

*Двенадцатая Международная научно-техническая конференция  
«Оптические методы исследования потоков»  
Москва, 25-28 июня 2013 г.*

УДК 533.6.071.3:535.37

В. Е. Мошаров

*Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского  
Россия, 140180, Жуковский Московской обл., ул. Жуковского, 1 E-mail: [mosh@progtech.ru](mailto:mosh@progtech.ru)*

## **ЛЮМИНЕСЦЕНТНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕЧЕНИЙ НА ПОВЕРХНОСТИ ТЕЛ**

### **АННОТАЦИЯ**

Рассматриваются методы измерения полей давления, температуры, теплоотдачи, напряжения трения и направления скорости на поверхности аэродинамических моделей на основе физических явлений люминесценции специальных покрытий, наносимых на исследуемую поверхность, и с использованием технологий цифровой регистрации и численного анализа изображений.

**ВИЗУАЛИЗАЦИЯ, ОПТИЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕНИЯ, ПРЕДЕЛЬНЫЕ ЛИНИИ ТОКА, ЛЮМИНЕСЦЕНТНЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ДАВЛЕНИЯ И ТЕМПЕРАТУРЫ, ЛПД, ЛПТ**

### **ВВЕДЕНИЕ**

Создание летательных аппаратов требует измерения распределенных сил (нормальных и касательных), а также тепловых потоков, действующих на поверхность летательного аппарата (его модели). Точечные датчики не могут решить данную задачу, если течение является трехмерным. Представляют интерес не только абсолютные измерения, но и относительные, позволяющие визуализировать структуру течения, выявить скачки уплотнения, падающие на поверхность, области отрыва потока и переход пограничного слоя.

В экспериментальной аэродинамике до сих пор применяются классические методы визуализации течений на поверхности: метод шелковинок, метод масляной пленки, термоиндикаторы плавления, сублимационный метод, каолин. Все эти методы были рассчитаны на визуальное восприятие и регистрацию на фотопленку. При этом интенсивность света не измеряется, т.к. делать это при помощи фотопленки не оперативно и, при невысокой точности, очень трудоемко.

Ситуация в корне поменялась с появлением матричных фотоприемников – CCD- и CMOS-матриц и с развитием компьютеров. Цифровые камеры с матричными фотоприемниками, кроме оперативного получения результата и возможности обработки изображения на компьютере, обладают двумя преимуществами перед фотопленкой. Это, во-первых, строгое позиционирование изображения на матрице и, во-вторых, точное измерение интенсивности света.

Строгое позиционирование породило множество методов измерения геометрии объектов, их движения и деформации. А в экспериментальной аэродинамике появилось два метода исследования полей потоков: фоновый шлирен-метод (Background oriented schlieren

(BOS) method) и метод измерения полей скорости потока по изображению частиц, известный как метод PIV (Particle Image Velocimetry).

Применение подходов метода PIV к течению масла на поверхности аэродинамической модели привело к появлению нового экспериментального метода, позволяющего реконструировать поверхностные линии тока.

Возможность точного измерения интенсивности света позволило использовать методы, в которых интенсивность света плавно связана с измеряемым параметром. Примером могут служить люминесцентные преобразователи давления (ЛПД) и температуры (ЛПТ) в отличие от термоиндикаторов плавления и жидких кристаллов, в которых покрытия меняют свои оптические свойства ступенчато при достижении определенной температуры.

Использование явления люминесценции в оптических методах по сравнению с рассеянием и отражением света обладает тем преимуществом, что благодаря спектральному сдвигу и временной задержке позволяет отстроиться от падающего (возбуждающего) света и, тем самым, повысить точность измерения света, несущего полезную информацию.

## **МЕТОД ПОВЕРХНОСТНОЙ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ТЕЧЕНИЙ ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ ЧАСТИЦ**

Одним из наиболее распространенных методов поверхностной визуализации является метод масляной пленки или, как вариант, метод масляных точек. Метод состоит в нанесении на поверхность модели слоя масла или капель масла, содержащего порошкообразный пигмент. Под маслом в данном случае понимается вязкая жидкость, в качестве которой наиболее часто используется моторное масло или смесь моторного масла с керосином, пигментом, как правило, служат сажа или люминесцирующие порошки. Под действием воздушного потока масло течет по поверхности модели, оставляя следы пигмента вдоль линий тока и накапливаясь в зонах отрыва потока. Использование масел различных цветов позволяет проследить перетекание масла с одной поверхности на другую. Люминесцентные пигменты позволяют увеличить контраст визуализируемой картины обтекания и исключить предварительную окраску поверхности модели в белый цвет.

Главным недостатком этого метода является то, что за один пуск можно исследовать только один режим обтекания модели. Это делает метод весьма трудоемким и дорогим в использовании. В идеале, масло должно начинать течь после установления исследуемого режима обтекания, и это иногда удается реализовать, в частности, когда температура поверхности модели сильно возрастает во время пуска и вязкость масла падает. Однако обычно масло начинает течь сразу при запуске трубы. Таким образом, вязкость масла должна быть достаточно большой, чтобы за время выхода на режим не было существенного смещения масла, а продолжительность пуска должна быть много больше времени запуска. За время пуска масло должно полностью стечь с исследуемой поверхности, чтобы остановка трубы не повлияла на картину визуализации.

Использование матричных камер и корреляционных методов обработки изображений привело к появлению нового экспериментального метода, позволяющего реконструировать поверхностные линии тока без существенного смещения пленки масла [1, 2].

Если в масло толщиной  $h$  добавить оптически контрастные частицы (на поверхность или в объем), то они будут двигаться вместе с маслом. За интервал времени  $\Delta t$  частица смещается на расстояние  $l$ , зависящее от глубины  $y$  ( $0 \leq y \leq h$ ) частицы в масляной пленке:

$$l = \frac{\tau y}{\mu} \Delta t, \quad (1)$$

где  $\tau$  – напряжение трения, а  $\mu$  – вязкость масла.

При исследуемом режиме течения через некоторый интервал времени  $\Delta t$  с помощью CCD- или CMOS-камеры регистрируется, как минимум, два изображения распределения

частиц на поверхности модели. Обработка таких парных изображений с использованием кросскорреляционного анализа, развитая в методе анемометрии изображений частиц (Particle Image Velocimetry (PIV)), позволяет определить векторы смещения частиц. Величина смещения частиц, согласно выражению (1), пропорциональна напряжению трения (с точностью до толщины слоя масла), а направление смещения частиц совпадает с направлением предельных линий тока. Зная направления векторов смещения частиц, можно реконструировать предельные линии тока, причем величина смещения для такой реконструкции не нужна. По величине смещения при известной толщине пленки масла можно рассчитать поле напряжения трения [3].

Алгоритм корреляционного анализа предполагает анализ небольшого окна изображений, при этом не рассматривается каждая отдельная частица, а анализируется окно изображения в целом. Число частиц на анализируемых участках должно быть небольшим, чтобы обеспечить модуляцию изображения. Для окна двух анализируемых изображений находится кросскорреляционная функция

$$M_{xy}(l, m) = \sum_{i=x-n}^{x+n} \sum_{j=y-n}^{y+n} [I_1(i, j) - I_1^a][I_2(i+l, j+m) - I_2^a], \quad (2)$$

где  $I_1$  и  $I_2$  – интенсивности сигнала на первом и втором изображениях;  $n$  – размер анализируемого окна изображения;  $x$  и  $y$  – начало координат анализируемого окна;  $l$  и  $m$  – смещение окна на втором изображении относительно первого;  $I^a$  – среднее значение интенсивности по соответствующему окну.

