

УДК 533:601.15+533.60.1.

Влияние подвески модели СПС на результаты измерений профиля избыточного давления на фиксированном расстоянии от источника*

В.Ф. Волков, Т.А. Киселёва

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

E-mail: volkov@itam.nsc.ru; bobarykina@ngs.ru

Представлены результаты физического эксперимента, направленного на измерение профиля избыточного относительного давления на контрольной поверхности в ближней зоне возмущённой области схематизированной модели сверхзвукового пассажирского самолета (СПС). Проведены испытания в рабочей части аэродинамической трубы Т-313, ориентированные на определение оптимального крепления подвески модели и обеспечивающие измерения полного профиля волны возмущенного давления, содержащего лидирующую, промежуточные и замыкающую ударные волны. Приведены сопоставления численных расчетов с результатами измерений в эксперименте. С помощью установленной оптимальной подвески модели получены результаты измерений, хорошо соответствующие результатам численных расчетов. Численное решение задачи обтекания геометрической модели и необходимые измерения в эксперименте проводилось при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2,04$ и угле атаки $\alpha = 4^\circ$.

Ключевые слова: сверхзвуковое течение, ударная волна, волна разрежения, звуковой удар, тандемная компоновка, оптимальная подвеска.

Введение

Создание облика сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) с пониженным уровнем звукового удара сопровождается исследованиями процесса формирования и распространения волны звукового удара (ЗУ). Основной проблемой при моделировании звукового удара является большая протяженность исследуемой области, в которой уровни возмущенного давления изменяются на несколько порядков. Существуют различные подходы к исследованию звукового удара: летные испытания, экспериментальное моделирование данного явления в аэробаллистических установках и аэродинамических трубах, численные эксперименты.

Основной информацией, получаемой при экспериментальных исследованиях ЗУ, являются профили возмущенного давления, генерируемые испытываемой моделью. Так как в этом случае представляет интерес силовое воздействие возмущенного течения

* Работа выполнена частично в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект № АААА-А17-117030610137-0).

на окружающую среду, возникает необходимость определения распределения по пространству избыточного (относительно невозмущенного потока) статического давления за головной ударной волной (ГУВ) на различных удалениях от исследуемой модели.

Смоделировать весь процесс формирования волны ЗУ в лабораторных условиях, учитывая большую протяженность исследуемого потока, не представляется возможным. Лётный эксперимент позволяет получить полную информацию о параметрах волны ЗУ, формируемой в условиях реальной атмосферы. Однако на стадии исследований по формированию компоновки самолёта лётные испытания чрезвычайно дороги, причем их результаты зависят от атмосферных условий. При проведении расчетов возникают проблемы, связанные с большой протяженностью расчетной области (сотни длин самолета), в которой уровни возмущенного давления изменяются на несколько порядков. К тому же, нелинейные эффекты в ближней зоне существенно влияют на структуру течения в средней и дальней зонах. В связи с этим, выбор конфигураций СПС, обеспечивающих снижение уровня ЗУ, сопровождается экспериментальными исследованиями с целью получения более достоверной информации, а также валидации результатов численных расчетов. Для исследования ЗУ от источника возмущений, как правило, используется комбинированный метод [1–3], который включает следующие этапы: определение параметров потока на контрольной поверхности в ближней зоне возмущенной области с помощью численных методов или по результатам физического эксперимента в аэродинамических трубах; распространение возмущений с контрольной поверхности на большие расстояния от источника с использованием линейной теории Уизема [4].

1. Методика эксперимента

На рис. 1 показана схема проведения эксперимента в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН [5] с размерами рабочей части прямоугольного сечения $0,6 \times 0,6 \times 2$ м. Исследования проводились на режиме с числом Маха набегающего потока $M_\infty = 2,04$, числом Рейнольдса $Re_1 = 26,7 \cdot 10^6$ и температурой торможения $T_0 = 285$ К.

