

УДК 533.6.01.15 – 533.6.07.13

## **Снижение уровня звукового удара при полёте сверхзвуковых самолётов методом охлаждения обтекаемой поверхности**

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

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

E-mail: khar@itam.nsc.ru

На основании анализа проблемы создания сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения показана необходимость разработки нетрадиционных активных методов снижения уровня звукового удара. На примере сверхзвукового обтекания тела вращения показано заметное влияние охлаждения поверхности на формирование структуры возмущенного течения вплоть до больших удалений от тела. Предложен метод снижения интенсивности промежуточной ударной волны и импульса избыточного давления вблизи тела, который позволяет увеличить протяженность области пониженного (до 50 %) уровня звукового удара и уменьшить интенсивность головной ударной волны в дальней зоне на 12 %. Показана возможность управления процессом формирования волновых структур типа висячих скачков давления, зарождающихся вблизи обтекаемой поверхности. Дается объяснение механизма криогенного воздействия.

**Ключевые слова:** звуковой удар, головная ударная волна, висячий скачок, модифицированное степенное тело, хладоагент.

### **Введение**

Начиная с 60-х годов прошлого столетия проводилось большое количество работ, направленных на снижение уровня звукового удара (ЗУ) [1–7]. Результаты этих исследований, основанные на поиске оптимального распределения объема и подъемной силы по длине самолета, не позволили обеспечить для широкого класса сверхзвуковых самолетов приемлемый перепад давления 50 Па на головной ударной волне (ГУВ). Об этом свидетельствуют полеты сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) «Конкорд», показавшие, что даже при компоновке, близкой к оптимальной в отношении ЗУ, уровень избыточного давления на поверхности Земли при крейсерском режиме полета превышает 100 Па [8]. Результаты исследований ЦАГИ [9–11] по созданию СПС второго поколения также указывают на невозможность в настоящее время обеспечить допустимый уровень ЗУ, создаваемого самолетом с большим взлетным весом (более 100 т), без снижения его технико-экономических показателей.

Рассматривались также экзотические компоновки с удлиненной носовой частью фюзеляжа, с использованием стрелчатых и сочлененных крыльев. Однако было показано, что эти мероприятия не обеспечивают аэродинамического качества, необходимого для экономической эффективности самолета [11–13]. В то же время организация тандемного расположения двух несущих поверхностей на фюзеляже демонстрирует возможность

существенно снизить уровень ЗУ и для тяжелых самолетов [14, 15]. Однако для всестороннего подтверждения этого предложения требуются дополнительные исследования и конструкторские проработки.

Имея в виду, что в перспективе возможны существенные ужесточения ограничений на допустимый уровень ЗУ до 15–25 Па, весьма актуальны исследования нетрадиционных активных методов управления параметрами ЗУ, позволяющих радикально решить данную проблему. Выполнен ряд исследований активного управления параметрами ЗУ с помощью подвода массы в виде веерных и осесимметричных воздушных струй, различно ориентированных относительно модели, и тепловой энергии от горения смеси водорода с воздухом [16–17], которые показали перспективность данного метода для формирования возмущенного течения как вблизи, так и на больших удалениях от тела. Косвенным подтверждением этого являются результаты по снижению аэродинамического сопротивления путем подвода тепловой энергии вблизи тела, подробный обзор которых дан в работе [18]. В работе [19] получены режимы сверхзвукового обтекания при организации мощного оптического пульсирующего разряда лазерным излучением в сверхзвуковом потоке аргона перед головной частью тела. При этом наблюдалось изменение структуры течения с диссипацией ГУВ и регистрировалось существенное уменьшение аэродинамического сопротивления тела с увеличением частоты импульсов.

Проводились также исследования методов подвода энергии в сверхзвуковом потоке с помощью лазерного и СВЧ-излучения, электронных пушек и электродугового разряда, успешно применяемых при моделировании процессов управления обтеканием тел. Несомненно представляет интерес изучение процессов управления 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 подтверждается появившимися публикациями [19–24].

Наряду с формированием структуры возмущенного течения вблизи летательного аппарата для снижения его аэродинамического сопротивления и уровня ЗУ целесообразно также исследовать возможности метода отвода энергии (охлаждением потока). Ниже детально рассматривается именно этот подход.

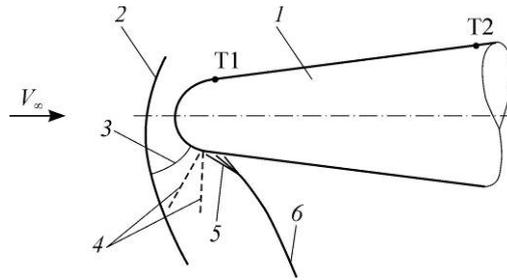
### Модель и условия проведения исследований

Выбор конфигурации модели основан на результатах исследований [25] влияния формы тела на параметры создаваемого им ЗУ. В работе был определен класс модифицированных с помощью сферического затупления носовой части степенных тел, обеспечивающих за счет эффекта затупления в средней зоне ЗУ существенное (до 50 %) снижение интенсивности ГУВ по сравнению с исходным телом равного удлинения при относительном радиусе затупления  $\bar{r}_3 = 0$ .