Данная кросскорреляционная функция имеет максимум, положение которого соответствует наиболее вероятному смещению анализируемого окна. Положение максимума уточняется путем аппроксимации кросскорреляционной функции в области максимума двумерной параболой. Точность определения максимума около 0.1 пиксела. Меняя начальные координаты анализируемого окна, находят матрицу смещений участков изображений исследуемой поверхности, отображающую полную картину поверхностного течения. Здесь приведен простейший алгоритм вычисления перемещения частиц. Существуют и более сложные алгоритмы, включающие адаптивное уменьшение размеров расчетного окна и даже его поворот и деформацию.

Частицы распределены по глубине пленки масла. Корреляционный анализ дает средний сдвиг частиц, который, так же как и сдвиг отдельной частицы, пропорционален величине напряжения трения  $\tau$ . Благодаря высокой точности определения смещения частиц корреляционным методом для визуализации течения достаточно сдвига частиц всего на несколько пикселей изображения. Перераспределение масла на исследуемой поверхности мало, поэтому масляная пленка может быть использована для исследования других режимов обтекания. Кроме того, поскольку оба изображения регистрируются при одинаковых параметрах течения, получаемые картины отображают смещение масляной пленки именно при этих параметрах и свободны от влияния предыстории течения, в том числе от режима запуска трубы.

Новый метод по аналогии с методом PIV получил название метода поверхностной визуализации течений по изображениям частиц (Particle Image Surface Flow Visualization (PISFV)).

Использование люминесцирующих частиц, например кристаллофосфоров, позволяет увеличить контраст изображения таких частиц и соответственно размер исследуемой поверхности. Увеличение размера модели при неизменном разрешении CCD- или CMOS-матрицы ведет к уменьшению глубины модуляции пропорционально квадрату размера модели ( $L^2$ ). Увеличение размера модели при неизменной энергии источника возбуждающего света приводит также к уменьшению интенсивности возбуждающего света как  $L^2$  и к уменьшению угла сбора света от частицы пропорционально  $L^2$ . В результате, энергия возбуждающего света должна быть увеличена пропорционально  $L^4$ , с тем, чтобы обеспечить

постоянство интенсивности регистрируемого изображения. Исходя из этого ясно, что разрешение матрицы, используемой для регистрации изображений, и мощность осветителя ограничивают максимальный размер исследуемой поверхности. Камеры с разрешением  $4000 \times 4000$  позволяют реализовать метод на моделях размером  $\sim 0.5$  м при размере частиц кристаллофосфора 5 мкм. При этом электрическая энергия импульсной лампы должна быть  $\sim 1$  кДж, что вполне доступно. Примечательно, что нанесение масла с частицами на модель при помощи пульверизатора приводит к неравномерному распределению частиц по поверхности и это ослабляет требования к энергии возбуждения.

Существенно увеличить размер исследуемой поверхности можно, используя специальное масло, обеспечивающее крупномасштабную модуляцию изображения [4, 5].

Модель в потоке может вибрировать, поэтому лучше использовать импульсное освещение. Величину смещения модели между кадрами необходимо вычитать из измеряемого смещения масла. Для нахождения смещения модели на ее поверхность наносятся люминесцентные маркеры (люминесцентные точки, жестко связанные с поверхностью модели). На кадрах находятся центры этих маркеров, и по ним вычисляется вектор перемещения модели “как целого” [6].

Из выражения (1) следует, что для настройки метода на требуемую величину напряжения трения можно варьировать три параметра: время между изображениями, толщину масляной пленки и вязкость масла. Минимальное время между кадрами обычно определяется конструкцией аэродинамической трубы, и увеличивать это время экономически нецелесообразно. Толщина пленки масла не может быть слишком большой, чтобы исключить влияние масла на поток, и слишком малой, иначе частицы не будут полностью погружены в масло и могут приклеиваться к поверхности модели. Разумная толщина пленки масла составляет 20–50 мкм. Вязкость масла, варьируемая в широких пределах, может быть подобрана под ожидаемую величину напряжения трения. Таким образом, можно исследовать различные течения от малых скоростей до гиперзвука.

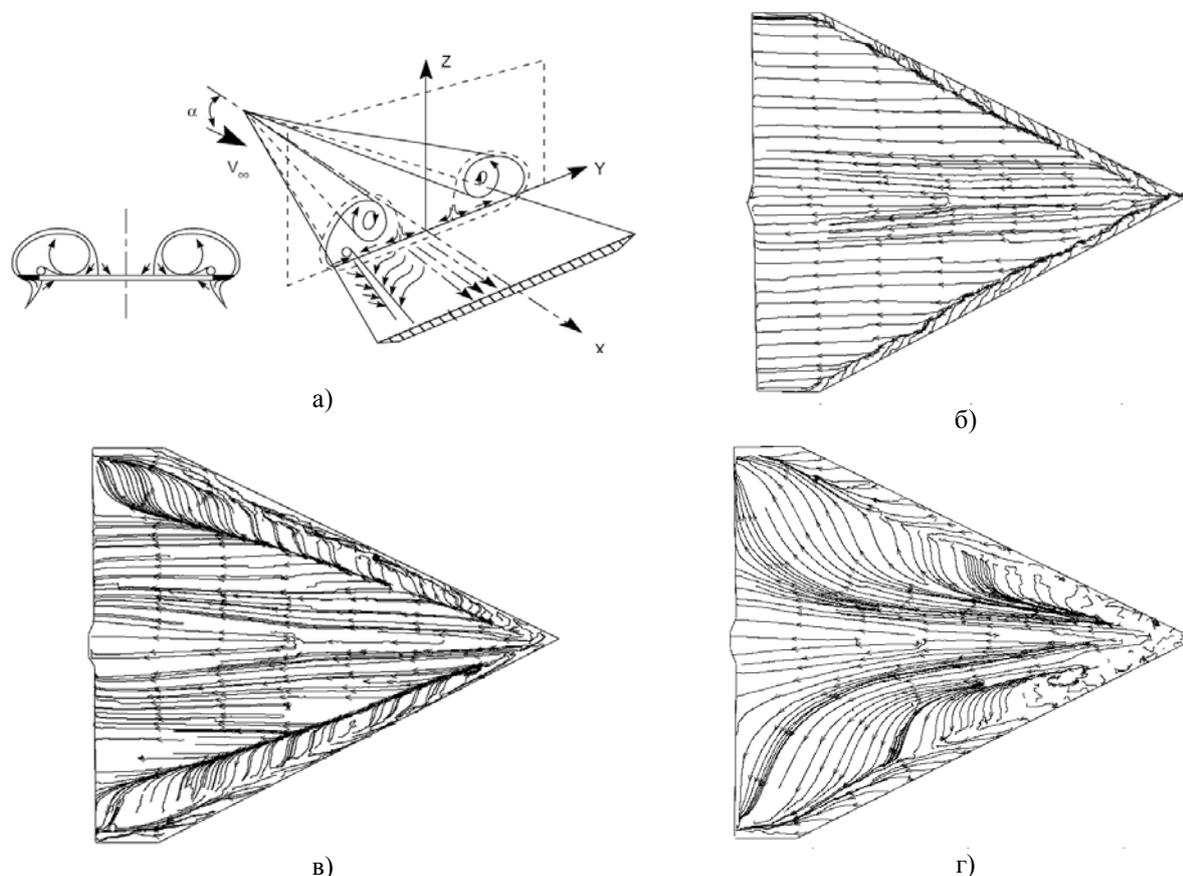


Рис. 1. Структура течения (а) и предельные линии тока на модели треугольного крыла  $V=50$  м/с: б)  $\alpha=1^\circ$ , в)  $\alpha=10^\circ$ , г)  $\alpha=26^\circ$

Пример применения метода визуализации по изображениям частиц при дозвуковой скорости представлен на рис. 1. Исследовалось обтекание треугольного крыла с углом стреловидности  $65^{\circ}$ , со скругленными передними кромками, длина модели была 420мм и имела размах 332мм. Испытания проводились при скорости набегающего потока 50 м/с в диапазоне углов атаки от  $-2^{\circ}$  до  $26^{\circ}$ . За один пуск продолжительностью около 17 минут было исследовано обтекание при 29 углах атаки модели. Время между кадрами, по которым проводилась обработка, было 15 секунд при вязкости масла 6400 сСт. После 10 минут нахождения модели в потоке пленка масла на передних кромках утончалась, и частицы в этих областях не двигались или смещения частиц становились недостаточными для измерения (см. рис. 1 г).

