

М. П. Голубев^{1,2}, **А. С. Шмаков**²

¹ *Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

² *Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

emaxya@yandex.ru, shmakov@itam.nsc.ru

О ПРИМЕНЕНИИ УПРУГИХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ РЕГИСТРАЦИИ ПОЛЯ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ МОДЕЛИ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ РЕЖИМЕ ОБТЕКАНИЯ *

Представлены результаты апробации панорамного интерференционного метода регистрации полей давления на основе упругих покрытий (датчиков) для получения распределения давления на поверхности плоской пластины с острой передней кромкой. Эксперименты выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе при числе Маха $M = 4$. Показано, что чувствительности слоя и его быстродействия достаточно для регистрации пульсаций давления на фоне стоячих и бегущих поверхностных волн в датчике. Продемонстрировано, что, применяя регистрацию изображений с высокой частотой, можно на картинах визуализации отделить высокоскоростные возмущения, распространяющиеся в пограничном слое, от низкоскоростных поверхностных волн.

Ключевые слова: поле давления, сверхзвуковой поток, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Регистрация полей давления на поверхности тел, обтекаемых потоком газа, имеет большое значение, как для фундаментальных, так и для прикладных аэродинамических исследований. В течение ряда лет идут попытки использования упругих покрытий (датчиков), нанесенных на поверхность исследуемой модели, для получения данных о распределении давления [1–3]. Вследствие применения низко модульных материалов, из которых изготавливается датчик, использование данного подхода для исследования сверхзвуковых течений сталкивается с существенными трудностями, связанными с возникновением бегущих и стоячих поверхностных и внутренних волн, возникающих

вследствие прохождения в него звуковых колебаний и генерируемых неоднородностями потока. Использование интерференционного подхода для регистрации деформаций датчика позволяет существенно повысить точность и, следовательно, снизить требования к малости модуля упругости. Целью данной работы являлось апробирование панорамного интерференционного метода для получения данных о пульсациях давления на поверхности аэродинамической модели при сверхзвуковом режиме обтекания.

Физические основы метода

Чувствительный слой *1* отливается на отражающей подложке *2* (рис. 1) таким образом, что его поверхности обладают качест-

* Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (грант № 14-01-31382).

вом, близким к интерференционному. Данный слой, который может быть рассмотрен как датчик, освещается пучком когерентного излучения [3]. В отраженном от поверхностей упругого слоя свете возникает интерференционная картина. Значение интенсивности на изображении может быть описано следующим соотношением [4]:

$$I(x, y) = I_1 + I_2 + 2\sqrt{I_1 I_2} \cos 2\pi N(x, y), \quad (1)$$

где I_1, I_2 – интенсивности, создаваемые соответствующими отраженными волнами, а $N(x, y)$ – распределение номера интерференционных полос, который пропорционален разности фаз между отраженными волнами. При изменении давления на внешней поверхности разность фаз изменяется, так как она непосредственно связана с локальной толщиной датчика и распределением коэффициента преломления по его глубине.

На интерферограмме происходит сдвиг интерференционных полос, расшифровка которого ведется вручную с точностью до 0,1 полосы и, в случае необходимости, высокоточным методом, позволяющим получить величины до 10^{-3} и менее [4]. Когда интерес представляет качественная картина распределения давления, используется визуализация сдвига полос, получаемая вычитанием изображений вида (1). При этом интенсивность итогового изображения содержит огибающую $\sin(\pi\Delta N)$, визуализирующую целые и полуцелые значения сдвига полос наподобие изолиний высоты на топографических картах. Данные интерференционные

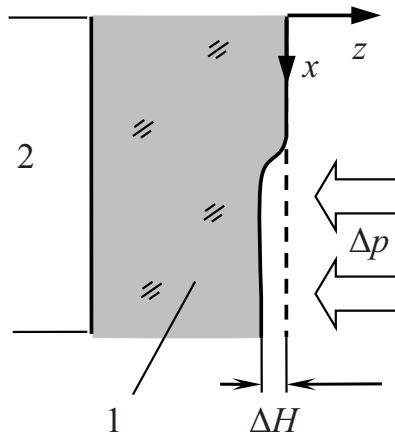


Рис. 1. Схема, поясняющая принцип работы метода

методы относятся к типу дифференциальных и позволяют получать изменение регистрируемого параметра из двух интерферограмм снятых в два разных момента времени [4].

Величина ΔN связана с изменением параметров слоя соотношением [5]

$$\Delta N(x, y) = \frac{1}{\lambda} \left(2n_0 \Delta H(x, y) - 2 \int_0^H \Delta n(x, y, z) dz \right), \quad (2)$$

где H – толщина упругого слоя, n – коэффициент преломления. Для изотропных материалов, использовавшихся для изготовления покрытий, зависимость коэффициента преломления n от плотности ρ с хорошей точностью описывается формулой Лоренц – Лорентца [6]:

$$\frac{n^2 - 1}{n^2 + 2} = k\rho,$$

где k – некоторый коэффициент, зависящий от свойств используемого материала. Откуда после дифференцирования находится связь:

$$\Delta n = - \frac{(n^2 - 1)(n^2 + 2)}{6n} \frac{\Delta V}{V}. \quad (3)$$

Таким образом, задача о нахождении сдвига полос сведена к нахождению компонент вектора перемещений (u_x, u_y, u_z) в задаче теории упругости [7]:

$$\Delta H(x, y) = u_z(x, y, 0),$$

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z}.$$

Для ее решения задаются граничные условия вида [7]:

$$\begin{aligned} P(x, y) &= P_0 \cos kx, \\ F(x, y) &= F_0 \sin kx, \end{aligned} \quad (4)$$

где P – нормальное давление, F – поверхностное трение. Кроме того, принимаются следующие предположения [7].