Конфигурация модели представляла собой модифицированное степенное тело вращения ( $\lambda = 6$ ,  $n = 0,75$ ,  $\bar{r}_3 = 0,2$ ) с диаметром миделевого сечения  $d_{\text{мид}} = 50$  мм. Модель, изготовленная из стали 12Х18Н10Т, устанавливалась на цилиндре. На поверхности модели размещались две медь-константантовые термопары с диаметром электродных проводов 100 мкм, горячие спаи которых были удалены от носка модели на расстояния: № 1 — 5 мм и № 2 — 120 мм. Горячий спай устанавливался на уровне внешней поверхности модели и изолировался от массы модели прослойкой (0,3 ÷ 0,4 мм) термостойкого клея ВС-9Т. Сигналы с термопар регистрировались многоканальным интегрирующим вольтметром НР34970А, обеспечивающим регистрацию температуры с погрешностью не более 1,5°. На рис. 1 показана структура течения вблизи выбранного модифицированного степенного тела.

Рис. 1. Схема обтекания модифицированного степенного тела.

1 — модифицированное степенное тело, 2 — головная УВ, 3 — звуковая линия, 4 — волны разрежения, 5 — волны сжатия, 6 — промежуточная висячая УВ, T1, T2 — термодатчики.



Протяженность средней зоны ЗУ определяется удалением, на котором происходит взаимодействие ГУВ с промежуточной УВ, формирующейся ниже по потоку, но распространяющейся со скоростью, превышающей скорость ГУВ. Формирование промежуточной УВ в возмущенном потоке происходит в результате эволюции висячего скачка давления при удалении от модели. Промежуточный висячий скачок образуется в результате взаимодействия расширяющегося при обтекании сферического затупления потока с поверхностью модели. Интенсивность промежуточной УВ и положение ее на профиле возмущенного давления при заданном числе Маха потока ( $M_\infty$ ) определяются геометрическими параметрами: показателем степени  $n$ , удлинением  $\lambda = l/d_{\text{мид}}$ , относительным радиусом затупления  $\bar{r}_3 = 2r_3/d_{\text{мид}}$ , где  $l, d_{\text{мид}}$  — длина и максимальный диаметр тела соответственно. На рис. 2 показано изменение асимптотического параметра интенсивности ГУВ в зависимости от удаления по высоте  $H$  от модели, удлинения и радиуса затупления степенного тела. Здесь  $K = H/d_{\text{мид}}$  — относительное удаление от тела в калибрах. Скачки асимптотического параметра интенсивности УВ, обусловленные взаимодействием ГУВ с промежуточной УВ, происходят на удалениях, соответствующих протяженности средней зоны ЗУ. Здесь интенсивность УВ  $\Delta \bar{P}_{\text{ув}} = (P_{\text{ув}} - P_\infty)/P_\infty$ , где  $P_{\text{ув}}, P_\infty$  — статическое давление за и перед УВ.

Характерной особенностью этих тел является то, что при заданном удлинении и показателе степени тела в зависимости от степени затупления реализуется уменьшение аэродинамического сопротивления по сравнению с исходными степенными телами ( $\bar{r}_3 = 0$ ) равного удлинения, являющимися телами минимального сопротивления при умеренных сверхзвуковых скоростях [26]. Снижение сопротивления и интенсивности ЗУ подтверждает перспективность практического использования этих тел. С увеличением удлинения эффективность уменьшения сопротивления падает и практически отсутствует при  $\lambda = 6$ . В то же время протяженность средней зоны ЗУ увеличивается с ростом удлинения и степени затупления (рис. 2). То есть наблюдается противоречивость требований