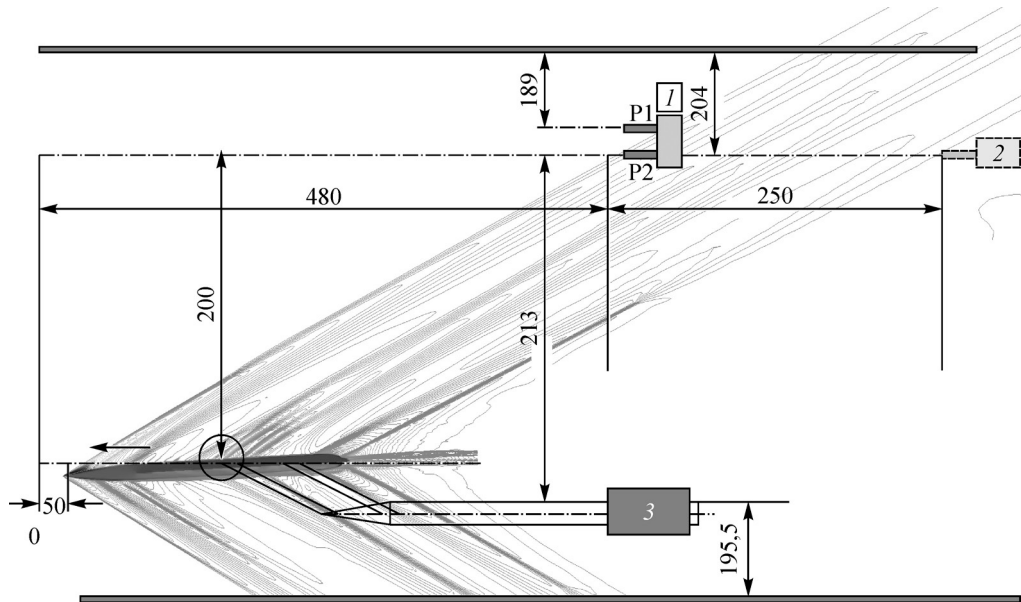


Рис. 1. Схема проведения измерений параметров возмущенного потока в ближней зоне модели в динамическом режиме регистрации в АДТ Т-313 при начальном положении модели в рабочей части аэродинамической трубы.

1, 2 — приемники давления, 3 — координатное устройство; обозначения приведены в мм.

В состав экспериментального оборудования входят: координатник модели, исследуемая модель, координатник зонда и штатный измерительный комплекс аэродинамической трубы Т-313. Координатник модели 3 установлен на вкладыше нижней стенки рабочей части трубы с размещением привода внутри камеры Эйфеля. Координатник зонда 1, аналогично координатнику модели, располагается на верхней стенке рабочей части аэродинамической трубы. В нижней части подвижного пилона координатника установлен съемный блок, в который вмонтированы измерительный зонд (трубка Пито) и тензометрические датчики давления P1, P2 типа ТДМ9-Д-0.06 с номинальным давлением 0,06 МПа. В качестве датчика, контролирующего заданный режим сверхзвукового потока, использовался измерительный преобразователь давления (ИПД) с максимальной относительной погрешностью 0,06 %. Дополнительно были использованы штатные измерители температуры торможения (T_0) и статического давления потока в контрольном сечении рабочей части трубы ($p_{кт}$).

Измерения профилей возмущенного давления проводились в динамическом режиме регистрации. При этом возмущенное давление, генерируемое движущейся относительно зонда моделью, распространялось от траектории модели к приемному отверстию неподвижного зонда в фиксированном характеристическом направлении. В ходе эксперимента модель, установленная на координатнике с помощью хвостовой державки, перемещалась непрерывно с заданной скоростью в продольном направлении против набегающего потока относительно неподвижного измерительного зонда. При этом с заданным шагом по координате (порядка 0,3 мм) или по времени (порядка 300 мс при скорости перемещения 1 мм/с) производилась регистрация дискретных показаний датчиков. Профиль возмущенного давления определялся массивами измеряемых величин от трех устройств: P1, P2, 3, которые после первичной обработки соответствовали абсолютным давлениям торможения за прямым скачком p_{sw} (датчики P1 и P2), абсолютным полным давлениям потока p_0 и продольным координатам, при которых производится отчет показаний x датчик 3. Статическое давление и число Маха набегающего потока ввиду малых интенсивностей исследуемых ударных волн определялись в предположении изоэнтропичности течения с использованием известных соотношений газодинамических параметров в точке потока: $p_{sw}/p_0 = f_1(M)$ и $p/p_0 = f_2(M)$ [6, 7].