При переходе пограничного слоя от ламинарного к турбулентному происходит резкое увеличение напряжения трения, что позволяет его визуализировать с помощью данного метода. На рис. 2 показано развитие турбулентной области с изменением угла атаки модели. Цветом показан модуль векторов сдвига, сдвиг возрастает от синего к красному (шкала выбрана в соответствии со световым спектром).

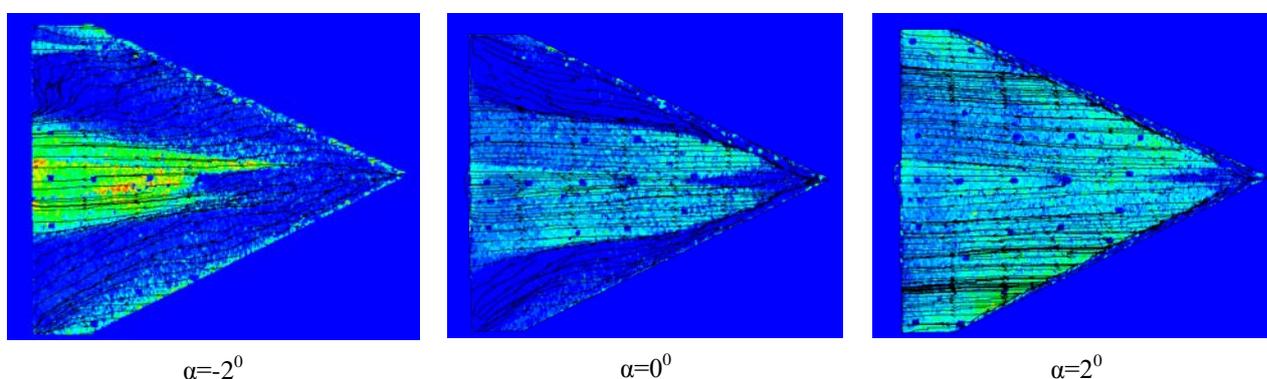


Рис. 2. Визуализация перехода пограничного слоя при дозвуковой скорости

Некоторые результаты, полученные в промышленной АДТ (Т-128), на модели с длиной консоли крыла около 1 м при трансзвуковой скорости потока ( $M=0.82$ ) представлены на рис. 3. Резкое изменение цвета (от синего к зеленому) может трактоваться как ламинарно-турбулентный переход. На крыле переход свободный, на мотогондоле – вынужденный (были наклеены турбулизаторы).

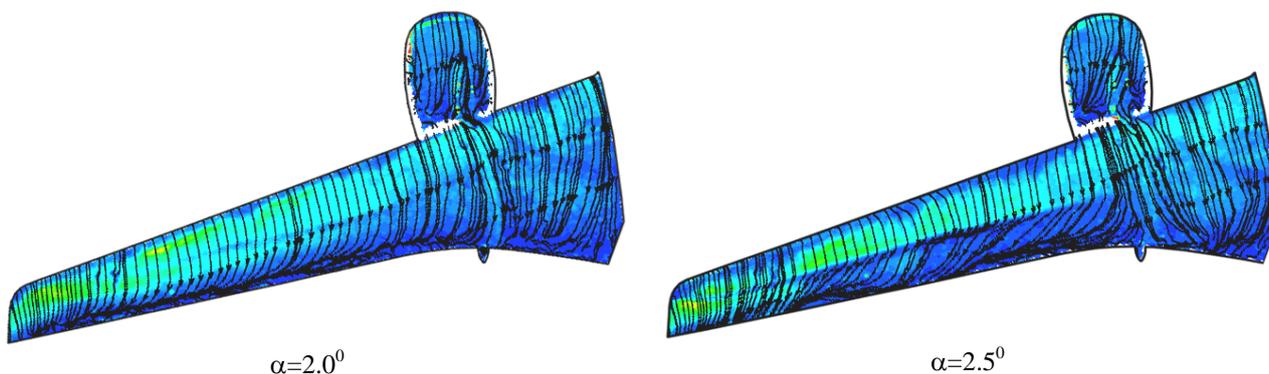


Рис. 3. Визуализация линий тока и напряжения трения при  $M=0.82$

Другим примером использования метода поверхностной визуализации течений по изображениям частиц является исследование течения на пластине между двумя клиньями при гиперзвуковой скорости. Схема модели показана на рис. 4. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе кратковременного действия, которая работала по схеме трубы

Людвига (УТ-1). Продолжительность стационарного течения в этой конфигурации 40 мс. Первый кадр регистрировался без потока перед пуском, второй - в конце пуска.

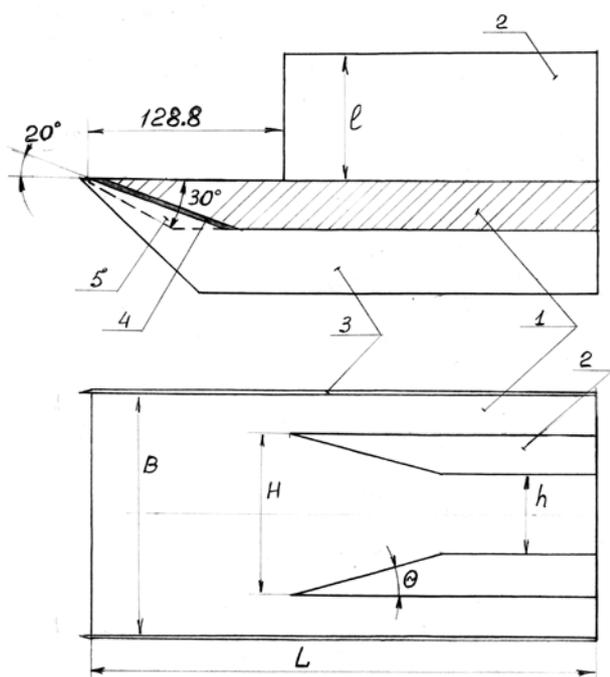
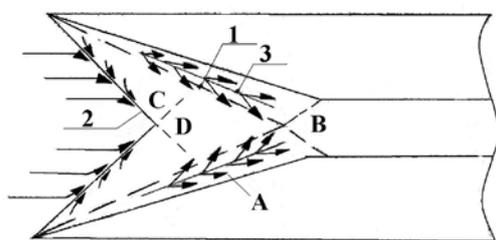
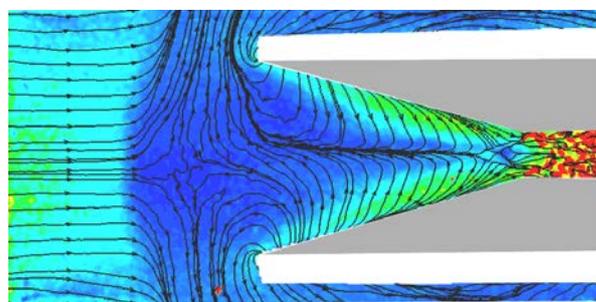
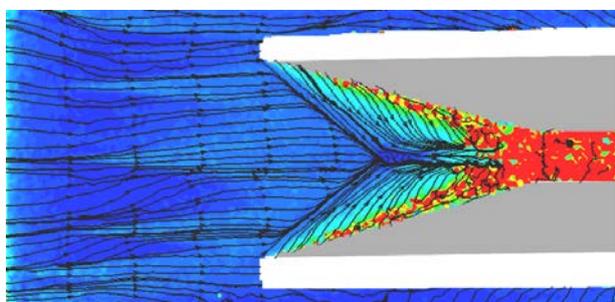


