

УДК 533.6.071.3

Применение оптической визуализации температуры внутренней поверхности тонкостенной модели в потоке импульсной аэродинамической трубы*

И.С. Цырюльников, Т.А. Коротаева, Ю.В. Громыко, Н.А. Маслов

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

E-mail: tsivan@itam.nsc.ru

В статье рассматривается метод панорамного измерения температуры, основанный на регистрации флуоресценции тонкостенных покрытий на внутренней поверхности модели летательного аппарата и позволяющий проводить исследования в оптически загрязненных потоках высокоэнтальпийных установок кратковременного действия. Восстановление температуры и тепловых потоков на поверхности аэродинамической модели проводится на основе сочетания измеренной температуры и численного решения сопряженной задачи обтекания летательного аппарата. Практическая реализация предложенного метода осуществлена в потоке импульсной аэродинамической трубы ИТПМ СО РАН.

Ключевые слова: импульсные аэродинамические трубы, измерения температуры, флуоресцентные покрытия, термондикаторные покрытия, численное моделирование, визуализация температуры поверхности.

Введение

Испытания в аэродинамических трубах (АДТ) кратковременного действия играют важную роль в исследованиях полета высокоскоростных летательных аппаратов, который сопровождается большими скоростными напорами и температурами торможения. Высокие температуры (до 4000 К) и давления торможения в высокоэнтальпийных импульсных АДТ достигаются за счет электродуговых или химических источников энергии для нагрева рабочего тела, а также за счет его адиабатического сжатия [1 – 4].

При создании высокотемпературного потока газа в тракте импульсных АДТ, особенно при использовании электродугового подогрева РТ, поток приобретает примесь частиц — продуктов эрозии электродов и химических реакций со стенками элементов АДТ. Наличие на оптическом пути такого двухфазного потока приводит к искажению измерений температуры поверхности стандартными методами оптической визуализации. В частности, тепловизионные измерения теплового излучения поверхности модели [5 – 7]

* Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН. Эксперименты выполнены на базе ЦКП «Механика».

оказываются не применимыми вследствие собственного теплового излучения частиц в потоке. Метод термочувствительных люминесцирующих покрытий для измерений полей температуры на поверхности моделей позволяет избавиться от фонового инфракрасного излучения микрочастиц в потоке за счет регистрации флуоресценции покрытия в оптическом диапазоне спектра. Варианты реализации этого метода можно найти в работах [8–12]. Однако применительно к запыленным потокам измерения интенсивности флуоресценции подвержены искажениям вследствие частичного затенения частицами как возбуждающего, так и регистрируемого излучения, а также осаждения пыли на поверхностях моделей и оптических окон. В этом случае используются двухкомпонентные люминофоры с различными спектральными диапазонами излучения: один из компонентов чувствителен к температуре, а люминесценция второго не зависит от температуры и используется для коррекции искажений. Следует отметить, что измерения в нескольких спектральных диапазонах накладывают дополнительные технологические требования на используемую измерительную аппаратуру и флуоресцентные покрытия, что усложняет проведение экспериментов. Необходимо применять тандем камер, либо оптические устройства разделения изображения объекта, а при изготовлении флуоресцентных покрытий требуется выдерживать точные значения толщины покрытий и равномерности распределения красителей. Кроме того, флуоресцентные покрытия моделей, как правило, обладают низкой устойчивостью к физическим, химическим и высокотемпературным воздействиям набегающего потока, что ограничивает диапазон их применимости в высокоскоростных потоках.

Известно, что калориметрические методы измерения тепловых потоков на поверхности моделей демонстрируют удовлетворительные результаты применения в импульсных АДТ как при использовании отдельных датчиков, так и в методе «тонкой стенки» [13], когда происходит замена части поверхности модели тонкой полосой металла с многочисленными термопарами с внутренней стороны. Однако подготовка большого количества измерительных датчиков приводит к техническим затруднениям в разработке и изготовлении моделей и подготовке эксперимента.