На первом этапе численными методами решалась задача сверхзвукового обтекания компоновки при заданном числе Маха M_∞ и угле атаки α . По результатам численного решения этой задачи определялись аэродинамические характеристики и параметры возмущенного потока на контрольной поверхности, расположенной на заданном расстоянии от оси тела.

На втором этапе решалась задача распространения волны звукового удара от контрольной поверхности на большие расстояния от источника возмущений. Для решения этой задачи были приняты распределения избыточных возмущенных давлений на контрольной поверхности, полученные на первом этапе (рис. 2). Радиус контрольной поверхности был принят равным длине исследуемой компоновки: $\bar{R} = R/L_f \approx 1$, здесь R и L_f — радиус контрольной поверхности и длина фюзеляжа в метрах соответственно. Алгоритм расчета распространения волны звукового удара основан на асимптотических законах затухания нестационарных ударных волн, изложенных в работе [8].

Контрольная поверхность в возмущенной области представляла собой цилиндр с радиусом $\bar{R}_k = R_k / L_f = 1,33$, ось которого совпадала с осью компоновки (рис. 2a). Параметры возмущенных давлений на контрольной поверхности (рис. 2b) далее использовались в качестве начальных данных для решения поставленной задачи.

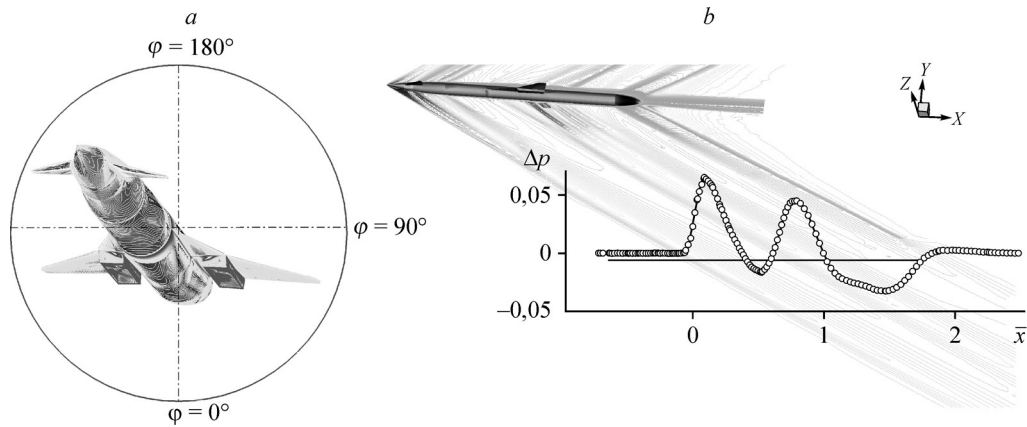


Рис. 2. Схема контрольной поверхности в окрестности компоновки (а) и профиль избыточного относительного давления (b) в азимутальной плоскости $\varphi = 0$.
 $M_\infty = 2,04, K = 1,33$.

2. Геометрические параметры компоновок

Формирование геометрических моделей тандемных компоновок выполнялось путем комбинаций сочленения составных элементов. Необходимыми элементами для компоновок являются следующие:

— осесимметричный корпус с оживальной головной частью с удлинением $\lambda = 4,5$ и с суммарным удлинением $\lambda = 13$;

— осесимметричный корпус со степенной головной частью с удлинением $\lambda = 4,5$, затупленной по сфере с относительным радиусом $\bar{r}_b = r_b/R_m = 0,2$ (где R_m — радиус миделевого сечения), и с суммарным удлинением $\lambda = 13$;

— переднее трапециевидное крыло со стреловидностью по передней кромке $\chi = 56^\circ$ с плоской срединной поверхностью с 3 % ромбовидным профилем относительной площадью $\bar{S}_k = 0,15$, расположенное на относительном расстоянии от носка корпуса $\bar{x}_k = 0,1$;

— заднее трапециевидное крыло с прикорневым наплывом со стреловидностью по передней кромке $\chi_1 = 76^\circ$ и $\chi_2 = 56^\circ$, с плоской срединной поверхностью с 3 % ромбовидным профилем;

— кормовая оживальная часть корпуса с удлинением $\lambda = 4$.

