

УДК 533.6.01.15 – 533.6.07.13

УПРАВЛЕНИЕ УРОВНЕМ ЗВУКОВОГО УДАРА, СОЗДАВАЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ, ПУТЕМ КРИОГЕННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ПРОЦЕСС ОБТЕКАНИЯ 2. РАСПРЕДЕЛЕННЫЙ ВЫДУВ ПЕРЕОХЛАЖДЕННОГО ГАЗА С 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

Исследуется возможность повышения эффективности криогенного воздействия на параметры висячей ударной волны, определяющей протяженность области минимизации звукового удара (средняя зона), создаваемого модифицированным степенным телом. Рассматривается воздействие распределенного выдува хладагента с поверхности тела на формирование возмущенного течения вблизи тела и на больших расстояниях от него. Показано, что схема распределенного выдува и режим истечения хладагента оказывают существенное влияние на протяженность средней зоны звукового удара. Определена схема криогенного воздействия, обеспечивающая снижение интенсивности головной ударной волны более чем на 40 % на удалениях, соответствующих 7000 диаметрам тела. Обсуждается механизм криогенного воздействия на структуру течения вблизи тела.

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

Введение. Настоящая работа является продолжением исследований управления параметрами звукового удара (ЗУ) путем криогенного воздействия на процесс обтекания летательного аппарата [1]. Модифицированное путем затупления носовой части степенное тело, при умеренных сверхзвуковых скоростях обеспечивающее минимальное сопротивление [2], за счет эффекта затупления позволяет существенно уменьшить интенсивность головной ударной волны (УВ) в средней зоне ЗУ [3]. Область минимизации ЗУ (средняя зона) ограничена удалением, на котором происходит взаимодействие головной УВ с распространяющейся с большей скоростью висячей УВ, формирующейся вблизи поверхности тела. Противоречивость требований к геометрическим параметрам модифицированного степенного тела (удлинение, радиус затупления) для обеспечения снижения интенсивности ЗУ и сопротивления приводит к необходимости ограничения протяженности по высоте области минимизации ЗУ. В работе [1] исследована возможность увеличения средней зоны за счет уменьшения интенсивности висячей УВ, обеспечиваемого снижением температуры потока в области ее формирования путем охлаждения поверхности тела. Снижение температуры потока на 50 °С, достигнутое прокачкой хладагента в полости модели, позволило уменьшить интенсивность висячей УВ практически в два раза и таким образом сместить точку ее взаимодействия с головной УВ на расстояние, равное 1500 диаметрам тела (калибрам). Это значение существенно меньше удаления, соответствующего высоте крейсерского полета сверхзвукового самолета, которая равна 6000–7000 калибрам. Трудно-

сти, возникающие при дополнительном снижении температуры потока данным способом, и необходимость дальнейшего снижения температуры в условиях натурального полета [1] свидетельствуют о низкой эффективности данного метода управления интенсивностью висячей УВ и стимулируют поиск более эффективных методов.

Для того чтобы получить протяженность средней зоны, представляющую практический интерес, проведены дополнительные исследования активного управления параметрами висячей УВ, направленные на увеличение эффективности снижения температуры потока в области зарождения этой волны [4]. Воздействие на процесс формирования висячей УВ осуществлялось путем распределенного выдува хладагента с поверхности модели в зону зарождения висячей УВ, что позволяет существенно снизить температуру потока в области формирования висячей УВ и, следовательно, скорость распространения возмущений за счет конвективного теплообмена между вдуваемым хладагентом и набегающим потоком. При этом для исключения возможности генерации дополнительных УВ выдуваемыми струями хладагента необходимо обеспечить соответствующее распределение интенсивности выдува по поверхности тела.

Условия проведения исследований. Исследования проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при $M_\infty = 2,03$, $Re_1 = 25 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $T_0 = 258 \div 263 \text{ К}$. Для получения полного поля возмущенного телом потока использовался комбинированный экспериментально-расчетный метод [5, 6], 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 [7]. Схема проведения эксперимента, методика измерений и пересчета измеренных профилей давления на большие расстояния аналогичны приведенным в [1]. Среднеквадратичная погрешность измерений датчиками давления не превышала 65 Па.