Современный уровень миниатюризации промышленных и научных видеорегистраторов, их стоимость, скорость работы и большие объемы передачи информации дают возможность реализовать идею внутримodelьных оптических измерений температуры. Она позволяет измерять температуру путем регистрации флуоресценции тонкого слоя однокомпонентного термочувствительного органического красителя, нанесенного на внутреннюю поверхность тонкой стенки модели. Эта идея объединяет применение зондовых методов типа «тонкой стенки» в условиях импульсных АДТ и панорамные методы, преимуществом которых является то, что температура определяется не для ограниченного количества точек, а для большой площади поверхности модели. Такой способ измерений лишен недостатков традиционных оптических методов, указанных выше, — влияния оптических свойств потока на измерения, и в то же время он технологически проще, чем создание многоканальной матрицы датчиков. Для восстановления тепловых потоков на моделях при внутримodelьной оптической регистрации температуры можно использовать сочетание измеренной температуры в зависимости от времени и численного решения сопряженной задачи обтекания модели летательного аппарата. В настоящей работе исследуется практическая применимость нового внутримodelьного способа определения температуры в эксперименте и проводится численное моделирование сопряженной задачи для экспериментальной компоновки модели.

Экспериментальное оборудование

В качестве объекта исследования использовалась модель с плоскостью симметрии, лежащей на оси сопла. Сечение модели в головной части представляло сочетание полушеры с прямоугольником, вторая часть модели имела вид полого цилиндра. Фотография и схема элементов модели и системы визуализации приведены на рис. 1. Габариты модели: длина — 80 мм, ширина — 100 мм, радиус закругления — 34 мм. Конструкция модели состояла из каркаса 1 (изготовленного из листа нержавеющей стали толщиной 1,5 мм, изогнутого по профилю модели). Каркас в своей центральной части содержал ячейки — вырезы квадратного сечения 5×5 мм в виде матрицы 10 (по ширине) на 13 (вдоль профиля) с шагом между ячейками, равным 4 мм. На каркас методом точечной сварки закреплялась внешняя оболочка из листовой нержавеющей стали толщиной 0,2 мм. Таким образом, каждая ячейка представляла собой элемент типа «тонкой стенки». На эти элементы было нанесено термочувствительное флуоресцирующее покрытие, состоящее из полиуретанового лака и органического красителя родамина Б. Концентрация красителя в жидком лаке составляла 1 мг/мл, что обеспечивало максимальный уровень флуоресценции. При большей ее величине начинает сказываться процесс самотушения. Диапазон длин волн флуоресценции покрытия составлял 580–650 нм. Лак разводился ацетоном в соотношении 1:2 и наносился ватным тампоном на поверхность ячеек. Предварительно процедура была опробована на плоском образце из нержавеющей стали, а толщина полученных покрытий измерена с помощью лазерного конфокального сканирующего микроскопа Olympus Lext. Толщина слоя покрытия составляла от 18 до 24 мкм.

Модель в сборе с боковыми силовыми элементами (2) и задней площадкой (3) через соединитель (4) закреплялась на содержащем герметичную капсулу с оптическим окном для размещения оборудования (5) пилоне модели (6). В капсуле устанавливались видеокамера Ximea xiQ MQ042MG-CM (7) и объектив Ernitec TV LENS 4 mm F/1.2 (8), находящиеся при атмосферном давлении для обеспечения стабильности характеристик. При проведении измерений частота кадров составляла 333 Гц при разрешении 528×960 пикселей. Съемка интенсивности флуоресценции покрытия «тонкой стенки» модели в ячейках каркаса велась через желтый светофильтр О-2,8х (9) с целью фильтрации спектрального диапазона, возбуждающего флуоресценцию излучения, создаваемого