Физическая модель компоновки, используемая в экспериментах, подобна расчетной, за исключением отсутствия у последней генератора волны разряжения в хвостовой части корпуса, где выполнено сопряжение цилиндрической части корпуса модели с державкой с помощью конической вставки с углом полураствора, равным 10° . Подобное сочленение державки с цилиндрической частью корпуса модели исключает возможность формирования замыкающей ударной волны в профиле возмущенного давления. Диаметр державки задан с учетом возможных максимальных нагрузок, действующих на модель и подвеску модели. Установка модели в точку отсчета определяется условиями эксперимента и положением координатника, зависящими от технических характеристик.

На рис. 3а модель закреплена на пилоне с углом стреловидности по передней кромке $\chi = 30^\circ$, который стыкуется с державкой посредством конуса с углом полураствора $\theta = 10^\circ$. Диаметр державки задан с учетом возможных максимальных нагрузок, действующих на модель и подвеску.

На рис. 4 демонстрируются профили избыточного относительного давления, генерируемые источником возмущений на контрольной поверхности, полученные из результатов численных расчетов и измеренные в эксперименте. Необходимо отметить,

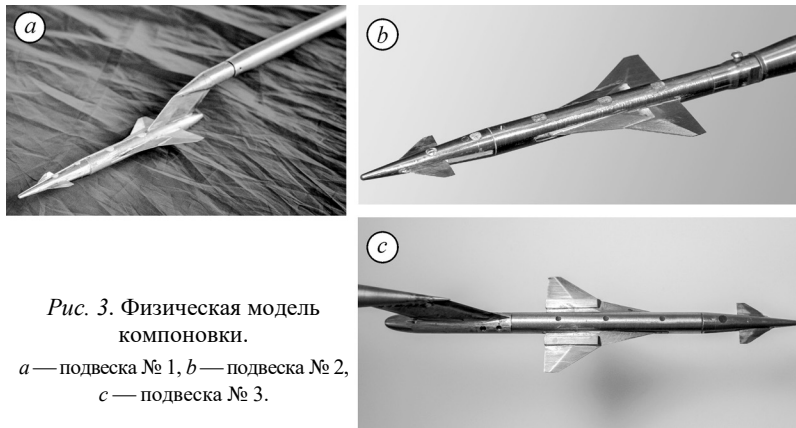


Рис. 3. Физическая модель компоновки.
a — подвеска № 1, *b* — подвеска № 2,
c — подвеска № 3.