1. Деформации считаются малыми, в (3) полагается $n = n_0$.

2. Объемные силы (гравитация) не учитываются.

3. Перемещения на нижней границе равны нулю.

4. Граничные условия на верхней поверхности деформированного слоя сносятся на границу недеформированного слоя, т. е. на $z = 0$.

5. Продольные размеры слоя (L_x и L_y) много больше его толщины, т. е. $L_x \gg H$ и $L_y \gg H$.

Для принятых допущений уравнения равновесия могут быть записаны как

$$(1 - 2\sigma)\Delta u + \text{grad div } u = 0, \quad (5)$$

а силы входят лишь посредством граничных условий. Более последовательное решение задачи с переходом в Фурье-пространство изложено в [7]. В данной работе, поскольку внешняя нагрузка вида (4), решение уравнения (5) ищется в виде

$$u_z = c(z)\cos kx, \quad u_x = d(z)\sin kx, \quad (6)$$

где амплитуды перемещений, являются функцией координаты z и содержат 8 неизвестных констант:

$$\begin{aligned} c(z) &= c_1 e^{kz} + c_2 z e^{kz} + c_3 e^{-kz} + c_4 z e^{-kz}; \\ d(z) &= d_1 e^{kz} + d_2 z e^{kz} + d_3 e^{-kz} + d_4 z e^{-kz}. \end{aligned} \quad (7)$$

Уравнения (5) при подстановке в них (6) и (7) дают 8 уравнений на коэффициенты c_i , d_i только 4 из которых независимы. Еще 4 уравнения, для нахождения констант берутся из граничных условий:

$$\begin{aligned} \sigma_{zz} |_{z=0} &= P(x); \quad \sigma_{xz} |_{z=0} = F(x); \\ u_z |_{z=H} &= 0; \quad u_x |_{z=H} = 0, \end{aligned}$$

где σ_{zz} и σ_{xz} нормальное и касательное напряжения, которые выражаются через тензор деформаций u_{ik} по закону Гука:

$$\begin{aligned} \sigma_{ik} &= \frac{\sigma \cdot E}{(1 + \sigma)(1 - 2\sigma)} u_{ij} \delta_{ik} + \frac{2E}{(1 + \sigma)} u_{ik}, \\ u_{ik} &= \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \right), \end{aligned}$$

где, σ и E – коэффициент Пуассона и модуль Юнга соответственно. Индексы i, k принимают значения x, z , а под x_x, x_z подразумеваются сами переменные x, z .

Решение показывает, что коэффициенты c_i, d_i состоят из двух слагаемых, пропорциональных P_0 и F_0 . Поскольку зачастую в рассматриваемых аэродинамических задачах характерное отношение P_0/F_0 порядка 10^3 , слагаемыми, связанными с касательными поверхностными нагрузками, можно пренебречь. Искомые коэффициенты, являющиеся функциями от k и толщины датчика H , приведены ниже:

$$\begin{aligned} A(k, H) &= -\frac{2E}{1 + \sigma} \times \\ &\times \left[2(kH)^2 + 8(1 - \sigma)^2 + (3 - 4\sigma)(\cosh(2kH) - 1) \right], \end{aligned}$$

$$c_{1P} = 2P_0 \frac{(kH)^2 + (1 - \sigma) \left[(3 - 4\sigma)(1 + e^{-2kH}) + 2kH \right]}{k A(k, H)},$$

$$c_{2P} = P_0 \frac{1 + 2kH + (3 - 4\sigma)e^{-2kH}}{A(k, H)},$$

$$c_{3P} = -2P_0 \frac{(kH)^2 + (1 - \sigma) \left[(3 - 4\sigma)(1 + e^{2kH}) - 2kH \right]}{k A(k, H)},$$

$$c_{4P} = P_0 \frac{1 - 2kH + (3 - 4\sigma)e^{2kH}}{A(k, H)},$$

$$\begin{aligned} d_{1P} &= \\ &= P_0 \frac{2(kH)^2 + (2\sigma - 1) \left[2kH - (3 - 4\sigma)(1 - e^{-2kH}) \right]}{k A(k, H)}, \end{aligned}$$

$$d_{2P} = -P_0 \frac{1 + 2kH + (3 - 4\sigma)e^{-2kH}}{A(k, H)},$$

$$\begin{aligned} d_{3P} &= \\ &= P_0 \frac{2(kH)^2 - (2\sigma - 1) \left[2kH + (3 - 4\sigma)(1 - e^{2kH}) \right]}{k A(k, H)}, \end{aligned}$$

$$d_{4P} = -P_0 \frac{1 - 2kH + (3 - 4\sigma)e^{2kH}}{A(k, H)}.$$

Подставляя найденные коэффициенты в соотношения (2), будем иметь

$$\Delta N(x) = K_H(k) \cos kx,$$

$$\begin{aligned} K_H(k) &= 2 \frac{n_0}{\lambda} (c_1 + c_3) + \\ &+ 2 \frac{a}{\lambda} \left((e^{kH} - 1) \left(c_1 + d_1 + \frac{c_2}{k} \right) - \right. \\ &\left. - (e^{-kH} - 1) \left(d_3 - c_3 + \frac{c_4}{k} \right) \right), \end{aligned} \quad (8)$$

где $a = (n_0^2 + 2)(n_0^2 - 1)/(6n_0)$ – коэффициент, связывающий изменение показателя преломления с напряжениями. Функция $K_H(k)$ задает спектральную чувствительность слоя к нагрузке вида (4).