Модель, представляющая собой модифицированное степенное тело вращения (удлинение $\lambda = 6$, показатель степени $n = 0,75$, относительный радиус затупления $\bar{r}_3 = 0,2$) с диаметром миделева сечения $d_m = 50 \text{ мм}$, установленное на цилиндре, изготовлена из стали марки 12Х18Н10Т. Варианты модели с различными схемами перфорации для инжекции переохлажденного газа с поверхности модели в набегающий поток создавались с помощью сменных носовых частей длиной 72 мм (рис. 1), которые стыковались с исходной моделью. Носовые части изготавливались из сплава латуни ЛС-59, коэффициент температурной деформации которого близок к коэффициенту материала исходной модели. На модели 1 начиная с сечения, расположенного вблизи линии сопряжения сферы со

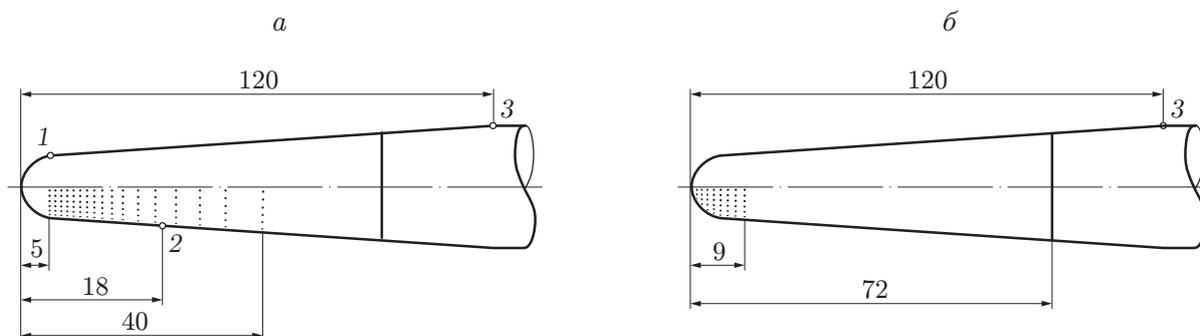


Рис. 1. Схема расположения носовых частей модифицированного степенного тела вращения:

а — модели 1, 2, б — модель 3; 1 — термопара Т1, 2 — термопара Т2, 3 — термопара Т3

степенной поверхностью, до удаления от носика модели, равного 40 мм, на нижней поверхности в секторе с углом, равным 180° (со стороны измерительной пластины), выполнена перфорация (диаметр отверстий составляет 0,3 мм). Степень перфорации, определяемая отношением площади отверстий к общей площади перфорированной поверхности $S_{\text{отв}}/S_{\text{п}}$, при удалении от носика модели уменьшалась с 8,0 до 1,3 % за счет изменения расстояния между поперечными сечениями, по периметру которых равномерно располагалось одинаковое число отверстий. Диаметр отверстия, площадь которого эквивалентна суммарной площади перфорации, составлял 4,63 мм. Конфигурация перфорации модели 2 отличалась от конфигурации модели 1 только диаметром части отверстий, увеличенным до 0,35 мм. На модели 3 зона перфорации с отверстиями диаметром 0,5 мм начиналась от носика модели и заканчивалась на удалении 9 мм от него. Степень перфорации составляла в среднем 40 %. При этом диаметр отверстия, площадь которого эквивалентна суммарной площади отверстий перфорации, значительно больше, чем у модели 2, и составляет 6,6 мм.

Для измерения температуры на поверхности носовых частей моделей установлены термоэлектрические преобразователи (термопары) типа Т (медь — константан) с диаметром электродных проводов 100 мкм. Горячий спай находился на уровне внешней поверхности модели и был изолирован от модели прослойкой термостойкого клея ВС-9Т толщиной $0,3 \div 0,4$ мм. Холодные спаи с помощью электродных и компенсационных проводов были выведены из камеры давления аэродинамической трубы в окружающую атмосферу. Сигналы, поступающие с термопреобразователей, фиксировались многоканальным интегрирующим вольтметром НР34970А, обеспечивающим регистрацию температуры с погрешностью не более $1,5^\circ$. Вследствие ряда причин количество термопар на исследуемых моделях различалось (см. рис. 1).