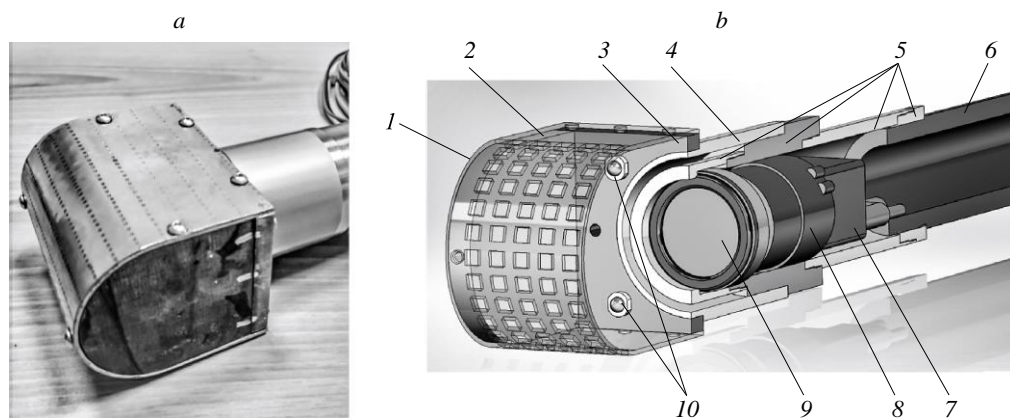


Рис. 1. Фотография (а) и схема (б) элементов модели и системы визуализации.

1 — каркас модели, 2 — боковой силовой элемент, 3 — задняя площадка модели, 4 — соединитель, 5 — элементы герметичной капсулы, 6 — пилон, 7 — видеокамера, 8 — объектив, 9 — светофильтр, 10 — осветительные светодиоды.

синими светодиодами (10) со средней длиной волны излучения 445 нм и мощностью 3 Вт на задней площадке модели. Модель была выставлена под нулевым углом атаки.

Численное моделирование: постановка задачи и расчет течения

В расчетной части работы были проведены исследования теплопереноса на тонкостенной модели при различных толщинах люминесцентного покрытия. На рис. 2 представлена схема расчетной области с исследуемой моделью. Для упрощения моделирования задача решалась в двумерной постановке. На рисунке стрелкой показано направление потока, внешняя граница области 1, внешняя 2 и внутренняя 3 стенки модели и люминесцентного покрытия 4. Линия 5 совпадает с линией симметрии, также здесь обозначена выходная граница 6. Как видно из рисунка, стенка модели состояла из двух слоев: внешнего слоя толщиной 0,2 мм со следующими параметрами нержавеющей стали: плотность $\rho = 7850 \text{ кг/м}^3$, теплоемкость $C = 575 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{°C)}$, теплопроводность $\alpha = 16,27 \text{ Вт/(м}\cdot\text{K)}$, и внутреннего тонкого слоя толщиной 20 или 50 мкм, моделирующего флуоресцентную краску с $\rho_{\text{п}} = 1000 \text{ кг/м}^3$, $C_{\text{п}} = 2000 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{°C)}$, $\alpha_{\text{п}} = 0,2 \text{ Вт/(м}\cdot\text{K)}$ в соответствии с данными работы [14]. Геометрические размеры внешнего контура модели в расчетах соответствовали размерам экспериментальной модели. Толщина стенки модели и люминесцентного покрытия показаны на рисунке схематически.

Сопряженная нестационарная задача решалась с использованием приложения FLUENT пакета программ ANSYS. Нестационарные уравнения Навье – Стокса, осредненные по Рейнольдсу, решались для турбулентного режима течения с использованием $k-\omega$ SST модели на сетке с регулярными четырехугольными ячейками со сгущением к внешней поверхности модели.

Граничные условия области задавались следующим образом: на входной (верхней границе расчетной области) задавались число Маха, давление p и T , на нижней границе — условие симметрии, на твердых стенках — граничное условие четвертого рода. На выходной границе задавались выходные граничные условия, за исключением торцов стенок, где использовалось условие равенства нулю теплового потока. Постоянная температура, равная 300 К, задавалась внутри модели в начальный момент времени. Численное моделирование проводилось как при постоянных на входной границе параметрах потока воздуха, так и при нестационарных, «падающих» параметрах. В первом случае задавались полное давление $p_0 = 44 \text{ бар}$, температура торможения $T^* = 1130 \text{ К}$, единичное число Рейнольдса $\text{Re}_1 = 10,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Во втором случае моделировались «падающие» параметры с начальными значениями $p_0 = 84 \text{ бар}$, $T^* = 1130 \text{ К}$, $\text{Re}_1 = 20 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ и зависимостью p и T^* от времени, характерной для реального трубного эксперимента. Для этого была написана пользовательская функция, изменяющая входные граничные условия.