Из полученных соотношений видно, что связь сдвига полос $\Delta N(x, y)$ с распределением изменения давления $\Delta p(x, y)$ не локальна. Иначе говоря, изменение величины давления в одной точке приводит к возникновению сдвига полос в другой точке вследствие выдавливания материала из-под области воздействия в соседние точки. Упругий слой играет роль пространственно-частотного фильтра с некоторым интегральным оператором P : $\Delta N(x, y) = P[\Delta p(x, y)]$. Вид данного оператора можно определить через найден-

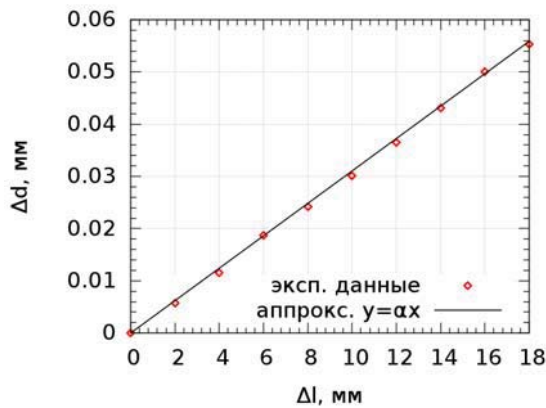


Рис. 2. Изменение диаметра образца в зависимости от его продольного растяжения

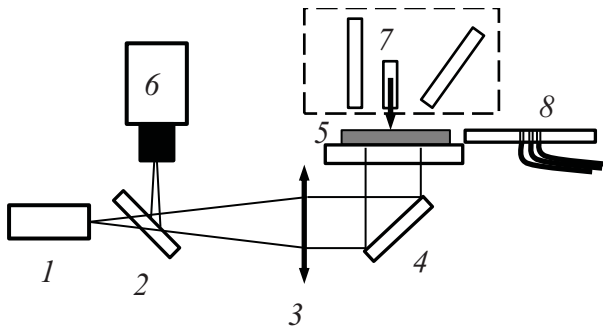


Рис. 3. Схема измерительно-калибровочного стенда

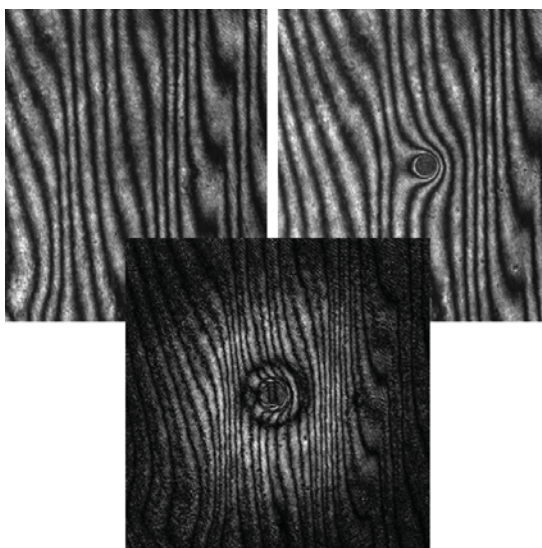


Рис. 4. Интерферограммы для точечной нагрузки: базовые полосы (слева), приложенная нагрузка (справа) и визуализация сдвига (центр)

ную его передаточную функцию K_H и разложение функции $\Delta p(x, y)$ в спектр по пространственным частотам

$$\Delta N(x, y) = \mathcal{F}^{-1}\{\mathcal{F}[\Delta p(x, y)](\xi, \eta) \cdot K_H(\xi, \eta)\}(x, y)$$

где \mathcal{F} , \mathcal{F}^{-1} – операторы прямого и обратного преобразования Фурье. В ходе экспериментов регистрируется $\Delta N(x, y)$, поэтому для получения давления необходимо знать вид обратного оператора \mathcal{P}^{-1} , который выражается также через K_H :

$$\Delta p(x, y) = \mathcal{F}^{-1}\{\mathcal{F}[\Delta N(x, y)](\xi, \eta)/K_H(\xi, \eta)\}(x, y).$$

В ряде случаев, для оценки величины давления можно полагать, что $K_H = \text{const}$, однако для получения более точных данных функция K_H должна быть известна.

В работе применялся прозрачный низкомолекулярный синтетический каучук (типа СКТН), точный химический состав и марка которого не известны. Его использование обусловлено высокими эксплуатационными и технологическими свойствами, что необходимо для изготовления чувствительного слоя с поверхностями хорошего оптического качества, позволяющими получать в отраженном свете интерференционную картину. Для этого материала значения коэффициента Пуассона и модуля Юнга определялись экспериментально.

Одновременно с используемыми датчиками из того же материала был отлит жгут длиной 930 мм и диаметром 6 мм. Для стабилизации механических свойств все образцы перед измерениями выдержаны в течение 45 суток. Измерение коэффициента Пуассона проводилось следующим образом. Концы образца были вклеены в держатели, перемещаемые микроподвижками с точностью 10 мкм. В процессе экспериментов жгут был подвешен вертикально и растягивался в разные стороны на одинаковую величину. Изображения остающегося неподвижно центра жгута регистрировались технической телекамерой с длиннофокусным объективом, имеющим большое увеличение. Методом корреляционного анализа по полученным изображениям определялось изменение диаметра образца в средней точке в зависимости от его продольного растяжения (рис. 2). По наклону графика, был определен коэффициент Пуассона, который составил $\sigma = 0,49 \pm 0,007$. Для измерения модуля Юнга

был проведен эксперимент, в котором определялось относительное удлинение в зависимости от веса подвешенного груза. Было получено, что $E = (1,68 \pm 0,12) \cdot 10^6$. Полученное значение σ , близкое к 0,5, позволяет рассматривать используемый материал как несжимаемый, пренебрегая упругооптическими эффектами, полагая в (2) $\Delta n = 0$. Таким образом, для датчиков, изготовленных и использованием данного материала, сдвиг полос с хорошей точностью определяется локальным изменением толщины $\Delta N(x, y)$.