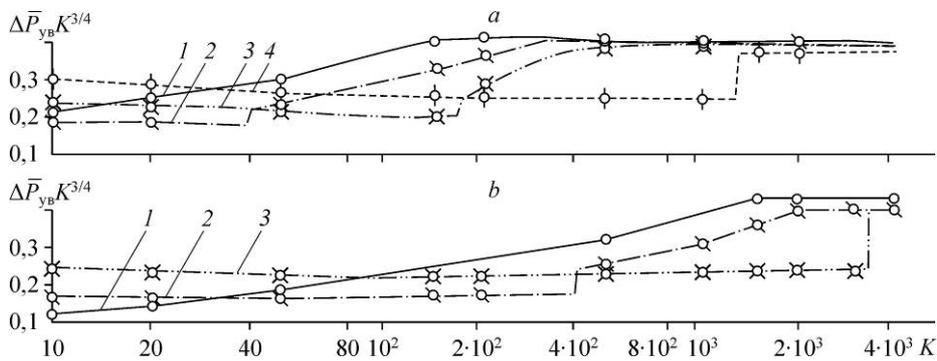


Рис. 2. Затухание интенсивности ГУВ при удалении от модифицированного степенного тела в зависимости от удлинения и степени затупления тела при  $M_\infty = 2,03$ .  $\bar{r}_3 = 0$  (1), 0,1 (2), 0,2 (3), 0,3 (4);  $\lambda = 4$  (a), 6 (b).

к форме тела для обеспечения снижения параметров ЗУ и снижения при этом аэродинамического сопротивления. В соответствии с этим для увеличения протяженности средней зоны ЗУ до удалений, соответствующих крейсерской высоте полета ( $K = 6000-7000$ ), с минимальными затратами на увеличение сопротивления тела, необходим механизм, позволяющий затянуть момент взаимодействия промежуточной УВ с ГУВ. Это можно осуществить смещением области формирования промежуточной УВ вниз по потоку, уменьшением ее интенсивности или исключением возможности ее формирования.

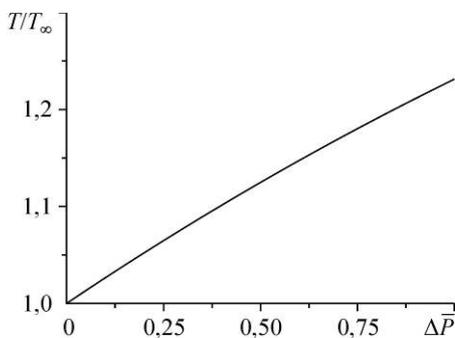
Следует отметить, что необходимость управления параметрами промежуточного висячего скачка возникает при реализации способа снижения уровня ЗУ с помощью выдува встречной набегающему потоку воздушной струи из носовой части тонкого тела. В работе [16] реализованы режимы обтекания при  $M_\infty = 2$ , обеспечивающие снижение сопротивления тела и снижение параметров ЗУ. В этом случае протяженность средней зоны ограничена формированием на профиле возмущенного давления промежуточного скачка, который возникает при взаимодействии струйного слоя выдуваемого воздуха с поверхностью тела. Аналогичная картина наблюдалась в работе [27] при выдуве струи низкотемпературной плазмы навстречу сверхзвуковому потоку.

Формирование промежуточной УВ происходит в непосредственной близости от обтекаемой поверхности модифицированного степенного тела. Расширяющийся в результате обтекания сферического затупления поток генерирует за линией сопряжения сферической и степенной поверхностей тела систему волн сжатия (рис. 1), взаимодействие которых приводит к образованию висячего скачка давления.

Газодинамическое соотношение на косой УВ, устанавливающее связь между интенсивностью УВ и соотношением статических температур за УВ и перед ней, имеет вид [30]:

$$\frac{T}{T_\infty} = (1 + \Delta\bar{P}) \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \left( \frac{4\gamma}{(\gamma - 1)(\gamma + 1) \left( 1 + \Delta\bar{P} + \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)} + 1 \right). \quad (1)$$

Расчет по этой зависимости, представленный на рис. 3, показывает, что снижение температуры за УВ приводит к снижению её интенсивности. Снизить температуру потока за промежуточной УВ можно путем организации распределенного выдува переохлажденного газа с поверхности тела в зоне ее формирования. В этом случае снижение температуры потока за УВ и тем самым скорости звука, определяющей скорость распространения возмущений, будет в основном обеспечиваться конвективным теплообменом между выдуваемым газом и набегающим потоком за УВ. При этом для исключения возможности генерации дополнительных УВ выдуваемыми струями необходимо обеспечить соответствующее распределение интенсивности выдува по поверхности тела.



Исследования проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН на режиме  $M_\infty = 2,03$ ,  $Re_1 = 25 \cdot 10^6$  1/м,  $T_0 = 258$  К. Для получения полного поля возмущенного телом потока использовался комбинированный экспериментально-расчетный метод [28, 29], основанный на измерении

Рис. 3. Изменение соотношения статических температур на косой УВ в зависимости от ее интенсивности.

профилей возмущенного статического давления вблизи модели, установленной в рабочей части аэродинамической трубы, и дальнейшем пересчете их на большие расстояния.