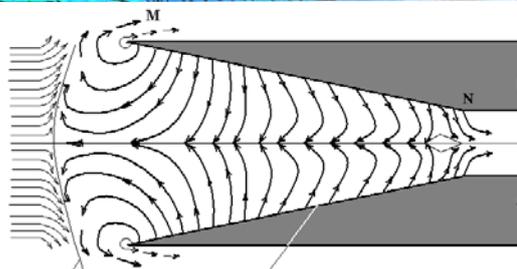
Рис. 4. Схема модели: 1 - пластина, 2 - клинья, 3 - боковые накладки, 4 - постоянная накладка толщиной 3 мм, 5 - сменная накладка.  $L = 318.8$  мм,  $B = 150$  мм,  $H = 100$  мм

на большом удалении от них и заканчивается в горловине канала.

На рис. 5 представлены предельные линии тока и распределение напряжения трения (трение возрастает от синего цвета к красному) на острой пластине и пластине с радиусом затупления  $R=0.75$  мм. Изменение радиуса затупления приводит к кардинальному изменению обтекания. На рис.3а взаимодействие скачков носит регулярный характер. Этот случай детально исследован численно и экспериментально. Скачки уплотнения 1, генерируемые клиньями, вызывают отрыв пограничного слоя. Пограничный слой отрывается на линиях 2 и присоединяется вблизи клиньев на линиях 3. Зоны отрыва, в свою очередь, генерируют скачки отрыва. На рис. 3б произошло выбивание скачков отрыва из канала навстречу невозмущенному потоку. При этом вместо двух узких зон отрыва, расположенных вблизи клиньев, формируется одна обширная зона отрыва. Она начинается перед клиньями



а)  $R=0$  мм



б)  $R=0.75$  мм

Рис. 5. Предельные линии тока на пластине между двумя клиньями  $M=5$  при различных затуплениях передней кромки пластины

Исследуемая поверхность в рабочей части аэродинамической трубы имеет вертикальное положение, и масло может стекать вниз под действием силы тяжести, что ограничивает вязкость используемого масла. В экспериментах использовалось масло с

вязкостью 1000 сСт. При такой вязкости масла можно было проводить эксперименты в течение нескольких часов без переподготовки модели.

Необходимо отметить, что в ударной трубе происходят значительные колебания модели и представленные результаты были получены в условиях, когда перемещение модели между обрабатываемыми изображениями многократно превышало сдвиг масла на поверхности модели.

## **ИЗМЕРЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ: ЛЮМИНЕСЦЕНТНЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ДАВЛЕНИЯ**

Метод люминесцентных преобразователей давления (ЛПД), известный за рубежом как метод чувствительных к давлению красок (Pressure sensitive paint (PSP)), основан на явлении тушения люминесценции органических люминофоров кислородом воздуха. Для его реализации поверхность модели покрывается специальной краской, представляющей собой тонкий слой полимера, проницаемого для кислорода и содержащего молекулы люминофора. Люминофор возбуждается светом соответствующей длины волны, а интенсивность люминесценции, которая обратно пропорциональна давлению, измеряется с помощью ССD-камер (CMOS-камеры менее подходят для точного измерения интенсивности).

Явление тушения было открыто в 1935 г. Каутским и Хиршем [7, 8], и тогда же было предложено использовать это явление для обнаружения следов кислорода. В последующие годы появилось много работ, в которых рассматривались вопросы создания кислородного люминесцентного датчика, но только в 1980 г. учеными ЦАГИ Первушиным Г.Е. и Невским Л.Б. [9] было предложено использовать это явление для бесконтактного измерения давления газа, если концентрация кислорода в газе постоянна, например для измерения давления воздуха.

Позже независимо от авторов работы [9] работы по бесконтактному измерению давления были начаты в США фирмой Боинг совместно с центром Эймса (NASA) и Вашингтонским государственным университетом, который занимался разработкой люминесцентного сенсора [10, 11]. История создания PSP достаточно подробно изложена в работе [12].

Метод ЛПД начали развивать в ЦАГИ, когда еще не было цифровых камер и для регистрации люминесценции использовалась фотопленка, которая не могла обеспечить высокую точность нового метода, что ограничивало его распространение. И не случайно, что вначале ЛПД назывались бароиндикаторами.

С появлением цифровых камер повысилась точность измерения интенсивности, что сделало этот метод количественным и позволило использовать его для исследований дозвуковых течений до скорости 20 м/с [12], где перепады давления чрезвычайно малы и соответственно малы изменения интенсивности люминесценции. Цифровые технологии позволяют получать поля давления, привязанные к геометрии исследуемой модели, и находить силы и моменты, действующие на отдельные элементы конструкции летательного аппарата, путем векторного интегрирования сил давления. Точность получаемых интегральных характеристик подчас превосходит точность интегрирования дренажных измерений распределений давления, особенно для сложных трехмерных течений. Метод ЛПД сейчас используется в дозвуковых, трансзвуковых, сверхзвуковых трубах, трубах кратковременного действия (ударных и Людвиг) [13, 14] и даже в криогенных установках [15], а также для исследования работы винтов и первых ступеней компрессоров [16, 17].

Как уже отмечалось, простейший ЛПД представляет собой слой полимера с растворенными в нем молекулами органического люминофора. На исследуемую поверхность ЛПД наносится в виде лакокрасочного покрытия. Задача полимера – разместить как можно больше молекул люминофора на исследуемой поверхности и обеспечить оптимальное тушение люминесценции в требуемом диапазоне давлений.

Под действием возбуждающего излучения молекула люминофора, находящаяся в основном электронном состоянии, может перейти в возбужденное электронное состояние, а затем вернуться в основное состояние, излучив квант света меньшей энергии (большей длины волны), чем поглощенный квант, или потерять энергию без излучения, передав ее молекуле кислорода. Свойство кислорода поглощать энергию люминофора является уникальным и обусловлено триплетностью основного состояния молекулы кислорода. Тушение имеет динамический характер, т.е. происходит в результате столкновения возбужденной молекулы люминофора с молекулой кислорода. Вероятность такого столкновения определяется коэффициентом диффузии кислорода и его концентрацией в полимере, а также временем жизни возбужденного состояния. Концентрация кислорода, в свою очередь, прямо пропорциональна парциальному давлению кислорода над полимером (закон Генри). Коэффициент пропорциональности называется растворимостью. Зависимость интенсивности свечения от давления обычно представляют в виде

$$I_0/I = 1 + KP_{O_2}, \quad (3)$$

где  $I_0$  — интенсивность свечения в отсутствие тушения (при нулевом давлении),  $K$  — константа эффективности тушения.

Время жизни возбужденных молекул в присутствии кислорода описывается аналогичной формулой:

$$\tau_0/\tau = 1 + KP_{O_2}, \quad (4)$$

где  $\tau_0$  — время жизни в вакууме.

Оптимальным, с точки зрения точности измерения (отношения сигнал/шум), является сенсор, интенсивность свечения которого падает в три раза при установлении измеряемого давления. Растворимость и коэффициент диффузии кислорода в различных полимерах могут различаться в тысячи раз, что позволяет создать датчик на любое заданное давление [18]. На практике соотношения (3) и (4) выполняются только для люминофоров, растворенных в жидкостях. Любой полимер неоднороден и имеет зоны с разными коэффициентами диффузии, что приводит к отклонению зависимостей (3) и (4) от прямой. С ростом давления чувствительность к давлению уменьшается.