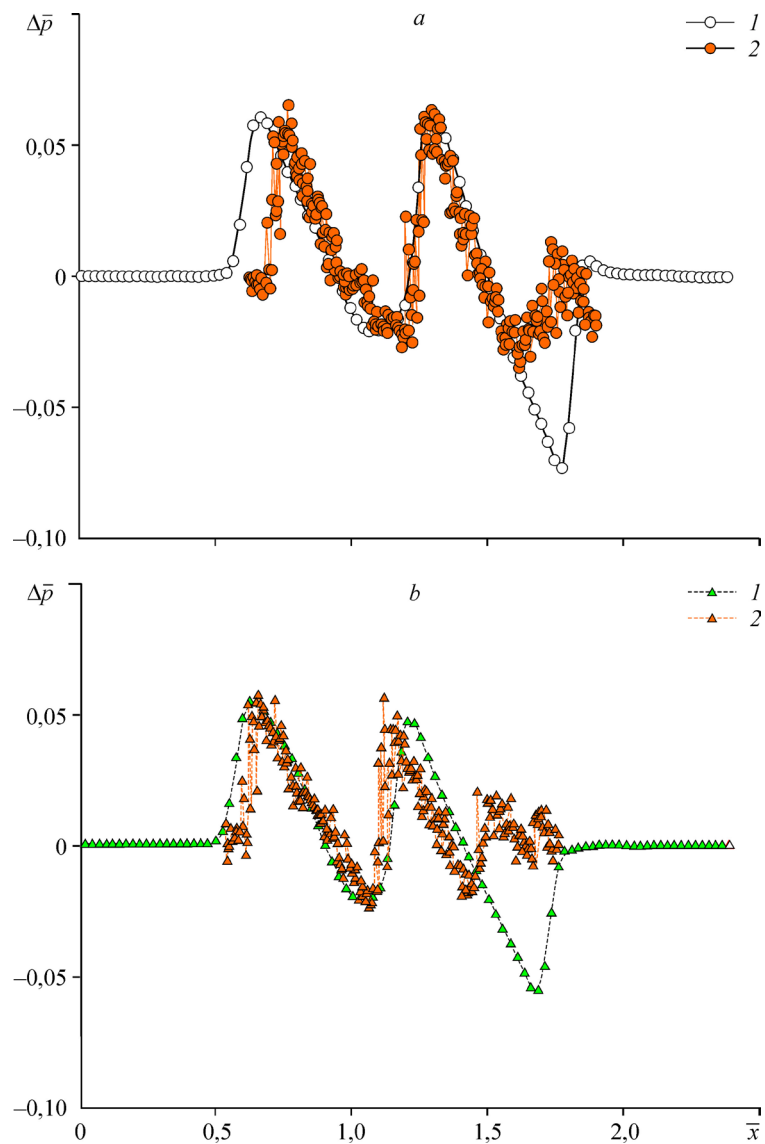


Рис. 4. Профили избыточного относительного давления на удалении $K = 1,33$ в различных азимутальных плоскостях.
 1 — результаты численного расчета, 2 — эксперимент; азимутальная координата $\varphi = 0^\circ$ (*a*), 30° (*b*).

что замыкающий скачок в профиле избыточного давления формируется вследствие воздействия интенсивной волны разрежения в окрестности кормовой части модели. В условиях эксперимента, когда реализуется взаимодействие волны разрежения от кормовой части исследуемой модели и ударной волны от конической части державки, значительно снижается интенсивность замыкающего скачка в возмущенном профиле давления. Сопоставление численных расчетов и результатов физического эксперимента указывает на их хорошее соответствие по волнам сжатия и значительное расхождение по замыкающему скачку профиля избыточного давления. В силу конструктивных особенностей сочленения модели с державкой в экспериментальном профиле избыточного давления замыкающая ударная волна и спутный след, присутствующие в результатах численных расчетов, не моделируется.

На рис. 3*b* рассматривается вариант подвески модели № 2. Здесь державка стыкуется через переходной конус с цилиндрической частью корпуса модели. В этом варианте отсутствует кормовая часть модели, порождающая волну разрежения, которая и формирует замыкающий скачок в профиле возмущенного давления. Сочленение цилиндрической части корпуса модели с державкой реализуется с помощью конической части с углом полураствора 10° . Ударная волна от конической части державки с последующей волной расширения приводит к формированию искаженного замыкающего скачка, в результате чего происходит сжатие профиля возмущенного давления.

На рис. 5*a* приведены профили избыточного относительного давления, полученные из результатов измерений и численных расчетов. Сопоставление полученных данных