На рис. 3а представлена статическая температура, полученная в расчете при постоянных параметрах набегающего потока на границе стальной стенки (кривая 3, рис. 2) с толщиной покрытия 50 мкм (кривая 1, рис. 3) и 20 мкм (кривая 2, рис. 3), а также на внутренней границе индикаторных покрытий

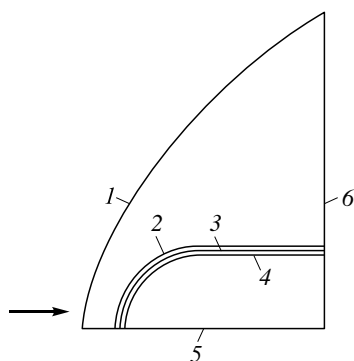


Рис. 2. Схема расчетной области.

1 — входная граница, 2, 3 — внешняя и внутренняя стенки модели, 4 — люминесцентное покрытие, 5 — граница с условием симметрии, 6 — выходная граница.

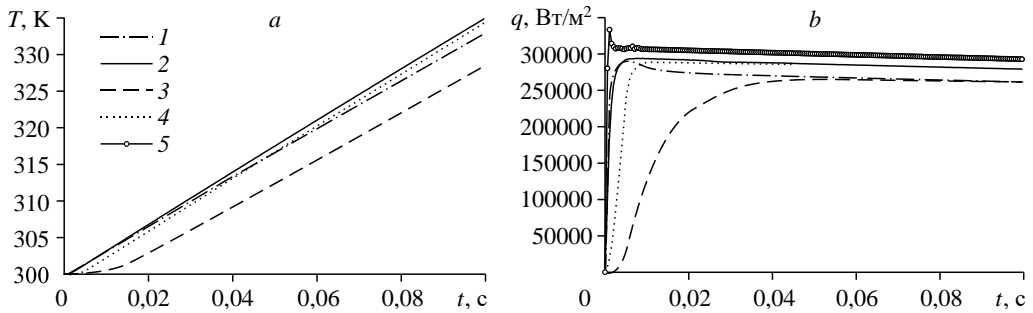


Рис. 3. Зависимости статической температуры от времени (а) и оценки теплового потока по данным статической температуры (b) при постоянных параметрах набегающего потока.

1, 2 — граница стальной стенки с покрытием толщиной 50 и 20 мкм соответственно;
3, 4 — внутренняя граница индикаторного покрытия толщиной 50 и 20 мкм соответственно;
5 — данные расчета по тепловому потоку на внешней границе модели.

(см. 4 на рис. 2 и 3, 4 на рис. 3 для 50 и 20 мкм соответственно). Видно, что зависимости температуры от времени имеют практически одинаковый наклон. Различие, связанное с прогревом, наблюдается в начале процесса: температура индикаторного покрытия достигает температуры стальной стенки с задержкой. Характерная задержка времени Δt для покрытия толщиной 50 мкм составляет 13,5 мс, а для покрытия 20 мкм — 2,5 мс. Такие времена приемлемы для измерений теплового потока в импульсных АДТ с характерными временами работы порядка 100 мс.

Можно применить стандартный для эксперимента способ определения теплового потока — метод «тонкой стенки» — к данным расчета по температуре и сравнить с результатами по тепловому потоку, получившимися в численном эксперименте. Метод «тонкой стенки», используемый для измерения теплового потока, основывается на определении скорости нагрева материала стенки с высокой теплопроводностью. Для измерения температуры стенки с ее внутренней стороны присоединяется спай термопары. Соотношение для определения плотности теплового потока таким датчиком зависит лишь от свойств материала стенки и производной температуры от времени:

$$q(t) = l \rho C \frac{dT(t)}{dt}, \quad (1)$$

где ρ , C — плотность и теплоемкость материала стенки, l — толщина материала стенки. При применении соотношения (1) к численной производной от температуры (рис. 3a) были получены оценки теплового потока методом «тонкой стенки». Эти данные приведены на рис. 3b: кривыми 1 и 2 показаны измерения теплового потока, полученные по соотношению (1) с использованием в нем температуры на стальной стенке с разными индикаторными покрытиями, а кривыми 3 и 4 показаны измерения, полученные с использованием данных температуры на самих покрытиях толщиной 50 и 20 мкм соответственно. Видно, что измерения теплового потока по данным на индикаторных покрытиях имеют определенное время выхода на значения теплового потока, полученного для случая границы стальной стенки и покрытия. Если характерное время установления квазистационарных значений теплового потока для стальной стенки составляет порядка 0,5 мс, то для стенки со слоем краски 20 мкм это время уже составляет приблизительно 5 мс, а со слоем краски 50 мкм — порядка 20 мс. Тем не менее, даже для стенки со слоем краски 50 мкм, начиная с 40 мс результаты оценок q по измерениям на стенке и на покрытии начинают совпадать.