Процесс охлаждения моделей путем прокачки хладагента во внутренней полости осложнялся тем, что площадь сечения трубопровода, подающего жидкий азот в полость модели, существенно меньше суммарной площади отверстий перфорации и пазов, через которые хладагент в донной части модели сбрасывался в набегающий поток. Поэтому технология охлаждения разрабатывалась для каждого варианта модели [4]. Расходные характеристики системы подачи хладагента на модель получены путем пролива технической воды, подаваемой под давлением из резервуара. На рис. 2 показаны зависимость расхода хладагента (G_p), проходящего через перфорацию модели 2, от давления в резервуаре P и реализуемое при этом соотношение расходов хладагента, поступающего через перфорацию, и хладагента, поступающего в донную область модели (G_b).

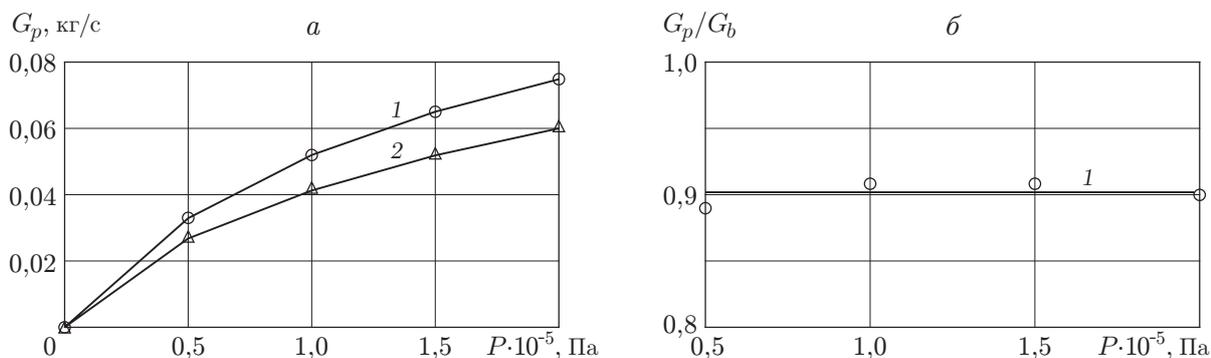


Рис. 2. Зависимости абсолютного (а) и относительного (б) расходов хладагента через перфорацию от давления в резервуаре:

1 — вода, 2 — жидкий азот

Результаты исследований. Схемы перфорации моделей 1, 2 выбраны таким образом, чтобы обеспечивалась инъекция хладагента непосредственно в область формирования висячей УВ. Имеются основания предполагать, что при обтекании модифицированного степенного тела без выдува хладагента висячая УВ, возникающая в результате взаимодействия потока, ускоряющегося при обтекании сферического затупления, с поверхностью модели, начинает формироваться в окрестности сопряжения сферической и степенной поверхностей. При этом зарождающийся в непосредственной близости от поверхности модели висячий скачок, являющийся огибающей семейства сходящихся волн сжатия, при удалении от тела трансформируется в висячую УВ. Поскольку режим истечения хладагента должен обеспечивать эффективное охлаждение потока в области между висячим скачком и поверхностью модели, а слой переохлажденного газа, образующегося в результате испарения хладагента при выходе в обтекающий поток, не должен генерировать дополнительные УВ, степень перфорации поверхности уменьшалась вниз по потоку.

Результаты измерений возмущенного давления в потоке вблизи модели 1 ($K = 3,7$), полученные при подаче жидкого азота с начальным давлением 0,135 МПа, свидетельствуют о существенном влиянии инъекции хладагента на процесс формирования висячей УВ. В результате такого криогенного воздействия при практически постоянной интенсивности головной УВ происходит снижение интенсивности следующей за ней волны разрежения во всей области течения, за исключением области формирования висячей УВ на неохлажденной модели. В этой области течения, возникающего при воздействии инжестируемого хладагента, поток продолжает расширяться с интенсивностью, превышающей уровень интенсивности волны разрежения, создаваемой неохлажденной моделью. Зона расширения замыкается висячей УВ, интенсивность которой приблизительно равна интенсивности промежуточной УВ вблизи неохлажденной модели. Реализованное при этом смещение висячей УВ вниз по потоку соответствует половине диаметра модели, что свидетельствует о возможности увеличения протяженности средней зоны. Согласно результатам пересчета протяженность средней зоны, обеспечиваемая данной моделью, составляет 1500 калибров, что сопоставимо с результатом, полученным в работе [1], и также не представляет практического интереса.