Для изучения влияния конечности размеров датчика численными методами проведены расчеты деформации датчика размерами $100 \times 100 \times 4$ мм под действием точечной нагрузки. Решались линейные уравнения теории упругости на тетраэдрической сетке с переменным шагом и параметрами материала, определенными экспериментально. Из решения получены величины перемещений поверхности и напряжений.

Экспериментальное определение передаточной функции

Экспериментальное определение передаточной функции выполнялось на специальном стенде, оптический блок которого представляет собой аналог стандартной оптической схемы регистрации интерферограмм в отраженном свете [3] со светоделителем (рис. 3): 1 – лазер (532 нм), 2 – светоделитель, 3 – коллиматор, 4 – поворотное настроечное зеркало, 5 – датчик на прозрачной подложке, 6 – ПЗС камера. Механический блок 7 содержит объекты, создающие воздействие с определенными поверхностными нагрузками: тонкий игловидный стержень, наклонные и ортогональные дозвуковые струи различных диаметров. Заподлицо с поверхностью слоя установлена пластина 8 с пневмометрическими отверстиями. Поверхности 5 и 8 размещены на подвижном столике и могут при необходимости быстро перемещаться под механический блок.

В экспериментах к упругому слою прикладывается известное распределение давления $\Delta p(x, y)$ и регистрируется поле сдвига полос $\Delta N(x, y)$. Далее функция K_H определяется из соотношения:

$$K_H = \mathcal{F}[\Delta N] / \mathcal{F}[\Delta p]. \quad (9)$$

Как видно из (9), в интересующем пространственно-частотном диапазоне спектр прикладываемой нагрузки Δp должен быть достаточно широк и отличен от нуля для надежного определения значений функции K_H . Для выполнения этого условия получение передаточной функции происходило в два этапа.

На первом этапе поверхностная нагрузка Δp являлась квазиточечной и задавалась давлением стержня диаметром 40 мкм. Для нескольких различных величин давления были произведены расшифровки интерферограмм (рис. 4), получены распределения сдвигов полос. В предположении линейности датчика полученные данные сшиты в единое распределение (рис. 5). Вследствие того что абсолютные величины прикладываемого усилия не известны, полученная по соотношению (9) передаточная функция нормировалась на максимальное значение.

Для определения абсолютной величины передаточной функции на втором этапе в качестве поверхностной нагрузки применялась ортогонально падающая дозвуковая струя, выдуваемая из трубки круглого сечения. Для этого использовался компрессор малого давления (1–7 атм.), нагнетавший воздух в диффузор объемом 50 л. Выходной штуцер и все последующие стыки в воздуховодной трассе имели сглаженные переходы по диаметрам (для минимизации отрывных явлений на всем пути от диффузора до выходного отверстия). Финальный отрезок трассы представлял собой трубку с внутренним диаметром $d = 4$ мм и длиной $l = 150 \cdot d$. Для измерения давления исполь-

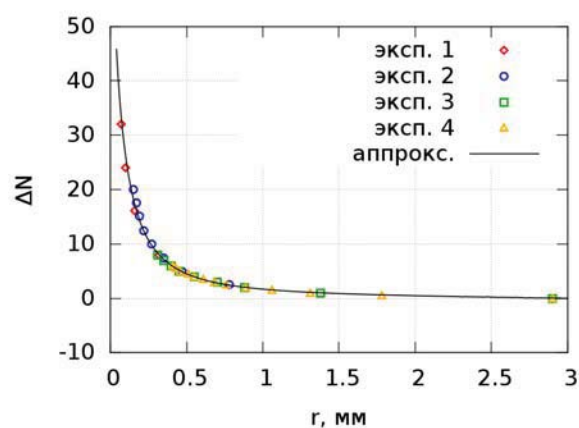


Рис. 5. Радиальное распределение сдвига полос в интерференционной картине от точечной нагрузки на упругий слой

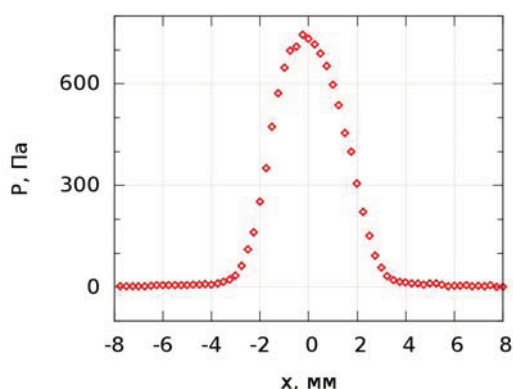


Рис. 6. Распределение давления на поверхности, создаваемое ортогонально падающей дозвуковой струей