Схема проведения эксперимента показана на рис. 4. Статическое давление измерялось с использованием дренированной пластины 5, мерная база которой была удалена от оси модели на 185 мм, что соответствует 3,7 диаметрам миделевого сечения модели. Среднеквадратичная погрешность регистрации измеряемых давлений датчиками типа ТДМ9-А-0,1, КРУ42-А в диапазоне  $0 \div 0,1$  МПа не превышала 60 Па. Полезный сигнал, которым является распределение по мерной поверхности относительного избыточного статического давления за отраженной УВ, определялся на основе принципа суперпозиции возмущений. То есть предполагалось, что взаимодействие возмущенного течения, генерируемого моделью, с фоновым распределением давления на измерительной пластине (без модели) происходит по линейному закону. Для устранения присутствующих на измеренных профилях флуктуаций давления, приводящих при пересчете их на большие расстояния к формированию физически необоснованных скачков давления, к исходным распределениям давления применялась процедура сглаживания. Модель охлаждалась путем организации протока хладагента по ее внутренней полости. Жидкий азот, используемый в качестве хладагента, подавался под избыточным давлением из резервуара 9 по трубопроводам 11, 12 в полость в носовой части модели. Из этой полости по пазам в термоизолирующей проставке 14 хладагент поступал в донную часть модели и сбрасывался в набегающий поток. Перед запуском аэродинамической трубы модель, установленная в рабочей части, захолаживалась при работающем эжекторе, обеспечивающем унос хладагента из рабочей части в выхлопной тракт трубы. Пересчет профилей давления на большие расстояния производился в однородной атмосфере с помощью метода [31], основанного на квазилинейной теории [5].

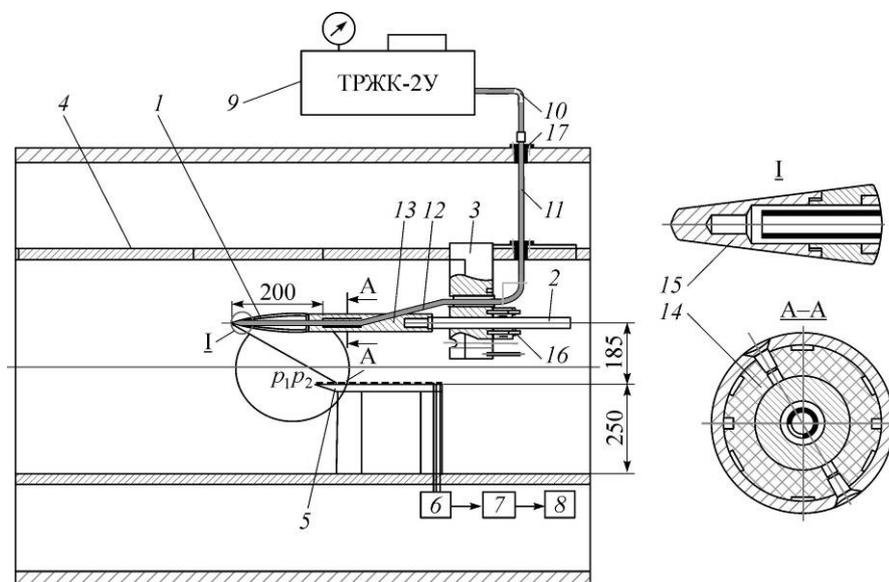


Рис. 4. Схема проведения эксперимента.

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 — ЭВМ, 9 — резервуар с жидким азотом, 10 — магистраль подвода жидкого азота к камере давления, 11 — трубопровод  $d_y = 8$  мм, 12 — трубопровод  $d_y = 6$  мм, 13 — промежуточная державка, 14 — фторопластовая проставка, 15 — сменный носик модели, 16 — цанговый зажим, 17 — термоизолятор,  $p_1$  и  $p_2$  — давление, измеряемое в точках 1 и 2.

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:

$$\Delta\bar{p} = \Delta\bar{p}_0 \left(\frac{r_0}{r}\right)^{1/2}, \quad x = \beta r - k_1 \Delta\bar{p} r_0^{1/2} (r^{1/2} - r_0^{1/2}) + k_2 \Delta\bar{p}^2 r_0 \ln\left(\frac{r}{r_0}\right) + x_0, \quad \text{здесь } \Delta\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{p_\infty},$$

$$\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}, \quad M_\infty \text{ — число Маха, } k_1 = \frac{(\gamma + 1)M_\infty^2}{\gamma\beta}, \quad k_2 = \frac{(\gamma + 1)^2 M_\infty^2}{2\gamma\beta^{1/2}}, \quad \gamma \text{ — показатель}$$

адиабаты.

При пересчете с исходного удаления  $r_0$  на расстояние  $r$  положение разрывов в деформированном профиле определялось из условия равенства импульсов неоднозначного и скорректированного профилей.