На рис. 3 представлены профили давления, измеренные вблизи модели 2 ($K = 3,7$) в условиях отсутствия подачи хладагента и с инъекцией жидкого азота с начальным давлением 0,15 МПа (рис. 3,а), а также результаты их пересчета на большие расстояния (рис. 3,б-г). Профили давления представлены в виде зависимости относительного избыточного статического давления $\Delta\bar{p} = (P - P_\infty)/P_\infty$ от относительного расстояния $\bar{x} = X/d_m$ (P, P_∞ — статическое давление в возмущенном и невозмущенном потоке соответственно; направление оси X совпадает с направлением набегающего потока). В отличие от модели 1 данная модификация перфорации обеспечивает значительное увеличение протяженности области и степени перерасширения потока за головной УВ, что приводит к существенному смещению вниз по потоку волны сжатия, являющейся предвестником образования висячей УВ. При незначительном увеличении интенсивности головной УВ наблюдается существенное уменьшение импульса положительной фазы волны ЗУ. Увеличение давления хладагента приводит к росту степени разрежения потока и увеличению протяженности области расширения вниз по потоку при незначительном увеличении интенсивности головной УВ.

В процессе эволюции профиля давления, деформированного в результате криогенного воздействия, смещенная вниз по потоку волна сжатия вследствие нелинейных эффектов уже при небольших удалениях от модели трансформируется в скачок давления (см. рис. 3,б), расположенный на существенно большем расстоянии от головной УВ по сравнению с моделью 1. В процессе распространения головная УВ, индуцируемая затуплением,