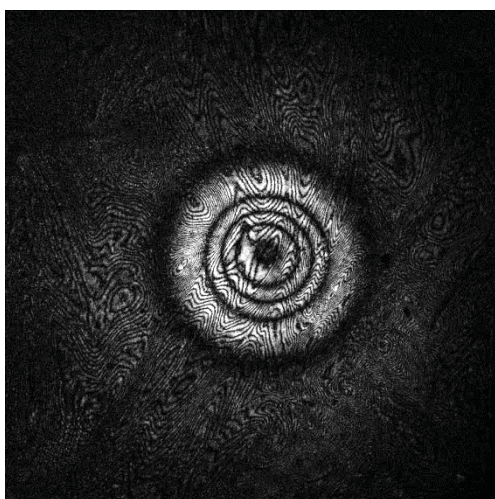


Рис. 7. Сдвиг полос, создаваемый ортогонально падающей струей

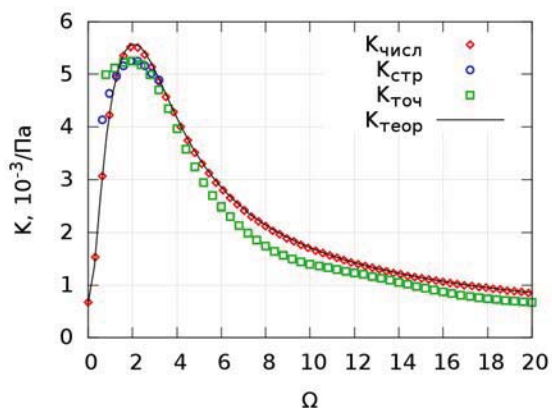


Рис. 8. Передаточные функции K в зависимости от безразмерной пространственной частоты $\Omega = kH$, полученные: $K_{\text{числ}}$ – численным расчетом, $K_{\text{стр}}$ – в экспериментах со струей, $K_{\text{точ}}$ – с точечной нагрузкой, $K_{\text{теор}}$ – из теории

зовались дифференциальные датчики Honeywell HSCSHHN001PDAA5 с рабочим диапазоном ± 6 кПа. Точность измерения составила 30 Па. В качестве опорного давления использовалось атмосферное. Пневмометрические отверстия имели диаметр 0,5 мм, глубину до входного штуцера 1,5 мм и располагались вдоль одной линии на расстоянии 2 мм друг от друга. Пневмометрическая пластина была установлена на микроподвижке с точностью микровинта 10 мкм и при проведении измерений перемещалась с шагом 0,25 мм семь раз для получения данных в промежуточных точках. Полученные данные объединялись в единое распределение (рис. 6).

Без изменения режима истечения на место пневмометрической поверхности устанавливался оптический датчик давления, с помощью которого регистрировались интерферограммы (рис. 7). Распределение давления струи имеет узкий пространственный спектр. По этой причине ее размер подобран так, чтобы ширина спектра была достаточна для определения значения в максимуме.

Результаты определения всех передаточных функций представлены на рис. 8. Из сравнения кривых $K_{\text{числ}}$ и $K_{\text{теор}}$ видно, что соотношение (9) хорошо описывает данные численного расчета для датчика размерами 100×100 мм. Кривая $K_{\text{точ}}$, полученная из нормированной экспериментальной функции умножением на значение в максимуме кривой $K_{\text{стр}}$, удовлетворительно совпадает с теоретическими и численными данными.

Оценка временных характеристик датчика

Для измерения собственных частот колебаний поверхности датчика, а также скорости распространения поверхностных волн использован калибровочный стенд (см. рис. 3). В процессе эксперимента исследуется пространственно-временной отклик слоя на квазиступенчатое исчезновение давления. В качестве объекта, создающего данный вид нагрузки, выбраны одиночные частицы гидроксида кремния размерами 0,2–1 мм, падающие на поверхность упругого слоя и отскакивающие от нее после полной остановки. В зависимости от массы частицы и высоты падения достигается различная

величина начального сжатия. Интерферограммы регистрируются скоростной видеокамерой с частотой кадров 40 кГц (разница между кадрами $25 \pm 0,1$ мкс). Из полученных данных видно, что длительность контакта частицы с поверхностью не превышает 25 мкс. На рис. 9 представлена визуализация распространения поверхностной волны от падающей частицы. Достаточно четко наблюдается фронт волнового пакета. По его перемещению (рис. 10) на последовательных изображениях измеряется скорость распространения. Поскольку датчик имеет конечные размеры, то через некоторое время волновой фронт достигает его края (находится вне поля изображения) и отражается, возвращаясь в точку воздействия. Вторым способом средняя скорость распространения поверхностных волн определяется измерением данного времени и расстояния до края датчика. Полученные значения $C_1 = 20$ м/с и $C_2 = 35$ м/с задают диапазон скоростей поверхностных волн.

Интерференционные полосы в точке воздействия в момент отскока частицы, имеют шаг меньше пикселя и не разрешаются, по этой причине начальное изменение толщины определить не получается. Его величина оценивается значением снизу на ближайшем кадре, где удастся получить разрешенные полосы. На текущем кадре $\Delta H(0)$ через 25 мкс после отскока составляет 2 мкм. Расшифровка последующих интерферограмм показывает, что еще через 75 мкс, амплитуда пульсаций поверхности составляет 0,3 мкм. Таким образом, за 50 мкс амплитуда пульсаций падает не менее чем в 7 раз. Данное время принимается как оценочное время затухания высокочастотных осцилляций поверхности и фактически является временем уноса основной энергии возмущений волновым пакетом.

После удаления волнового пакета на достаточно большое расстояние оценивается время затухания низкочастотных колебаний поверхности в точке воздействия. Для этого по интерферограммам определяется временная зависимость смещения поверхности датчика относительно невозмущенного состояния (рис. 11). По пикам графика строится огибающая типа $A \exp(-t/\tau)$, где A – некоторая постоянная, а время τ , равное 380 мкс, принимается за время затухания.