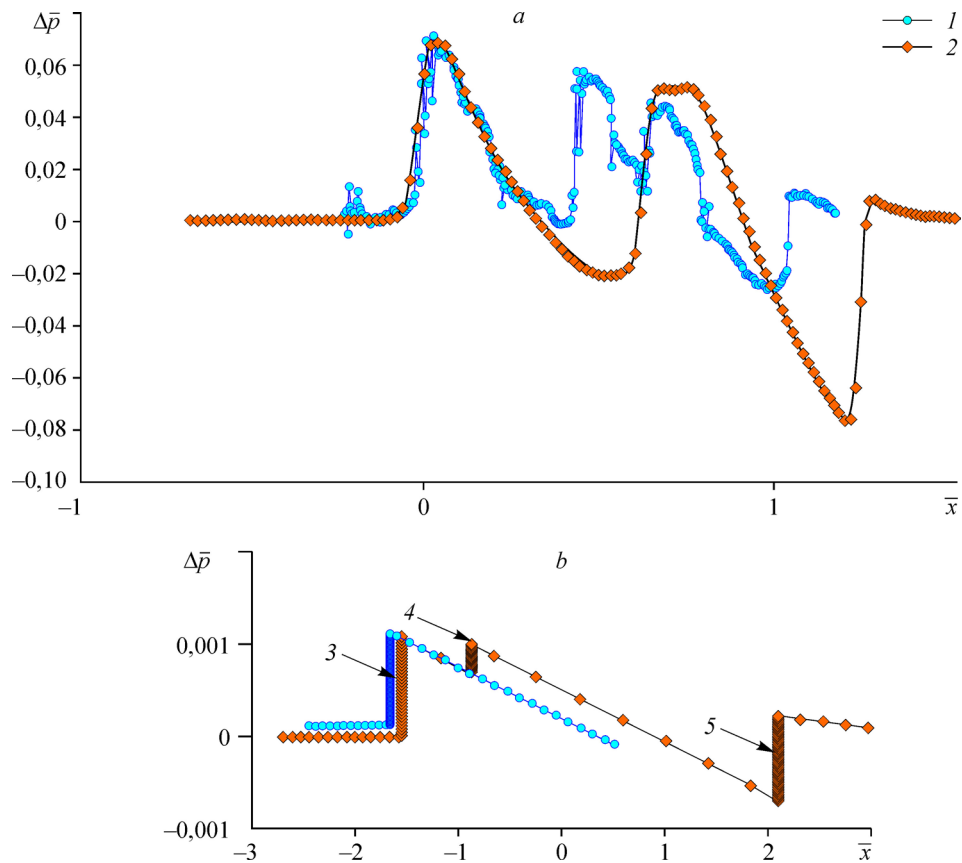


Рис. 5. Профили относительного давления на контрольной поверхности (*a*) и на удалении от источника возмущений $K = r/L_f = 450$ (*b*).

a, b: 1 — эксперимент, 2 — расчет;

b: 3 — лидирующие ударные волны, 4 — промежуточный скачок, 5 — замыкающая ударная волна.

показывает, что в ближней зоне, на удалении (в калибрах) от источника возмущений $K = r/L_f = 1,33$ на контрольной поверхности возмущенной области от источника интенсивность головной УВ от носовой части модели, определенная численным расчетом, хорошо согласуется с экспериментальными данными (здесь r — размерное расстояние профиля волны ЗУ, воспринимаемое наблюдателем до источника возмущений).

На рис. 5*b* демонстрируются результаты распространения на большие расстояния от источника возмущений лидирующей волны сжатия в экспериментальном профиле и результаты, полученные из численных расчетов. Их сопоставление показывает хорошее соответствие интенсивности лидирующих ударных волн в профиле волны звукового удара. Следует отметить, что рассматриваемые в эксперименте подвески № 1 и № 2 не обеспечивают измерение полного профиля возмущенного давления. Указанные недостатки приводят к необходимости конструктивных доработок, исключающих влияние ударной волны от конической части державки на волну разрежения, порождаемую кормовой частью исследуемой моделию.