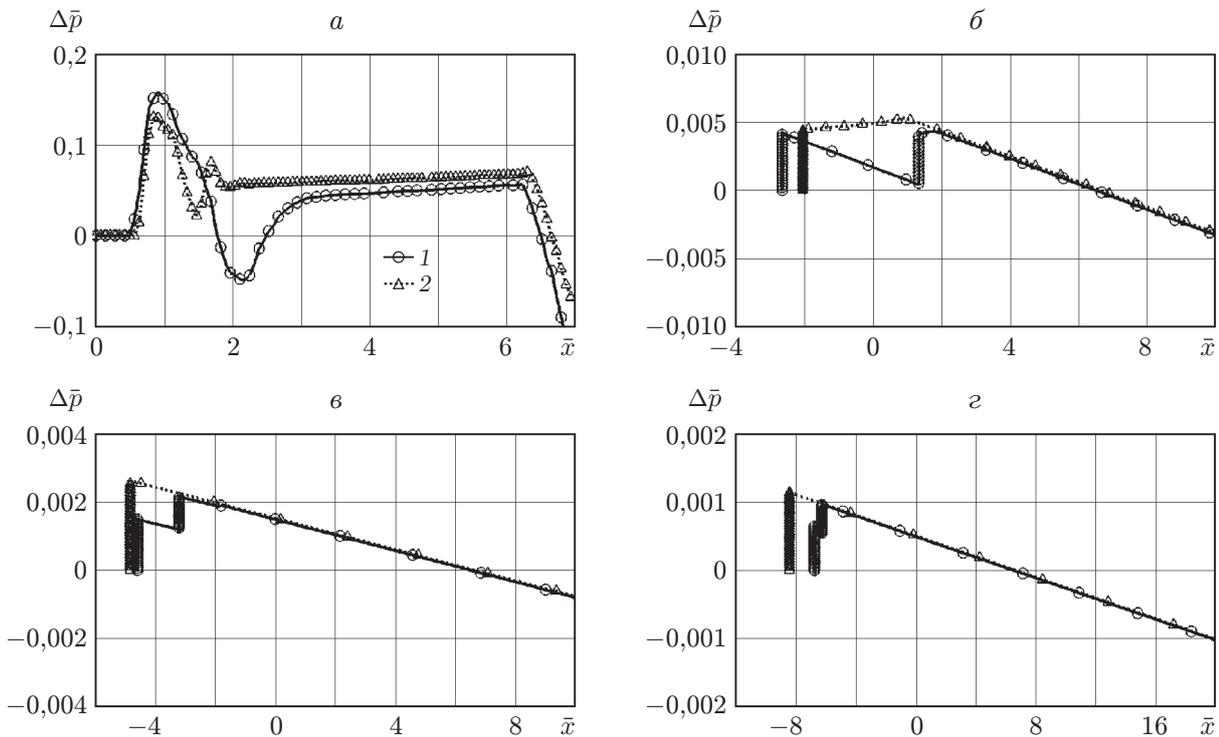


Рис. 3. Профили возмущенного давления при обтекании модели 2 на различных удалениях от нее:
 а — $K = 3,7$, б — $K = 500$, в — $K = 2000$, г — $K = 6000$; 1 — с инъекцией хладагента, 2 — без подачи хладагента

под воздействием следующей за ней волны разрежения интенсивно затухает до момента взаимодействия с висячей УВ. Процесс затухания головной УВ, генерируемой моделью без подачи хладагента, вследствие воздействия следующей за этой волной волны сжатия, сформировавшейся в результате взаимодействия головной и висячей УВ, является затянутым. Процесс интенсивного затухания головной УВ, генерируемой моделью с инъекцией хладагента, сохраняется вплоть до больших удалений от тела (см. рис. 3, г). Согласно результатам пересчета общую протяженность средней зоны, реализуемую в данной модели, удастся увеличить до значений, практически равных 7000 калибрам, при этом интенсивность ЗУ снижается более чем на 40 %.

На рис. 4 показаны результаты измерений в ходе эксперимента температуры потока вблизи поверхности модели 2 в условиях без подачи хладагента и с инъекцией хладагента при $P = 0,15$ МПа. Вертикальные штрихи на оси абсцисс соответствуют началу и концу расчетного сверхзвукового режима обтекания. До начала сверхзвукового обтекания термопары, установленные на охлажденной модели, регистрируют температуру, практически соответствующую температуре жидкого азота. После начала сверхзвукового обтекания вблизи поверхности модели достаточно быстро реализуется стационарный теплообмен. При этом термопара Т3, наиболее удаленная от носика модели, фиксирует максимальную температуру, а термопара Т2, расположенная на нижней поверхности в зоне перфорации, регистрирует дополнительное снижение температуры до значения $t \approx -200$ °С. Температура в области сопряжения сферического затупления и степенной поверхности, регистрируемая термопарой Т2, существенно ниже температуры на охлажденной модели в отсутствие инъекции хладагента [1]. По-видимому, при подаче жидкого азота в набегающий

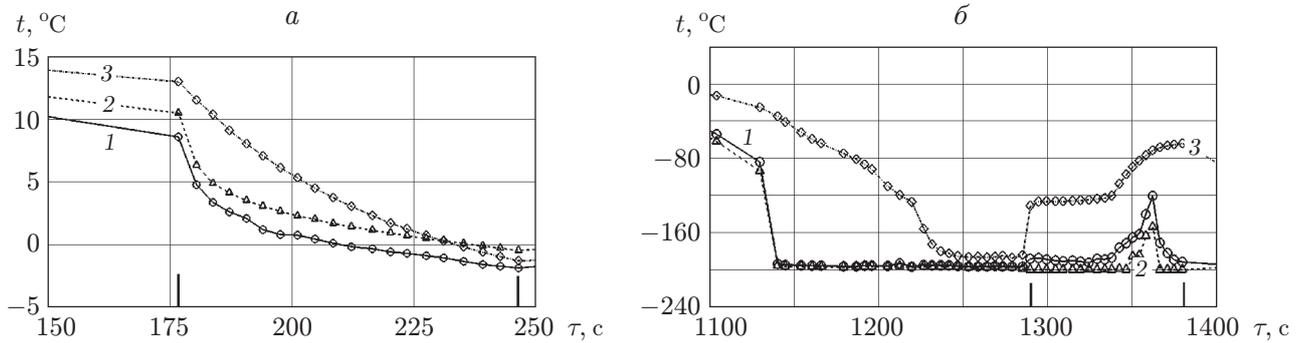


Рис. 4. Изменение температуры потока вблизи поверхности модели 2:
a — без подачи хладагента, *б* — с инъекцией хладагента; 1 — термопара Т1,
 2 — термопара Т2, 3 — термопара Т3