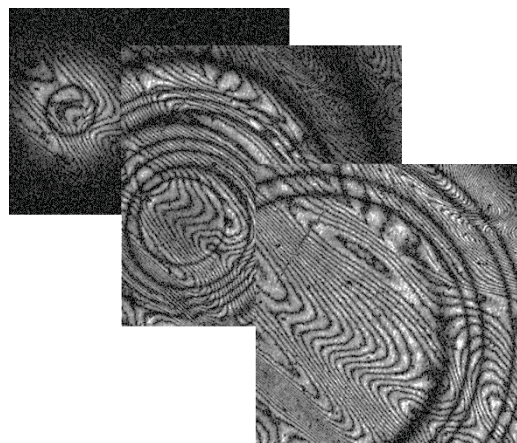


Рис. 9. Визуализация распространения поверхностной волны

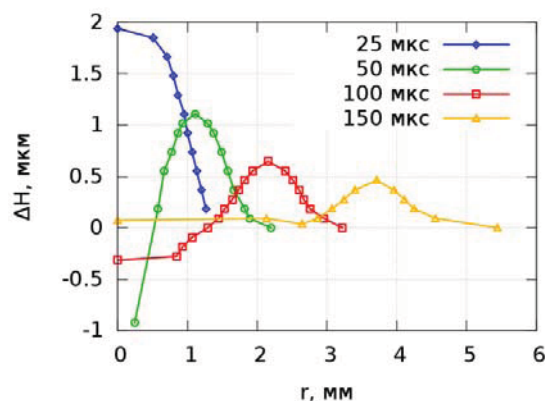


Рис. 10. Изменение толщины возмущенной поверхности в разные моменты времени

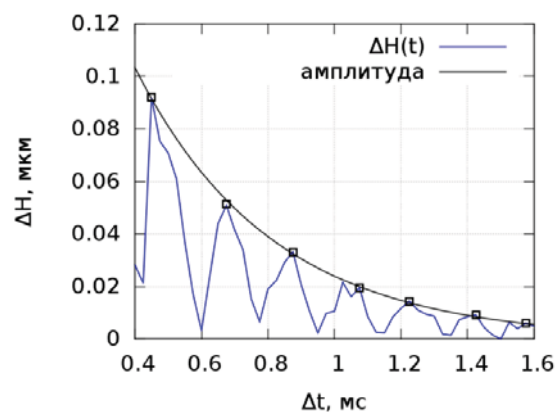


Рис. 11. Зависимость абсолютного значения изменения толщины датчика в точке воздействия от времени

Эксперименты на тестовой модели

Работа сверхзвуковой установки сопровождается мощными акустическими воздей-

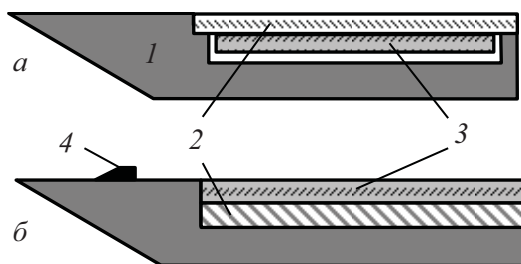


Рис. 12. Конфигурации тестовой модели

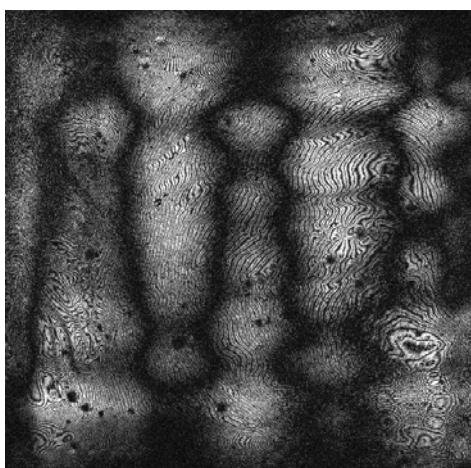


Рис. 13. Визуализация стоячей волны в датчике

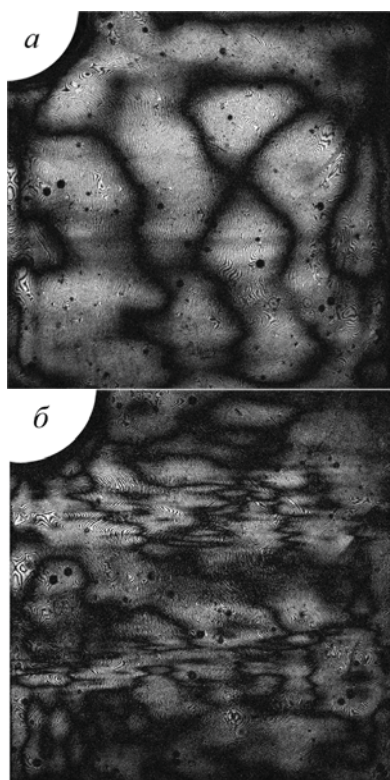


Рис. 14. Визуализация бегущей волны (а) и пульсаций давления в следе за двумя турбулизаторами (б)

ствиями и вибрациями ее конструкции и узлов. По этой причине для исследования влияния звуковых колебаний, проходящих в тело датчика, использовалась тестовая модель, представлявшая собой плоскую пластину размерами $70 \times 100 \times 15$ мм с острой передней кромкой. Первая конфигурация модели исполнена таким образом, чтобы изолировать чувствительную поверхность датчика от влияния аэродинамического потока. Прозрачная подложка, позволяющая заводить зондирующее излучение, имела размеры на 5 мм больше, чем чувствительный упругий слой (рис. 12, а), и опиралась на уступ углубления в теле модели, идущий по всему ее периметру. Датчик был закреплен в теле модели чувствительным слоем внутрь. Для выравнивания давлений в полости и набегающем потоке в уступе было проделано отверстие диаметром 0,5 мм. Эксперименты выполнялись в сверхзвуковой малошумной аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН с размерами рабочей части 200×200 мм при числе маха набегающего потока $M = 4$, нулевом угле атаки и числе Рейнольдса $Re = 12 \cdot 10^6$. Было выявлено, что в датчике возникает стоячая волна, амплитуда которой составляет до 0,5 интерференционной полосы, длина волны 13 мм (рис. 13).