### Результаты исследований

На рис. 5, *a* представлены профили относительного избыточного статического давления за отраженной ГУВ, измеренные вблизи модели ( $K = 3,7$ ) в неохлажденном и заоложенном состояниях. На рис. 5, *b* в увеличенном масштабе показан фрагмент распределений давления в области формирования промежуточного всячего скачка давления и доверительный интервал измерений. Для повышения достоверности результатов измерений в процессе эксперимента проводились измерительные отсчеты в различные моменты времени. Эти результаты, полученные в испытаниях (протоколы PR2708 и PR2709), приведены на рис. 6 для фрагмента распределения давления, представленного на рис. 5, *b*.

Заметных изменений структуры течения в области ГУВ (рис. 5, *a*) не наблюдается. В то же время в зоне формирования промежуточного всячего скачка на заоложенной модели произошло снижение уровня избыточного давления за скачком и увеличение его перед ним по сравнению с неохлажденной моделью. В результате перепад давления на промежуточном скачке вблизи охлажденной поверхности модели почти вдвое меньше соответствующего перепада на неохлажденной модели (рис. 5, *b*). Пониженный за промежуточным скачком уровень давления относительно неохлажденной модели (рис. 5, *a*) сохраняется вниз по потоку вплоть до волны разрежения, что приводит к заметному уменьшению импульса положительной фазы волны ЗУ. То есть, в результате криогенного воздействия произошло снижение интенсивности промежуточного скачка и импульса положительной фазы волны ЗУ при неизменной интенсивности ГУВ.

На рис. 7 приведены зависимости измеренной температуры на поверхности неохлажденной и заоложенной модели от реального времени проведения эксперимента. Вертикальными штрихами на оси абсцисс обозначены времена начала и конца сверхзвукового режима аэродинамической трубы. Расположение термопар Т1 и Т2 на модели показано на рис. 1.

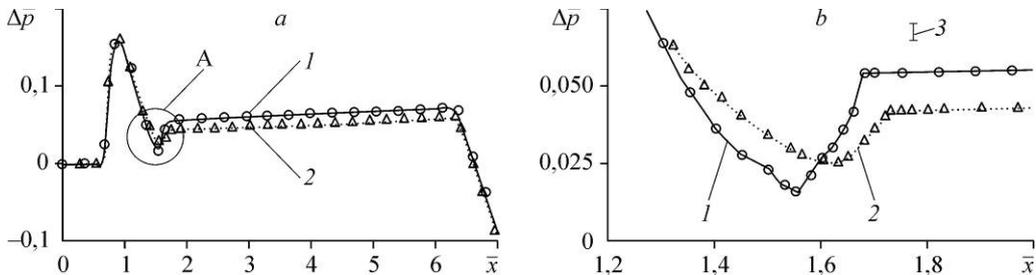


Рис. 5. Профили давления, измеренные вблизи модели.

Рисунок 5, *b* — фрагмент рисунка 5, *a*; 1 — неохлажденная модель, 2 — заоложенная модель, 3 — доверительный интервал измерений.

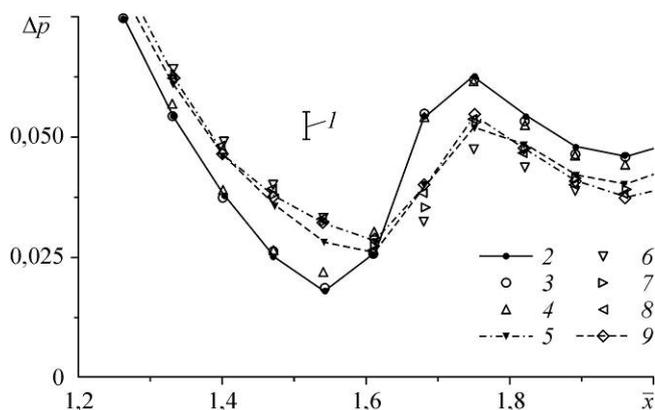


Рис. 6. Профили давления в области формирования промежуточной УВ.

Рг 2708 — неохлажденная модель, Рг 2709 — заоложенная модель;  $l$  — доверительный интервал измерений; 2 — P2708 (17), 3 — P2708 (20), 4 — P2708 (21), 5 — P2709 (26), 6 — P2709 (33), 7 — P2709 (39), 8 — P2709 (51), 9 — P2709 (57), в скобках приведены номера отсчета эксперимента.