Зависимость от температуры проницаемости (произведения растворимости на коэффициент диффузии) полимера определяет в основном температурную чувствительность люминесцентного преобразователя, которая является одним из основных источников погрешности измерения давления в аэродинамических трубах. Перестройка структуры полимера с температурой происходит не мгновенно, что может приводить к гистерезису величины коэффициента диффузии кислорода в полимере. Свойства полимера могут меняться во времени (релаксация после полимеризации, старение), что определяет стабильность градуировочной характеристики преобразователя при длительном хранении и использовании. Более того, проницаемость полимера может зависеть от условий полимеризации, т.е. условий нанесения покрытия на модель, следовательно, необходима градуировка ЛПД по давлению и температуре после его нанесения на модель. Как правило, провести градуировку ЛПД непосредственно на модели невозможно, поэтому на лабораторном стенде проводится градуировка образца покрытия, изготовленного одновременно с нанесением покрытия на модель.

Быстродействие люминесцентного датчика также определяется выбором полимера, его толщиной  $h$  и коэффициентом диффузии кислорода в полимере  $D_{O_2}$ :

$$\tau_{rel} = \frac{4h^2}{\pi^2 D_{O_2}}. \quad (5)$$

Эта формула получена из решения уравнения диффузии и хорошо выполняется на практике.

Использование тонких полимерных покрытий (2–5 мкм) позволяет достичь быстродействия  $\tau_{rel} \sim 5$  мс [13] и использовать метод ЛПД в ударных трубах и трубах Людвига, а также для исследования работы вертолетных винтов. Однако для исследования работы самолетных винтов под углом атаки и соосных винтов быстродействия ЛПД на основе полимеров недостаточно.

Существуют ЛПД и другого типа, в которых молекулы люминофора располагаются не в толще полимера, а на его поверхности. Для обеспечения достаточной яркости свечения таких "открытых" систем поверхность должна иметь большую площадь, т.е. быть пористой. В качестве подложки для молекул люминофора обычно используют анодированный алюминий. Быстродействие такого ЛПД может достигать 50 мкс [14]. Однако, кроме молекул люминофора, пористая поверхность адсорбирует и другие вещества, в частности воду, что приводит к ухудшению чувствительности датчика. Капли масла в местах попадания на поверхность выводят датчик из строя. Существует также проблема нанесения пористого покрытия (анодированной алюминиевой фольги) на поверхность модели.

Обзор литературы позволяет сделать вывод, что из всего разнообразия органических люминофоров оптимальны для создания люминесцентных преобразователей молекулы только трех типов: порфирины металлов платиновой группы, комплексы рутения и производные пирена. Для возбуждения пирена требуется УФ излучение с длиной волны  $< 350$  нм, которое сильно поглощается стеклянными окнами (остальные, перечисленные выше люминофоры могут возбуждаться ближним УФ излучением и даже видимым светом), что создает определенные трудности в применении таких ЛПД. В то же время в ЛПД на основе производных пирена в качестве полимерного связующего используется силиконовый каучук, свойства которого близки к жидкости. В результате такой ЛПД не имеет температурных гистерезисов и обладает низкой температурной чувствительностью.

Интенсивность люминесценции зависит не только от давления и температуры, но и от толщины слоя полимера и от интенсивности возбуждения. Время жизни возбужденной молекулы не зависит от интенсивности возбуждения и толщины покрытия, а также от наличия тумана в потоке и загрязнения поверхности модели, что привлекательно для измерения в эксперименте времени жизни. Однако на практике все значительно сложнее, поскольку такие измерения требуют применения импульсных источников света с крутыми фронтами и специальных камер. Тем не менее, в последние годы этот способ стал применяться в промышленном эксперименте [19].

При измерении давления по интенсивности люминесценции для исключения влияния толщины покрытия и интенсивности возбуждающего излучения методика применения ЛПД предполагает регистрацию двух изображений: опорного, при известном давлении (без потока), и рабочего, в исследуемом режиме (в потоке) – при одном и том же положении модели. Отношение интенсивностей этих изображений не должно зависеть от толщины покрытия и распределения возбуждающего излучения. На практике интенсивность возбуждения может меняться, а форма модели и ее положение в пространстве в потоке и без потока не совпадают, что также приводит к изменению распределения возбуждающего излучения. Для компенсации таких изменений применяется так называемая бинарная или двухцветная краска [20, 21].

Бинарная краска содержит два люминофора: активный и опорный. Первый чувствителен к кислороду (давлению), а второй нечувствителен к давлению и люминесцирует с интенсивностью, прямо пропорциональной возбуждению. Оба люминофора возбуждаются излучением одной длины волны, но люминесцируют в разных

спектральных областях, что обуславливает возможность раздельной регистрации двух изображений, например при помощи двух камер с соответствующими светофильтрами. В бинарной краске температурная зависимость активного люминофора частично компенсируется опорным люминофором. В этом аспекте данный способ измерения интенсивности более привлекателен по сравнению с измерением времени жизни.

Применение бинарной краски не исключает регистрации опорного изображения при известном давлении (до и/или после пуска без потока). Эти нормировочные изображения необходимы для устранения неоднородности соотношения активного и опорного люминофоров, как возникшей во время нанесения покрытия на модель, так и приобретенной во время эксперимента в результате осаждения пыли или выгорания люминофоров.

Для корректного определения давления необходимо находить одну и ту же точку поверхности модели на изображениях модели в потоке и без потока и на изображениях модели в свете люминесценции активного и опорного люминофоров. Эту точку необходимо также привязать к реальной геометрии модели, так как без этого невозможна интерпретация результатов и определение нагрузок. С этой целью на поверхность модели наносится ансамбль маркеров – контрастных точек, хорошо различимых на изображениях, – и измеряются их трехмерные координаты. По маркерам осуществляется совмещение изображений в процессе обработки и проводится трансформация двумерных распределений давления на трехмерную сетку, описывающую геометрию модели [22].

Для визуального анализа результатов измерения изменение давления показывают изменением цвета поверхности модели, например в соответствии с цветами радуги – от красного до фиолетового.

На точность измерения интенсивности свечения, а следовательно, давления влияют условия в аэродинамической трубе: туман в потоке и загрязнение поверхности модели в процессе пуска. Бинарная краска не может скомпенсировать эти факторы полностью. Рассеяние света на мелком аэрозоле сильно зависит от длины волны излучения (как  $\lambda^{-4}$ ). Поглощение излучения различных длин волн пылью также не одинаково. Пыль в аэродинамической трубе состоит главным образом из окиси и гидроокиси железа и имеет красно-бурый цвет, а это значит, что она поглощает синий свет сильнее красного. Анализ погрешностей метода приведен в работах [23, 24].

На рис. 6 в качестве иллюстрации показаны распределения коэффициента давления  $C_p$  на верхней и нижней поверхностях консоли крыла модели учебного самолета при угле атаки  $\alpha=8^\circ$  и скорости потока  $M=0.85$ . Крыло имеет спереди наплывы готической формы в плане, под которыми расположены воздухозаборники, и оснащено поворотными двухсекционными носками, элеронами и закрылками. На рисунке показано обтекание консоли крыла с отклоненными вниз носками на  $\delta=20^\circ$ .

Распределение давления позволяет понять особенности обтекания, проследить возникновение и развитие сверхзвуковых областей течения, зон отрыва и вихрей на поверхности в зависимости от числа  $M$  и угла атаки. Векторное интегрирование распределения давления по поверхности крыла дает суммарные силы и моменты, действующие на крыло, а интегрирование по поверхности отклоняемых элементов крыла (носков, элеронов) позволяет определить соответствующие шарнирные моменты.