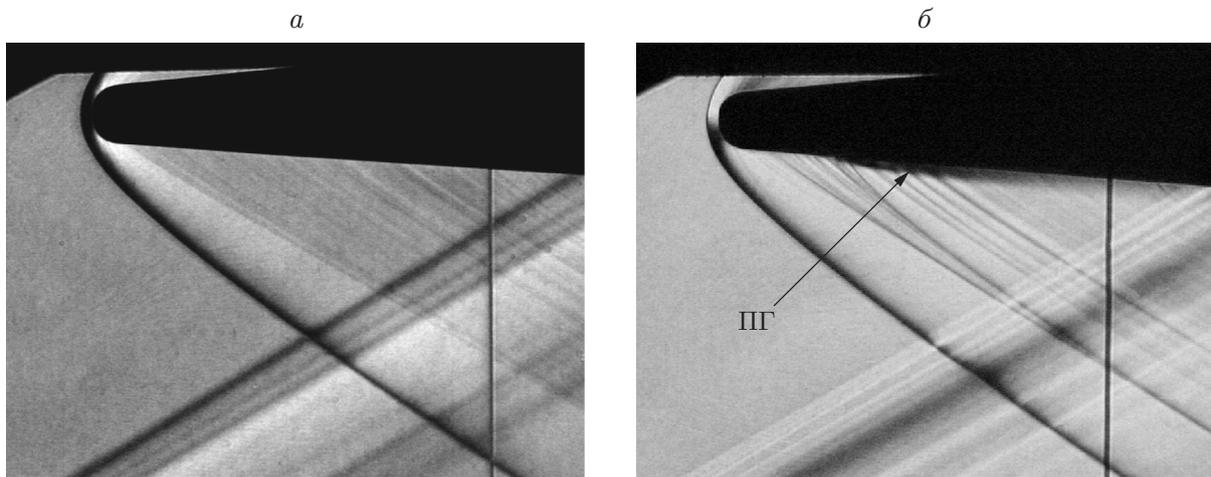


Рис. 5. Визуализация течения вблизи модели 2:
a — без подачи хладагента, *б* — с инъекцией хладагента ($P = 0,15$ МПа);
 ПГ — переохлажденный газ

поток его полного испарения не происходит, и в формирующемся вблизи поверхности модели слое переохлажденного газа присутствует жидкая фаза. Это косвенно подтверждается значениями температуры, регистрируемой термопарой Т2 (см. рис. 4,б), расположенной непосредственно в зоне выхода хладагента на поверхность модели (см. рис. 1). В условиях эксперимента температура $t \approx -200$ °С соответствует температуре жидкого азота. Увеличение температуры потока вблизи поверхности модели в конце режима ($\tau > 1340$ с) (см. рис. 4,б) обусловлено формированием газовой фазы в полости модели вследствие увеличения расхода хладагента путем повышения его давления в ходе эксперимента.

На рис. 5 представлены теневые картины спектра обтекания модели 2 сверхзвуковым потоком в условиях без подачи хладагента и с инъекцией жидкого азота в обтекающий поток в зоне формирования вихрей УВ.

Выдув жидкого азота с поверхности охлажденной модели приводит к формированию в потоке градиентов плотности, которые при удалении от модели распространяются по характеристическим поверхностям и существенно выравниваются. Вблизи перфорированной поверхности модели (см. рис. 5,б) наблюдается образование слоя переохлажденного газа.