Анализ влияния подвесок на процесс формирования замыкающей волны в профиле возмущенного давления показал, что исключить влияние ударной волны от конической части державки возможно путем увеличения длины пилона по вертикали или путем смещения его вниз по потоку подвески относительно кормовой части модели. Однако смещение пилона вниз по потоку ограничено длиной модели, поэтому был использован вариант с увеличением длины пилона от 16 мм (см. рис. 3*a*) до модернизированной высоты пилона — 20 мм (см. рис. 3*c*). Это изменение привело к сдвигу в продольном направлении конической части державки и, как следствие, генерируемой ударной волны. Ударная волна, обозначенная пунктиром на рис. 6, находится вне области волны разрежения от кормовой части модели, где формируется замыкающий скачок в профиле волны возмущенного давления в ближней зоне исследуемой модели. Положение подвески задавалось с помощью осесимметричной вставки диаметром, равным диаметру цилиндрической части корпуса. Угол между осями модели и державки обеспечивает обтекание модели под углом атаки $\alpha = 4^\circ$ в положении, когда державка установлена в рабочей части аэродинамической трубы вдоль набегающего потока. Модификация модели, представленной на рис. 3*b* и описанной подробно на рис. 6, выполнена с требованием технологии, необходимой при изготовлении физической модели.

На рис. 7*a* показаны профили возмущенных давлений, измеренных в эксперименте, и результаты численных решений задачи сверхзвукового обтекания геометрической модели. Следует отметить, что в целом экспериментальные и численные данные хорошо согласуются в части профиля, содержащей волны сжатия. В части профиля, где формируется замыкающий скачок, результаты измерений и численные результаты значительно расходятся, что можно объяснить разницей удлинения кормовой части расчетной ($\lambda = 4$) и физической ($\lambda = 3$) моделей. С использованием профилей возмущенного давления,

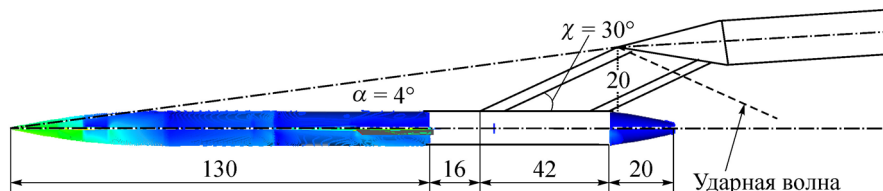


Рис. 6. Схема модификации модели.

Размеры приведены в мм.

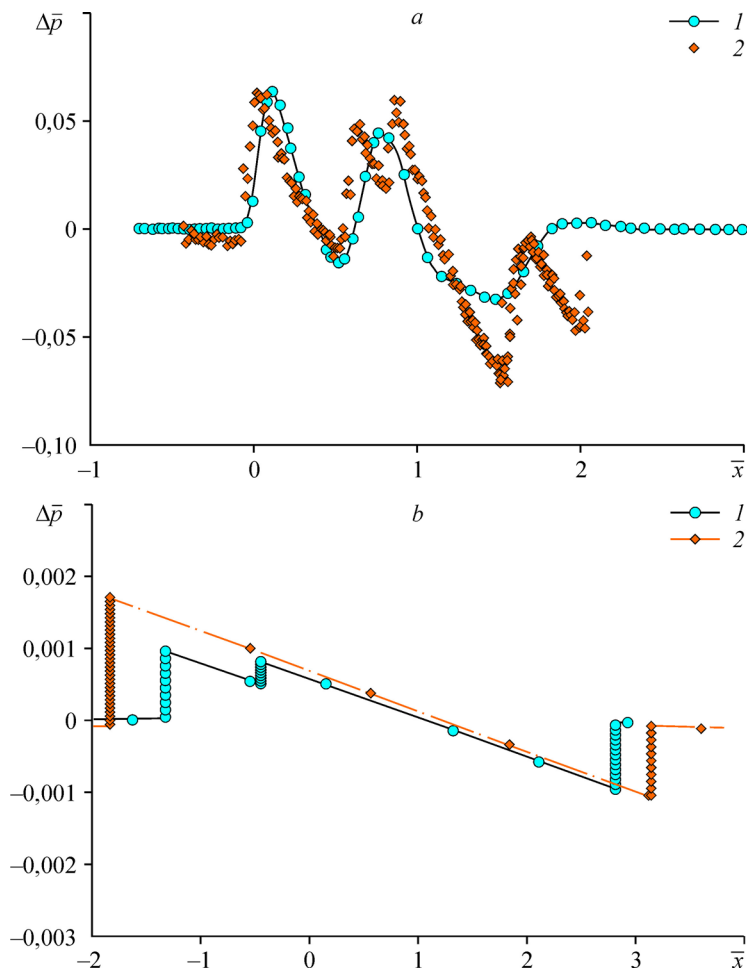


Рис. 7. Профили избыточного относительного давления на контрольной поверхности (а) и на удалении от источника возмущений $K = r/L_f$ (b).