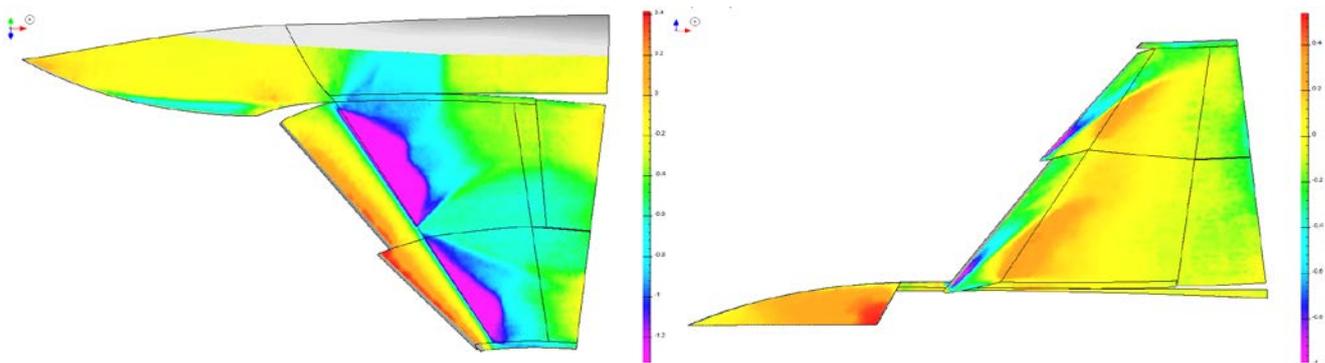


Рис. 6. Распределение давления на верхней и нижней поверхностях консоли крыла учебного самолета с отклоненными вниз носками  $\delta=20^\circ$ , угол атаки  $\alpha=8^\circ$ ,  $M=0.85$

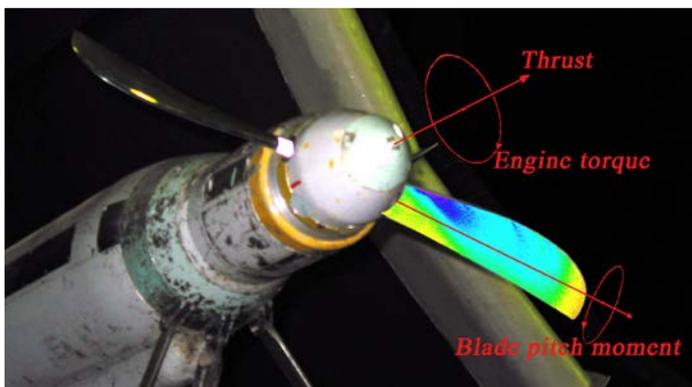


Рис. 7. Распределение давления на "горбушке" (верхней поверхности) лопасти тянущего винта при угле установки лопасти  $\varphi_{0,75}=45^\circ$ , без внешнего потока при скорости вращения 5300 об/мин.

Подчеркнем, что эти результаты получены на весовой модели одновременно с измерением сил и моментов, действующих на самолет в целом. Для получения таких же результатов с помощью традиционной методики потребовалось бы осуществить тензометрирование механизации крыла, изготовить дренированную модель и, естественно, повторить программу испытаний в аэродинамической трубе.

В качестве еще одного примера использования метода ЛПД на рис. 7 представлено распределение давления на лопасти тянущего самолетного винта из работы [17]. Для возбуждения

люминесценции ЛПД на лопасти винта использовался азотный лазер с длительностью импульса 6–8 нс, запуск которого был синхронизирован с вращением винта (стробоскопическое освещение). Мощность лазера была недостаточной для регистрации люминесценции за один импульс, поэтому при открытом затворе CCD-камеры осуществлялось накопление сигнала за ряд оборотов винта.

Выполнить измерения давления на винте при помощи дренажа – практически неосуществимая задача. Для этого надо решить целый комплекс проблем: передать информацию с вращающегося винта, разместить датчики и пневмотрассы в тонкой лопасти, не нарушив ее прочность, и учесть влияние центробежной силы на показания датчиков.

## ИЗМЕРЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ: ЛЮМИНЕСЦЕНТНЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ТЕМПЕРАТУРЫ

Методики применения люминесцентных преобразователей температуры (ЛПТ) и давления (ЛПД) очень близки, с той лишь разницей, что ЛПТ чувствительны к температуре и нечувствительны к давлению, а ЛПД чувствуют и то и другое.

ЛПТ имеют S-образную температурную характеристику, и их чувствительность может достигать 8–10%/°С. ЛПТ бывают двух типов: на основе органических люминофоров и на основе кристаллофосфоров. С помощью ЛПТ на основе кристаллофосфоров можно измерять температуры от криогенных и до 400–500°С в зависимости от температурной стойкости связующего вещества. Органические ЛПТ необратимо распадаются при температурах от 100 до 200°С. В то же время кристаллофосфоры обычно нелинейны по возбуждающему излучению, и их температурная чувствительность зависит от интенсивности возбуждения, что сильно усложняет методику применения таких ЛПТ для измерения тепловых потоков

[25]. Быстродействие ЛПТ ограничено временем прогрева полимерной пленки, содержащей чувствительные молекулы или зерна кристаллофосфора. Внутримолекулярные процессы, приводящие к изменению интенсивности люминесценции, протекают значительно быстрее. Время прогрева можно оценить по формуле (5), в которую вместо коэффициента диффузии следует подставить выражение  $\lambda/c\rho$ , где  $\lambda$ , – теплопроводность,  $c$  – теплоемкость, а  $\rho$  – плотность материала ЛПТ. При одинаковой толщине покрытий быстродействие температурного сенсора оказывается, как минимум, в 10 раз выше быстродействия сенсора давления. Температурная зависимость органических ЛПТ может иметь различную природу: внутримолекулярная температурная конверсия, концентрационное тушение, кислородное тушение. Однако во всех случаях существенно влияние полимерной матрицы, и все несовершенства полимера (релаксация после полимеризации, температурные гистерезисы) сказываются на градуировочной характеристике. Таким образом, ЛПТ, как и ЛПД, нуждается в градуировке.

Для точного измерения температуры необходимо использовать двухцветные ЛПТ. [26]. Как и двухцветные ЛПТ, они содержат два люминофора. Один люминофор чувствителен к температуре – его люминесценция уменьшается с ростом температуры. Другой не чувствует температуру – его люминесценция используется как опорная для попиксельной коррекции изменения интенсивности возбуждающего излучения. Оба люминофора возбуждаются одновременно от одного источника света, но излучают свет в различных спектральных областях и, таким образом, могут быть легко разделены. Двухцветный ЛПТ не исключает использования нормировочного кадра при известной температуре модели для устранения неоднородности соотношения активного и опорного люминофоров на исследуемой поверхности.

Как и при использовании ЛПД, для совмещения изображений от обоих люминофоров в потоке и без потока на поверхность модели необходимо наносить маркеры. Эти же маркеры, если известны их трехмерные координаты, могут использоваться для перенесения результатов измерения на трехмерную поверхность модели.

ЛПТ применяются для решения двух задач: исследование ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя и измерение тепловых потоков. При этом они конкурируют с тепловизионным методом, а при измерении теплового потока – и с термоиндикаторами плавления. Чувствительность тепловизора выше чувствительности ЛПТ при большем динамическом диапазоне и, кроме того, при применении тепловизора не требуется нанесения на модель чувствительного покрытия и организации освещения модели, тем не менее, пространственное разрешение тепловизионных матриц пока значительно уступает CCD- и CMOS-матрицам. Применение тепловизионного метода осложняется внешними ИК подсветками от нагретых тел, например, из форкамеры АДТ.