Визуализация полей давления на поверхности модели

Вторая конфигурация тестовой модели имела датчик, расположенный чувствительным слоем в сторону потока (рис. 12, б), и была применена для измерения амплитуды стоячих и бегущих поверхностных волн. Часть поверхности пластины выбрана фрезерным станком по всей ширине, что позволяло вмонтировать датчик заподлицо с поверхностью. В экспериментах получено, что на всех режимах обтекания в датчике имеется суперпозиция бегущих поверхностных и стоячей волн, амплитуда которых может достигать 0,5 полосы (0,18 мкм). Скорость волны составила 32 м/с. Установка на расстоянии 20 мм от передней кромки двух турбулизаторов в форме прямоугольной трапеции размерами $2 \times 4 \times 1,5$ мм показала (рис. 14), что на фоне бегущих поверхностных волн регистрируются пульсации давления в виде двух следов, состоящих из продольных структур с характерным продольным масштабом 7 мм.

В качестве основной рабочей модели была выбрана плоская пластина $100 \times 200 \times 15$ мм с острой передней кромкой, на расстоянии 50 мм от которой сделана выемка для размещения панорамного датчика давления (рис. 15). Датчик имел размеры $50 \times 100 \times 4$ мм, был изготовлен отдельно на отражающей плоской пластине-подложке и смонтирован заподлицо с поверхностью пластины. Центр датчика отстоял от передней кромки пластины на 100 мм, т. е. находился в зоне предполагаемого ламинарно-турбулентного перехода. На данной модели переход для $M = 4$ происходит при единичном числе Рейнольдса Re_1 в диапазоне от $1,2 \cdot 10^6$ до $1,3 \cdot 10^6$.

Эксперименты проведены при числе маха набегающего потока $M = 4$, нулевом угле атаки и числе Рейнольдса $Re = 12 \cdot 10^6$. Рис. 16 демонстрирует сравнение сдвига полос для случая свободной поверхности (сверху) и поверхности с турбулизатором (снизу), наклеенным на расстоянии 10 мм от передней кромки. Турбулизатор представлял собой полоску наждачной бумаги шириной 10 мм, размером зерна 50 мкм. На низкочастотные пульсации поверхности наложены высокочастотные пульсации давления потока в зоне ламинарно-турбулентного перехода, начиная с 90 мм, которые на визуализации выглядят как продольные структуры амплитудой до 0,5 полосы, хаотизирующие картину (ср. рис. 14, а) изолиний и увеличивающие амплитуду собственных осцилляций поверхности вниз по потоку. В случае с турбулизатором видно, что пульсации давления той же амплитуды (0,5 полосы) проявляются, начиная уже с 60 мм от передней кромки.

Поскольку скорость возмущений в потоке более чем на порядок выше скорости поверхностных волн, то сдвиг полос во времени, связанный с осцилляциями поверхности, происходит в кратное число раз медленнее. При скоростной съемке с частотой кадров 79 кГц высокоскоростные возмущения потока на визуализации отделяются от осцилляций датчика. На рис. 17 показана серия интерферограмм, демонстрирующая движение неоднородностей.

Вследствие того, что с повышением частоты падает разрешение телекамеры, интерферограммы регистрируются кусочно, с последующим сшиванием изображений по хаотически нанесенным на поверхность

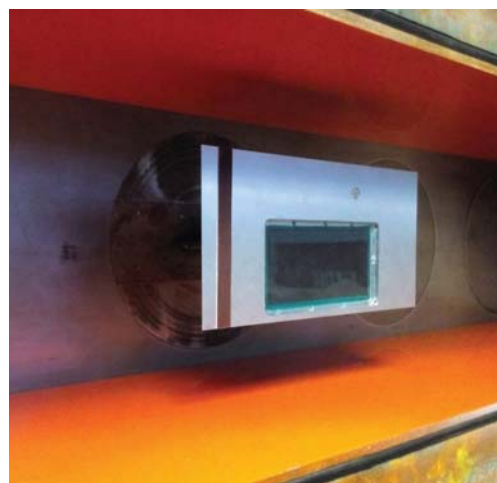


Рис. 15. Модель (с турбулизатором), установленная в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы Т-325 ИТПМ СО РАН

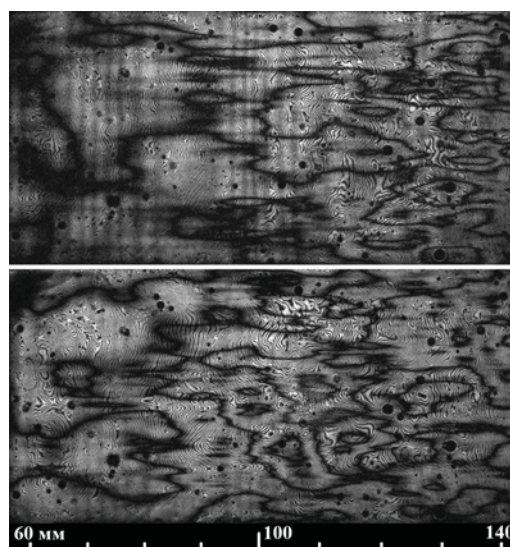


Рис. 16. Визуализация изолиний сдвига полос для случая свободной поверхности (сверху) и поверхности с турбулизатором (снизу)