В течение одной минуты от начала рабочего режима (рис. 7, *a*, T1) в результате нестационарного теплообмена на поверхности неохлажденной модели происходит непрерывное понижение температуры, достигающей в конце режима в месте установки термодпары T1  $-5^{\circ}\text{C}$ . На поверхности заоложенной модели (рис. 7, *b*, T2) после выхода аэродинамической трубы на рабочий режим быстро устанавливается стационарный теплообмен между моделью и набегающим потоком. При этом температура в зоне формирования висячего скачка (рис. 7, *b*, T1) выходит на уровень  $T1 = -50 \div -55^{\circ}\text{C}$ , что существенно выше статической температуры набегающего потока, составляющей  $T_{\infty} = 143\text{K}$ . Температура регистрируемая с помощью термодпары T2 (рис. 7, *b*), расположенной на более пологом участке поверхности модели, близка к статической температуре набегающего потока. Таким образом, заоложивание модели позволило снизить температуру поверхности модели в зоне формирования висячего скачка примерно на  $50^{\circ}$ . То есть соотношение температур, определяющих интенсивность висячего скачка, изменилось с  $T/T_{\infty} = 1,87$  до  $T/T_{\infty} = 1,52$  — на 18,5 %.

Расчетные оценки по (1) показывают, что снижение на 13,5 % статической температуры за скачком интенсивностью  $\Delta\bar{P} \approx 0,1$  приводит к уменьшению его интенсивности в два раза. Если учесть результаты численных расчетов, показывающих, что температура перед промежуточным висячим скачком на неохлажденной модели на 3–4 % выше статической температуры набегающего потока, то изменение соотношения температур в результате охлаждения будет составлять практически 14 %. Тогда, предполагая, что

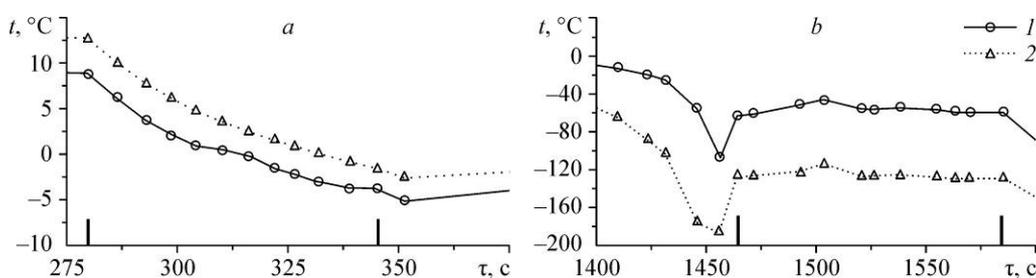


Рис. 7. Изменение температуры на поверхности модели.  
Модели: *a* — неохлажденная, *b* — заоложенная; 1 — T1, 2 — T2.

соотношение интенсивностей всячих скачков, создаваемых теплой и захлажденной моделью, не изменилось при распространении их от модели до измерительной пластины, снижение интенсивности всячего скачка соответствует снижению температуры за скачком в результате охлаждения модели.

Эти оценки дают основание полагать, 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 всячего скачка в условиях эксперимента, необходимо снизить температуру поверхности дополнительно на  $61^\circ\text{C}$ , что можно реализовать увеличением расхода хладагента, уменьшением толщины стенки модели или заменой материала модели на более теплопроводный.

В натуральных условиях крейсерский полет СПС совершается на высоте порядка 18000 м при  $T_\infty = 217\text{K}$ , которая больше статической температуры потока в условиях эксперимента в 1,52 раза. В связи с этим достижение заданного соотношения температур в натуральных условиях можно обеспечить при большем уровне снижения температуры поверхности. То есть для получения достоверной информации по влиянию скорости распространения возмущений на процесс формирования промежуточного всячего скачка необходимо моделировать натурные температурные условия. Визуальные наблюдения с помощью теневого прибора ИАБ-451 не показали качественных и количественных изменений в спектрах обтекания модели без подвода хладагента и в захлажденном состоянии.

Полученные результаты свидетельствуют о возможности управления процессом формирования волновых структур типа всячего скачка, образующихся в непосредственной близости от индуцирующей их поверхности, путем охлаждения поверхности в зоне их зарождения.

Эволюция профилей возмущенного давления при удалении от неохлажденной и захлажденной модели показана на рис. 8. ГУВ образована на удалении  $K = 500$  от