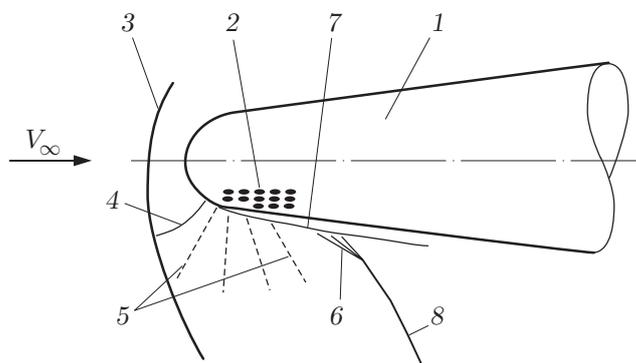


Рис. 6. Схема течения вблизи модифицированного степенного тела с выдувом хладагента в область формирования висячей УВ (модель 2):

1 — модифицированное степенное тело; 2 — перфорация; 3 — головная УВ; 4 — звуковая линия; 5 — волны разрежения; 6 — волны сжатия; 7 — слой переохлажденного газа; 8 — висячая УВ

Полученные результаты позволяют расширить представление о структуре течения, возникающего в результате криогенного воздействия на поток, обтекающий модифицированное степенное тело.

На рис. 6 представлена схема течения, реализующегося при подаче в поток жидкого азота. Наличие распределенного выдува жидкого азота через перфорацию в область формирования висячей УВ на модели без криогенного воздействия приводит к образованию вблизи поверхности модели слоя переохлажденного газа, в котором присутствует жидкая фаза неиспарившегося хладагента. Под действием набегающего потока этот слой сносится вниз по течению. При этом оставшийся жидкий азот интенсивно испаряется, что подтверждается увеличением оптической прозрачности слоя переохлажденного газа при удалении от области перфорации (см. рис. 5, б). Взаимодействие потока, ускоряющегося в результате обтекания сферического затупления, с переохлажденным слоем, формирующим эффективное твердое тело, приводит к дополнительному расширению этого потока (см. рис. 6). Взаимодействуя со слоем переохлажденного газа, ускорившийся в результате перерасширения поток индуцирует вблизи поверхности модели семейство сходящихся волн сжатия. В результате этого взаимодействия формируется висячий скачок, который при удалении от модели трансформируется в висячую УВ. Данный процесс, по-видимому, определяется увеличением эффективного радиуса кривизны поверхности, обтекаемой слоем переохлажденного газа, а также снижением скорости звука и соответственно скорости распространения возмущений в области, расположенной внутри этого слоя. Особенность такой схемы подачи хладагента заключается в том, что реализована форма слоя переохлажденного газа, обтекание которого обеспечивает эффективное перерасширение потока практически без увеличения интенсивности головной УВ.

Сравнение результатов эксперимента по управлению параметрами висячей УВ, достигнутых на модели 2, с результатами, полученными на модели 1, показывает, что при организации криогенного воздействия большое значение имеет схема перфорации. Поскольку температура потока за УВ влияет на интенсивность этой волны [1], существенный вклад в формирование полученного перераспределения давления вносит интенсивное конвективное охлаждение потока в области между висячей УВ и поверхностью тела, реализуемое путем инъекции хладагента. Однако полученные результаты не позволяют оценить зависимость процесса формирования течения от температуры и массы инжектируемого хладагента. Для получения этой информации необходимы дополнительные исследования.

Как и на модели 2, инъекция хладагента с поверхности сферического затупления модели 3 приводит к увеличению протяженности области расширения потока за головной УВ и, следовательно, к существенному смещению вниз по течению зоны зарождения висячей УВ. При этом в отличие от модели 2 вблизи модели 3 интенсивность головной УВ существенно увеличивается, что обусловлено увеличением эффективного радиуса затупления в результате формирования на его поверхности слоя переохлажденного газа. Вследствие смещения вниз по потоку висячей УВ и увеличения скорости распространения головной УВ, обусловленного ее возросшей интенсивностью, при использовании модели 3 протяженность средней зоны превышает 7000 калибров. При этом, несмотря на увеличение интенсивности головной УВ вблизи тела, начиная с удаления, равного 2000 калибрам, минимизирующий эффект затупления приводит к значительному ее снижению относительно исходной модели, на больших удалениях достигающему более 40 %.

Основным недостатком рассмотренной схемы криогенного воздействия является увеличение энергетических затрат на преодоление возросшего аэродинамического сопротивления тела и отрицательной тяги выдуваемых струй хладагента.

