-т теорет. и прикл. механики; № 5).
28. **Чиркашенко В. Ф., Юдинцев Ю. Н.** Развитие методики измерений параметров звукового удара в сверхзвуковых аэродинамических трубах. Новосибирск, 1983. (Препр. / СО АН СССР. Ин-т теорет. и прикл. механики; № 6-83).
29. **Чиркашенко В. Ф., Юдинцев Ю. Н.** Система измерений параметров звукового удара в аэродинамических трубах с использованием ЭВМ. Новосибирск, 1983. (Препр. / СО АН СССР. Ин-т теорет. и прикл. механики; № 21-83).
30. **Рыжов О. С.** Затухание ударных волн в стационарных течениях // ПМТФ. 1961. № 6. С. 36–43.

*Поступила в редакцию 8/X 2007 г.*

---