Существует два вида эксперимента, где метод ЛПТ вне конкуренции. Это криогенные температуры и эксперимент в трубах кратковременного действия. В криогенных трубах, которые используются для достижения больших чисел Рейнольдса, приближенных к натурным, необходимо визуализировать свободный переход пограничного слоя. Температура поверхности модели при этом составляет 110–140 К, и тепловизор измерять такие температуры не может. Люминесцентные преобразователи температуры с успехом используются для решения этой задачи [27].

Одновременность измерения температуры является важным преимуществом ЛПТ перед термоиндикаторами плавления. Кроме того, в отличие от термоиндикаторов плавления ЛПТ не поглощают энергию для фазового перехода и могут иметь небольшую толщину, что также снижает их теплоемкость и позволяет использовать в трубах кратковременного действия. И, наконец, ЛПТ является обратимым датчиком, т.е. достаточно только один раз за весь цикл тепловых испытаний модели нанести краску.

В последнее время на рынке появились тепловизоры с матрицами, работающими аналогично CCD-матрицам: во всех элементах матрицы происходит одновременное накопление тепловых электронов и одновременный перенос заряда в ячейки переноса и лишь

за тем – последовательное считывание результата. Тем не менее, время накопления при этом определяется температурой измеряемого объекта и требуемой точностью измерения температуры и не может быть сколь угодно малым, тогда как при использовании ЛПД время измерения можно уменьшить, увеличивая интенсивность возбуждения.

Основным моментом теплового эксперимента является выбор материала модели. Он должен быть теплоизоляционным, однородным по теплофизическим свойствам и технологичным, а использование оптических методов накладывает дополнительные условия: оптическая однородность поверхности, светлый цвет и непрозрачность. В работе [25] говорится о специальной технологии производства керамических моделей, а в работе [26] использовалась белая краска, которая толстым слоем наносилась на модель из теплоизолятора.

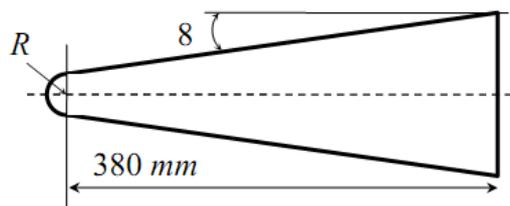
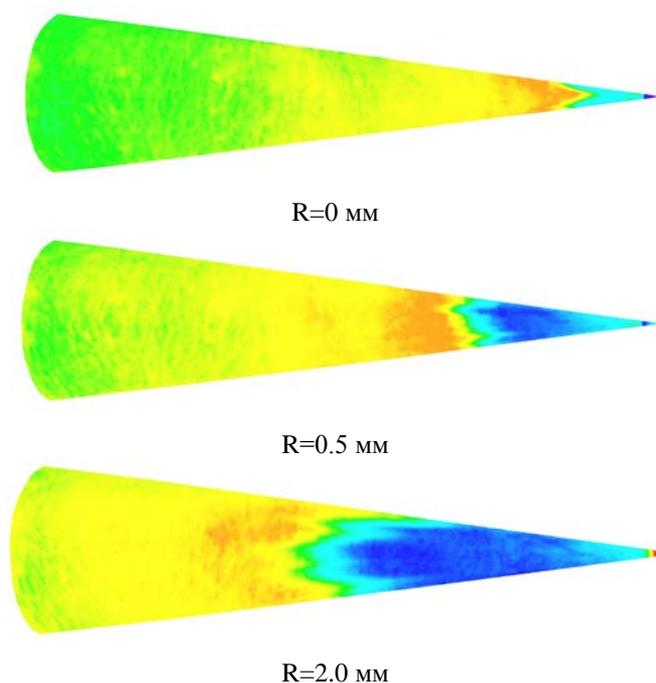
Поле теплового потока находится из температурного поля с использованием точного решения одномерного уравнения переноса тепла:

$$\begin{aligned} \vartheta &= 1 - \exp(\beta^2) \operatorname{erfc}(\beta); \\ \vartheta &= (T_m - T_{in}) / (T_r - T_{in}), \end{aligned} \quad (6)$$

где  $T_{in}$  – начальная температура модели перед пуском, измеряемая термопарой;  $T_m$  – температура поверхности модели в момент времени  $t$  после запуска трубы или ввода модели в поток, измеряется ЛПТ;  $T_r$  – температура восстановления, принимается равной температуре торможения  $T_r \approx T_0$ ;  $\beta = h\sqrt{t} / \sqrt{\lambda c \rho}$  – безразмерный тепловой поток ( $\rho, c, \lambda$  – теплофизические константы материала модели);  $\operatorname{erfc}$  – интеграл ошибок (стандартная функция).

Результаты представляются в виде поля числа Стантона ( $St = h / \rho_\infty V_\infty C_p$ ).

Пример визуализации с помощью ЛПТ ламинарно-турбулентного перехода в трубе кратковременного действия при продолжительности пуска 40 мс показан на рис. 5. Переход исследовался на конусах в зависимости от радиуса сферического затупления при скорости потока  $M=6$  и числе Рейнольдса  $Re=1.5 \cdot 10^6$ , рассчитанном по длине образующей конуса. Изменение температуры поверхности при переходе от ламинарного к турбулентному пограничному слою за время пуска составило около  $5^\circ\text{C}$ .



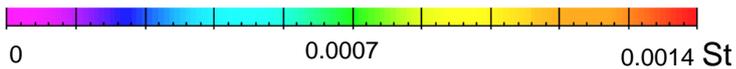


Рис. 8. Исследование перехода пограничного слоя на конусе в зависимости от затупления носка

Возможности метода ЛПТ иллюстрирует рис. 9, где показано распределение теплового потока на пластине между двумя клиньями при двух режимах течения: при регулярном взаимодействии скачков от клиньев и при запираании канала между клиньями. Исследуемая модель показана на рис.4, а схемы течений на рис.5. Шкалы числа Стантона на рис. 9а и 9б различаются в 2 раза. Результаты получены в трубе Людвига с продолжительностью пуска 40 мс, при скорости потока  $M=5$ . Получить информацию о тепловом потоке с таким пространственным разрешением каким-либо другим методом, по-видимому, невозможно.

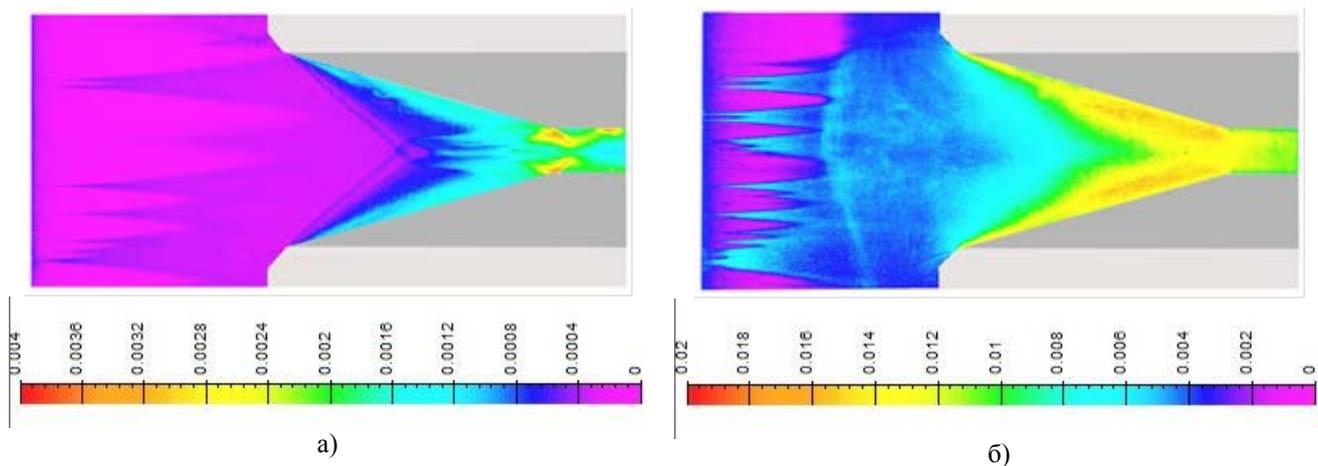


Рис. 9. Распределения безразмерного теплового потока (числа Стантона) на пластине между клиньями: а – регулярное взаимодействие скачков уплотнения от клиньев, б – запираание канала