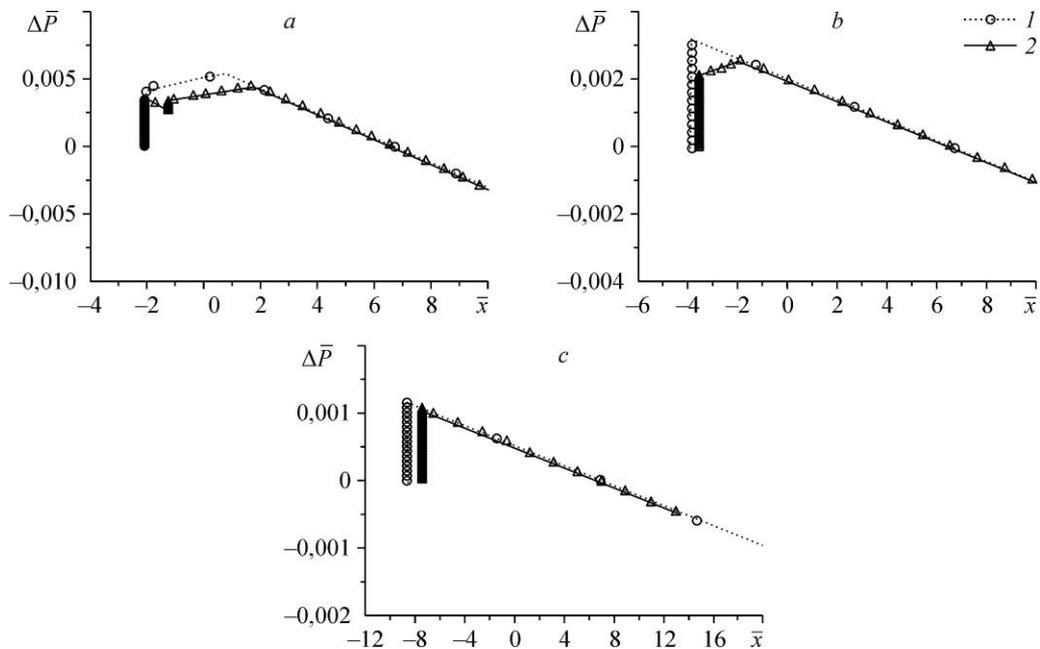


Рис. 8. Профили давления за головной УВ на различных удалениях от модели. Модели: 1 — неохлажденная, 2 — захлажденная;  $K = 500$  (a), 1500 (b), 6000 (c) калибров.

неохлажденной модели (рис. 8, *a*) в результате произошедшего взаимодействия промежуточного скачка с УВ от затупления, что привело к увеличению ее интенсивности. Промежуточный скачок, генерируемый заохоложенной моделью, распространяющийся с меньшей скоростью в результате снижения его интенсивности, сохраняется на профиле давления. При этом интенсивность ГУВ, генерируемой затуплением, на 25 % меньше, чем от неохлажденной модели. Присутствие промежуточного скачка на профиле давления сохраняется до удаления ( $K = 1400$ ), обеспечивая при этом снижение интенсивности ГУВ до 50 %. Головная УВ на профиле давления на удалении  $K = 1500$  от заохоложенной модели (рис. 8, *b*) уже сформирована после взаимодействия с промежуточным скачком давления. Ее интенсивность при этом все же остается существенно меньше интенсивности ГУВ от неохлажденной модели. Процесс дальнейшего ее затухания под действием положительного градиента давления за ней замедлен по сравнению с ГУВ от неохлажденной модели. В результате на удалении  $K = 6000$  (рис. 8, *c*), практически соответствующему асимптотическому закону затухания, интенсивность ГУВ от заохоложенной модели остается примерно на 12 % меньше, чем от неохлажденной модели.

### Заключение

Показана возможность управления процессом формирования волновых структур типа висячего скачка, образующихся в непосредственной близости от индуцирующей их поверхности, путем охлаждения поверхности в зоне их зарождения. Эффективность криогенного воздействия сохраняется в возмущенном потоке до больших удалений от тела.

Снижение интенсивности промежуточного висячего скачка и импульса избыточного давления вблизи модифицированного степенного тела позволили увеличить протяженность зоны существенного снижения уровня ЗУ (до 50 %) и заметно снизить его (до 12 %) на больших удалениях.

На основании сопоставления экспериментальных данных и расчетных оценок показано, что основным механизмом криогенного воздействия на структуру течения является снижение скорости распространения возмущений вблизи генерирующей их поверхности.

### Список литературы

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 // Aeronautical Quarterly. 1967. Vol. 18, № 1. P. 1–21.
3. Ferri A., Ismail A. Effects of lengthwise lift distribution on sonic boom of SST configurations // AIAA J. 1969. Vol. 7, No. 8. P. 1538–1541.
4. Seebass R., George A.R. Sonic boom minimization // J. Acoust. Soc. of America. 1972. Vol. 51, No. 2. P. 686–694.
5. Whitham G.B. The flow pattern of a supersonic projectile // Comm. Pure Appl. Math. 1952. Vol. 5, No. 3. P. 301–338.
6. Walkden F. The shock pattern of a wing-body combination far from the flight path // Aeron. Quart. 1958. Vol. 9, No. 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. Vol. 8, No. 8. P. 657–662.
8. Parker M.A., The sonic boom problem // Aircraft Engng. 1968. Vol. 40, No. 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. Юдин В.Г. Исследование альтернативных вариантов сверхзвуковых административных самолетов // ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1993–2003. М: Физматлит, 2003. С. 365–372.
12. Miles R.B., Martinelli L., Macheret S.O., Shneider M.N., Girgis I.G., Zaidi S.H., Mansfield D.K. Supersonic of sonic boom by dynamic off body energy addition and shape optimization // AIAA Paper. 2002. No. 2002–0150.