Схема выдува хладагента с поверхности модели за сферическим затуплением в области формирования висячей УВ (модель 2) позволяет снизить энергетические затраты на преодоление обратной тяги, создаваемой струями хладагента, так как инъекция хладагента производится с поверхности, расположенной под меньшими, чем на поверхности сферического затупления, углами к набегающему потоку. При этом обеспечивается эффективное температурное воздействие на интенсивность висячего скачка, так как снижения температуры набегающего на него потока не происходит, в отличие от случая инъекции хладагента со сферической поверхности на модели 3. Полученное на модели 2 уменьшение импульса положительной фазы волны ЗУ при незначительном увеличении интенсивности головной УВ свидетельствует о возможном снижении сопротивления тела. Для практической реализации метода криогенного воздействия на борту летательного аппарата должен находиться определенный запас хладагента, что снижает его полезную нагрузку. Эти издержки можно частично компенсировать, уменьшив аэродинамическое сопротивление летательного аппарата за счет использования модифицированной носовой части и снижения сопротивления при выдуве хладагента.

Для оценки энергетических затрат на обеспечение эффективного снижения интенсивности ЗУ исследовано влияние расхода хладагента на протяженность средней зоны ЗУ. Показано, что при увеличении давления хладагента до 0,06 МПа протяженность средней зоны существенно увеличивается и достигает размера свыше 4000 калибров. При дальнейшем увеличении давления темпы роста средней зоны снижаются, и при $P = 0,15$ МПа размер зоны составляет примерно 7000 калибров. Модель 2 обеспечивает размер средней зоны $6000 \div 7000$ калибров при начальном давлении жидкого азота $0,14 \div 0,15$ МПа. При этом в условиях эксперимента соотношение расходов инжектируемого хладагента и воздуха, набегающего на миделево сечение тела, составляло $7 \div 8$ %. Это соотношение можно снизить до $1,5 \div 2,0$ %, сохраняя протяженность средней зоны за счет уменьшения сектора выдува хладагента и продольного размера области перфорации.

Заключение. В ходе проведенных исследований выявлено существенное влияние распределенного выдува переохлажденного газа с поверхности тела на структуру возмущенного течения в области формирования висячей УВ. Эффективность рассмотренного криогенного воздействия сохраняется на больших удалениях от тела и в значительной степени зависит от схемы перфорации и режима истечения хладагента. Таким образом, показана возможность управления параметрами ЗУ, создаваемого летательным аппаратом, а также аэродинамическими характеристиками летательного аппарата.

Предложен способ увеличения протяженности средней зоны ЗУ до значений, равных 7000 калибрам. Тем самым обеспечивается снижение интенсивности головной УВ по сравнению с исходной моделью более чем на 40 %, что представляет интерес с практической точки зрения.

По-видимому, основными механизмами криогенного воздействия на структуру течения являются формирование контактной поверхности переохлажденным газом, образующимся при испарении жидкого азота, и конвективное охлаждение потока за висячей УВ, приводящее к снижению скорости распространения возмущений.

Рассмотренный метод криогенного воздействия может использоваться как самостоятельно, так и в комбинации с известными активными методами управления параметрами звукового удара и аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов (выдув дискретной струи газа или низкотемпературной плазмы, подвод энергии от лазерного и СВЧ-излучения и др.).

ЛИТЕРАТУРА

1. **Фомин В. М., Чиркашенко В. Ф., Волков В. Ф., Харитонов А. М.** Управление уровнем звукового удара, создаваемого летательным аппаратом, путем криогенного воздействия на процесс обтекания. 1. Охлаждение поверхности летательного аппарата // ПМТФ. 2008. Т. 49, № 6. С. 88–98.
2. **Благосклонов В. И.** Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы / В. И. Благосклонов, В. И. Васильченко, Г. Л. Гродзовский и др. М.: Машиностроение, 1975.
3. **Чиркашенко В. Ф., Юдинцев Ю. Н.** Параметры ударных волн от тел вращения в однородной атмосфере // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1984. Вып. 3. С. 16–21.
4. **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).
5. **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).
6. **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).
7. **Whitham G. B.** The flow pattern of a supersonic projectile // Comm. Pure Appl. Math. 1952. V. 5, N 3. P. 301–338.

Поступила в редакцию 21/III 2008 г.