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Мошаров В.Е., Орлов А.А., Радченко В.Н.** Способ визуализации течения газа или жидкости на поверхности объекта. Патент РФ №2288476 G01P 5/20, G01M 9/06//БИ. 2006. №33.
2. **Mosharov V.E., Orlov A.A., Radchenko V.N.** Application of Correlation Analysis in Surface Flow Visualization with Oil Film // Proc. of SPIE / Ed. by Y.N. Dubnistchev, B.S. Rinkevichyus.. Bellingham: SPIE, WA. 2006. V.6262. P. 62620B.
3. **Мошаров В.Е., Орлов А.А., Радченко В.Н.** Способ визуализации предельных линий тока и распределения напряжения трения на поверхности объекта в газе или жидкости. Патент РФ №2306570 G01P 5/20, G01M 9/06//БИ. 2008. №8.
4. **Мошаров В.Е., Орлов А.А., Радченко В.Н.** Способ визуализации течения газа или жидкости на поверхности объекта при ограниченном разрешении приемника изображений. Патент РФ №22319970 G01P 5/20, G01M 9/06// БИ. 2007. №26. .
5. **Mosharov V.E., Orlov A.A., Radchenko V.N.** Application of Particle Image Surface Flow Visualization Method for Large-Scale Model. // 12<sup>th</sup> International Symposium on Flow Visualization. (September 10-14, 2006. Göttingen, Germany) UK. Edinburgh: Optimage Ltd., 2006. .
6. **Мошаров В.Е., Орлов А.А., Радченко В.Н.** Способ визуализации течения газа или жидкости на поверхности объекта Патент РФ №2297635 G01P 5/20, G01M 9/06//БИ. 2007. №11.
7. **Kautsky H., Hirsch H.** Detection of Minutest Amounts of Oxygen by Extinction of Phosphorescence.// Z. Anorg. Allg. Chem. 1935. V. 222. P.126.

8. **Kautsky H.** Quenching of Luminescence by Oxygen. // Trans. Faraday Soc. 1939. V. 35. P. 216.
9. **Первушин Г.Е., Невский Л.Б., Ардашева М.М.** Состав для индикаторного покрытия. А.с. SU1065452 C09D5/00, C09D3/10, C09D3/20 //БИ. 1984. №1
10. **Gouterman M., Kavandi J., Gallery J., Callis J.** Pressure Measurement by Oxygen Quenching of Luminescence. Patent US, EP 0472243. date of filing 20.08.90.
11. **Kavandi J.L., Crowder J.P.** Pressure indicating paint for aerodynamic surface pressure measurements.// AIAA Paper 90-1516. 1990.
12. **Brown O.C.** Low-speed pressure measurements using a luminescent coating system. dissertation for PhD degree. Stanford University. UMI 9986069. 2000.
13. **Borovoy V., Bykov A., Mosharov V.** Pressure Sensitive Paint Application in Shock Wind Tunnel. // ICIASF '95 Record. Proc. of the 16<sup>th</sup> International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF). Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1995. V. 16. P. 34.1–34.4.
14. **Nakakita K., Asai K.** //Pressure-Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel. AIAA 2002-2911. 2002.
15. **Fey U, Egami Y., Engler R. H.** Appropriate Selection of Pressure-Sensitive Paint for Cryogenic Wind Tunnels //AIAA Paper 98-1045. 1998.
16. **Gregory J.W., Sakaue H., Sullivan J.P.** Unsteady Pressure Measurements in Turbomachinery using Porous Pressure Sensitive Paint. //AIAA Paper 2002-0084. 2002.
17. **Kulesh V.P., Mosharov V.E., Orlov A.A.** Application of Pressure Sensitive Paint for Determination of Aerodynamic Loads and Moments on Propeller Blade // Proc. of SPIE / Ed. by Y.N. Dubnistchev, B.S. Rinkevichyus.. Bellingham: SPIE, WA. 2006. V.6262. P. 62620K.
18. **Matsuda Y., Mori H., Niimi T.** et al. Development of pressure sensitive molecular film applicable to pressure measurement for high Knudsen number flows //Experiments in Fluids. April, 2007. V. 42. № 4. P. 543.
19. **Bell J.H., Sellers M.E.** Pressure Sensitive Paint Measurements on a Space Shuttle Model with the Luminescence Lifetime Technique. //ICIASF '05 Record. Proc. of the 21<sup>th</sup> International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF),IEEE, 2005.
20. **Mosharov V., Kuzmin M., Orlov A.** Luminescent Pressure Sensitive Composition. Patent EP 0558771, US 5307675, date of filing 02.03.92.
21. **Lyonnet M., Deleglise B., Grenat G.** et al. The two-component PSP investigation on civil aircraft model in S2MA wind tunnel.// In AGARD Conference Proceedings: Advanced Aerodynamic Measurement Technology. Seattle, USA, September 1997. AGARD-CP-601. P. 30-1.
22. **Le Sant Y.** Image Processing Tools Applied to Wind Tunnel Testing //48th CASI Annual Conference. Toronto, Canada, 29 April - 2 May 2001, CASI, 2001.
23. **Bykov A., Mosharov V., Orlov A.** Optical Surface Pressure Measurements: Accuracy and Application Field Evaluation. // In AGARD Conference Proceedings: Wall Interference. Support Interference and Flow Field Measurements. Brussels, Belgium, October 1993, AGARD-CP-535. 1994. P.24-1.
24. **Liu T., Guille M., Sullivan J. P.** Accuracy of Pressure Sensitive Paint. // AIAA Journal, //AIAA Journal. 2001. V. 39. №1. P.103.
25. **Merski N.R.** Reduction and Analysis of Phosphor Thermography Data With the IHEAT Software Package // AIAA Paper 98-0712. 1998.
26. **Мошаров В.Е., Радченко В.Н.** Измерение полей тепловых потоков в трубах кратковременного действия с помощью люминесцентных преобразователей температуры.//Ученые записки ЦАГИ. 2007. Т. XXXVIII. №1-2. С. 94.
27. **Fey U., Egami Y., Engler R. H.** High Reynolds number transition detection by means of temperature sensitive paint //AIAA Paper 2006-514. 2006.

V. E. Mosharov

Central Aerohydrodynamic Institute TsAGI, 140180, Moscow region, Zhukovsky, Zhukovsky str., 1  
E-mail: [mosh@progtech.ru](mailto:mosh@progtech.ru)

## **LUMINESCENT METHODS OF SURFACE FLOW INVESTIGATION**

*Measurement methods of pressure, temperature, heat flux and shear stress on the aerodynamic model surfaces are discussed. Methods based on digital registration and image processing of the luminescence of special coatings applied to the model surface.*

**VISUALIZATION, OPTICAL MEASUREMENTS, SURFACE STREAM LINES, PRESSURE AND TEMPERATURE SENSITIVE PAINT, PSP, TSP**