13. Kusunose K., Matsushima K., Goto Y., Yamashita H., Yonezawa M., Maruyama D., Nakano T. A fundamental study for the development of boomless supersonic transport aircraft // AIAA Paper. 2006. No. 2006-0654.
14. Фомин В.М., Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф. Численное исследование влияния аэродинамической компоновки СПС на параметры, создаваемого им звукового удара // Вычислительные технологии. Специальный выпуск. 2006. Т. 11, ч. 2. С. 64–74.
15. Фомин В.М., Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф., Харитонов А.М. Влияние компоновки сверхзвуковых самолетов на параметры звукового удара // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 4. С. 525–541.
16. Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Исследование влияния встречной сверхзвуковому потоку струи, истекающей из тела, на параметры создаваемого им звукового удара и сопротивление // XIX Межд. семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям: тезисы докл. IV межд. конф. по неравновесным процессам в соплах и струях, Санкт-Петербург, Россия, 2002. С. 431–432.
17. Гаранин А.Ф., Третьяков П.К., Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Управление параметрами ударных волн путем подвода массы и энергии // Изв. РАН. МЖГ. 2001. № 5. С. 186–193.
18. Фомин В.М., Третьяков П.К. Активные способы воздействия на сверхзвуковое обтекание тел // Материалы научной сессии РАН СО и РАНН СО: Современные проблемы науки, Новосибирск, 25–26 ноября, 2003. С. 185–208.
19. Третьяков П.К., Гаранин А.Ф., Грачев Г.Н., Крайнев В.Л., Пономаренко А.Г., Тищенко В.Н. Управление сверхзвуковым обтеканием тел с помощью мощного оптического пульсирующего разряда // Докл. АН. 1996. Т. 351, № 3. С. 339–340.
20. Miles R.B., Macheret S.O., Shneider N.M., Raizer Yu.P., Girgis I.G., Zaidi S.H. Steady and unsteady supersonic flow control with energy addition: AIAA Paper. 2003. No. 2003-3862.
21. Пат. 2107010 РФ, МПК<sup>6</sup> В64С21/02, В64С23/00, В64С30/00. Способ обеспечения безударного сверхзвукового движения летательного аппарата в атмосфере и летательный аппарат / Александров А.Ф., Чувашов С.Н., Тимофеев И.Б.; № 96124276/28; заявл. 26.12.1996; опубл. 20.03.1998; приоритет от 26.12.1996.
22. Пат. 5263661 США / Jennifer K.R. Опубл. 23.11.1993; приоритет от 11.09.1992.
23. Пат. 2271307 РФ, МПК В64С23/00, Н05Н1/24. Способ управления аэродинамическим обтеканием летательного аппарата и генератор плазмы / Иванов В.А., Сухомлинов В.С. № 2004115373/11; заявл. 17.05.2004; опубл. 10.03.06; приоритет от 17.05.2004.
24. Пат. 2268198 РФ, МПК В; С21/08, В64С30/00. Способ управления обтеканием сверхзвуковым воздушным потоком летательного аппарата / Прудников А.Г., Яновский Ю.Г. № 2004121047/11; заявл. 09.07.2004; опубл. 20.01.06; приоритет от 09.07.2004.
25. 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.
26. Благосклонов В.И., Васильченко В.И., Гродзовский Г.Л., Григорян С.С. Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы. М.: Машиностроение, 1975. 183 с.
27. Фомин В.М., Малмус Н., Маслов А.А., Фомичев В.П., Шиплюк А.Н., Поздняков Г.А., Постников Б.В., Поздняков Б.А. Влияние встречной плазменной струи на суммарные и распределенные аэродинамические характеристики затупленного тела // Докл. АН. 1999. Т. 368, № 2. С. 197–200.
28. Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Развитие методики измерений параметров звукового удара в сверхзвуковых аэродинамических трубах. Новосибирск. Препринт ИТПМ СО АН СССР. 1983. № 6–83. С. 29.
29. Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Система измерений параметров звукового удара в аэродинамических трубах с использованием ЭВМ. Новосибирск. Препринт ИТПМ СО АН СССР. 1983. № 21–83. С. 21.
30. 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. Препринт ИТПМ СО РАН. 2007. № 5. С. 40.
31. Рыжов О.С. Затухание ударных волн в стационарных течениях // ЖПМТФ. 1961. № 6. С. 36–40.

*Статья поступила в редакцию 18 апреля 2013 г.*