1 — численный расчет, 2 — эксперимент;
 $L_f = 0,25$ м, $M_\infty = 2,04$, $K = 1,33$ (а), 450 (b).

полученных из результатов численных расчетов и измеренных в эксперименте, выполнен расчет распространения волны звукового удара на большие расстояния от источника возмущений (рис. 7b).

Следует отметить, что в процессе распространения профиля возмущенного давления, определенного в ближней зоне $K = r/L_f = 1,33$, происходит взаимодействие промежуточных скачков и их слияние, генерируемое элементами модели (крылья, гондола). Этот эффект при распространении измеренного профиля (2) на большое расстояние $K = r/L_f = 450$ сопровождается образованием N-волны звукового удара. При эволюции расчетного профиля (1) в случае его распространения с ближней зоны на расстояние $K = r/L_f = 450$ волна звукового удара содержит промежуточный скачок. Разница в профилях на рис. 7b связана с обработкой осциллирующего экспериментального профиля.

Заключение

Показано влияние подвески физической модели на измеренный профиль возмущенного давления (см. рис. 3). Сопоставление численных расчетов и результатов измерений

для подвески № 1 для модели показали удовлетворительное соответствие в части профиля, содержащей ударные волны, генерируемые носовой частью модели, а также передним и задним крыльями. В силу конструктивных особенностей сочленения модели с державкой в экспериментальном профиле избыточного давления замыкающая ударная волна и спутный след, присутствующие в результатах численных расчетов, не моделировались. Установлено, что подвеска № 2 для модели не обеспечивает измерение полного профиля возмущенного давления. Подвеска № 3 для модели является перспективной, т.к. она обеспечивает измерения в эксперименте полного профиля возмущенного давления, включающего в себя волны разрежения и части спутного следа за кормовой частью модели.

Таким образом, получен оптимальный способ подвески модели в сверхзвуковых аэродинамических трубах, обеспечивающий качественное измерение возмущенного давления в окрестности модели.

Список литературы

1. **Фомин В.М., Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф.** Численное исследование влияния аэродинамической компоновки СПС на параметры, создаваемого им звукового удара // Вычислительные технологии. 2006. Т. 11, Ч. 2. Специальный выпуск. С. 64–74.
2. **Yoshikazu M., Takashi A., Toshiyuki I.** Numerical optimization of fuselage geometry to modify sonic-boom signature // J. Aircraft. 1999. Vol. 36, No. 4. P. 668–674.
3. **Волков В.Ф.** Влияние элементов компоновки модели сверхзвукового пассажирского самолета на параметры звукового удара // Инж.-физ. журн. 2017. Т. 90, № 2. С. 478–490.
4. **Whitham G.B.** The flow pattern of a supersonic projectile // Comm. Pure Appl. Math. 1952. Vol. 5, No. 3. P. 301–338.
5. **Харитонов А.М.** Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-313. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. Новосибирск: Изд. НГТУ, 2005. 220 с.
6. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика. М.: Физматлит, 1969. 824 с.
7. **Волков В.Ф., Киселёва Т.А., Чиркашенко В.Ф.** Численные и экспериментальные исследования возмущенных давлений в окрестности тандемной компоновки // Инж.-физ. журн. 2018. Т. 91, № 4. С. 1170–1180.
8. **Carlson H.W.** An investigation of some aspects of the sonic boom by means of wind tunnel measurements of pressure about several bodies at a mach number of 2.01. NASA TND-161. Dec. 1959.

*Статья поступила в редакцию 1 июля 2019 г.,
после доработки — 1 июля 2019 г.,
принята к публикации 6 ноября 2019 г.*