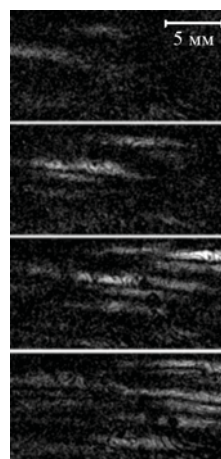


Рис. 17. Визуализация распространения неоднородности во времени. Время между кадрами 12,7 мкс

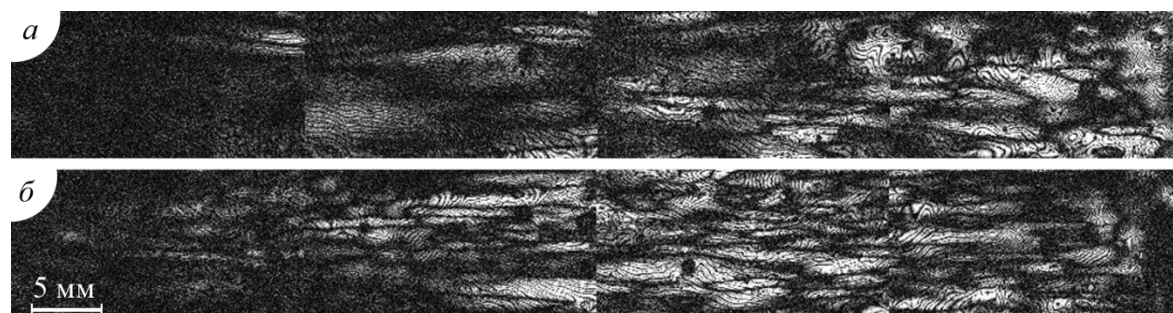


Рис. 18. Нарастание амплитуды высокочастотных неоднородностей вниз по потоку: *а* – свободная поверхность, *б* – с наклеенным турбулизатором

датчика маркерам. Как видно из рис. 18, *а*, вниз по потоку происходит постепенное увеличение амплитуды возмущений. По 50 изображениям в координате $x = 100$ мм определены средний сдвиг полос, создаваемый возмущениями, и средний поперечный размер неоднородностей. Их значения составили $\Delta N_{\text{ср}} = 0,06$ и $\delta_y = 1,8$ мм (соответствует частоте $\Omega = 2,2$). Используя значение передаточной функции, по рис. 8 оценивается величина пульсаций давления $\Delta p_{\text{ср}} = \Delta N_{\text{ср}} / K_{\text{теор}}(2,2) = 11,5$ Па. При данном числе Рейнольдса статическое давление составляло $P_{\text{стат}} = 160$ Па, что для величины пульсаций $p' \approx 0,1 \cdot P_{\text{стат}}$ в зоне ламинарно-турбулентного перехода дает значение 16 Па. При наличии турбулизатора (рис. 18, *б*) возмущения имеют более высокую пространственную частоту, что также визуализируется датчиком.

Заключение

Выполненные калибровочные и тестовые эксперименты показывают, что чувствительности и быстродействия применяемых упругих слоев достаточно для применения метода для регистрации / визуализации полей давления. Проведенные тестовые эксперименты подтвердили, что на фоне распространяющихся поверхностных волн визуализируются пульсации давления на поверхности модели. Тем не менее их идентификация существенно затруднена собственными колебаниями поверхности датчика. Использование быстродействующих телекамер позволяет отсеять медленно распространяющиеся поверхностные волны и выделить высокоскоростную часть пульсаций давления, однако вместе с

тем частично искажает их регистрируемое распределение.

Список литературы

1. *Fonov S. D., Goss L. P., Joneset E. G. et al.* Identification of Pressure Measurement Systems based on Surface Stress Sensitive Films and Pressure Sensitive Paints // ICIASF'05 Records / IEEE Catalog Number: 05CH37670C, 2005. P. 123–127.
2. *Hamner M. P.* Developing new nanomaterials for use as pressure-sensitive coatings // Meas. Sci. Technol. 2008. Vol. 19.
3. *Golubev M. P., Pavlov A. A.* Use of Global Heat Flux (GHF) and Surface Pressure (GISP) Interferometry in Aerodynamics // 14th International Symposium on Flow Visualization ISFV 14. [ISFV14-5D-5], 2010. Korea.
4. *Бойко В. М., Оришич А. М., Павлов А. А., Пикалов В. В.* Методы оптической диагностики в аэрофизическом эксперименте. Новосибирск, 2009. 450 с.
5. *Абен Х. К.* Интегральная фотоупругость. Таллин: Валгус, 1975. 18 с.
6. *Аскадский А. А., Матвеев Ю. И.* Химическое строение и физические свойства полимеров. М.: Химия, 1983. 248 с.
7. *Горишков А. Г., Старовойтов Э. И., Тарлаковский Д. В.* Теория упругости и пластичности: Учеб. для вузов. М.: Физматлит, 2002. 414 с.

M. P. Golubev^{1,2}, **A. S. Shmakov**²

¹ *Novosibirsk State University*

2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

² *S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, SB RAS*

4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

emaxya@yandex.ru, shmakov@itam.nsc.ru

APPLICATION OF ELASTIC LAYERS TO REGISTER PRESSURE FIELD ON THE MODEL SURFACE IN SUPERSONIC FLOW

The work presents the results of application of panoramic interferential technique which is based on elastic layers (sensors) usage to obtain pressure distribution on the flat plate having sharp leading edge. Experiments were done in supersonic wind tunnel at Mach number $M = 4$. Sensitivity and response time are shown to be enough to register pressure pulsation against standing and traveling sensor surface waves. Applying high-frequency image acquiring is demonstrated to make possible to distinguish at visualization images high-speed disturbances propagating in the boundary layer from low-speed surface waves.

Keywords: pressure fields, supersonic flow, laminar-turbulent transition.