Следует отметить, что теплоемкость слоя краски на стальной стенке приводит к тому, что реальный тепловой поток в численном моделировании (кривая 5, рис. 3) лежит выше оценок методом «тонкой стенки» по формуле (1) на 5 % для слоя 20 мкм и на 12 % для слоя 50 мкм. Учет вклада слоя краски в оценку q может быть легко осуществлен, если в эксперименте известны данные о толщине этого слоя и теплофизических параметрах покрытия; тогда $q = (l\rho C + l_n\rho_n C_n) \frac{dT}{dt}$. Применение этого соотношения

вместо (1) приводит оценки в соответствие с фактическим тепловым потоком (кривая 5).

Поскольку при использовании тонкого слоя краски (20 мкм) время Δt на покрытии составляет 5 мс, то имеется возможность проводить измерения для исследования динамики изменения теплового потока. С целью проверки такой возможности было выполнено моделирование с падающими от времени параметрами течения. На рис. 4а показана статическая температура на границе стальной стенки с индикаторным покрытием 20 мкм (кривая 1) и на внутренней границе покрытия (кривая 2), а на рис. 4б показаны оценки теплового потока методом «тонкой стенки» с использованием этих температур. Зависимость температуры от времени на покрытии сначала лежит несколько ниже зависимости температуры на стальной стенке, но со временем, вследствие уменьшения параметров набегающего потока данные практически выравниваются по абсолютным значениям. Видно, что измерения теплового потока, определенные по соотношению (1), как на стальной стенке, так и на индикаторном покрытии точно описывают тепловой поток при численном моделировании (кривая 3) уже с 5 и 10 мс эксперимента соответственно. При этом занижения оценок q по методу «тонкой стенки» практически не происходит — тепловые потоки совпадают с точностью 1–2 %.

Использование метода тонкой стенки в режиме с падающими по времени параметрами, в отличие от режима с постоянными параметрами, приводит к небольшому завышению теплового потока из-за наличия задержки времени Δt . С другой стороны, неучет теплофизических параметров полимерного покрытия приводит к занижению теплового потока на величину $l\rho C / (l\rho C + l_n\rho_n C_n)$. Суммарный вклад этих двух эффектов в данном случае компенсирует погрешность определения q .

Таким образом, схема внутримодельной оптической визуализации температуры может быть использована в условиях как с постоянными, так и с падающими по времени параметрами потока при толщине индикаторного покрытия 20 мкм.

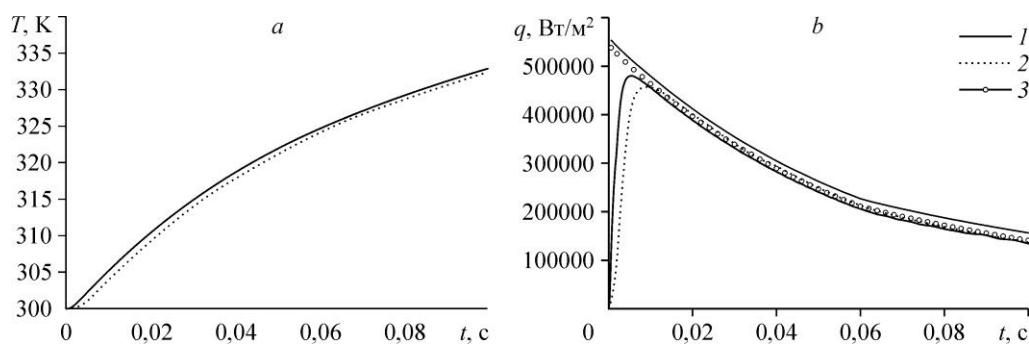


Рис. 4. Зависимости статической температуры от времени (а) и оценки теплового потока по данным расчета статической температуры (б) при «падающих» параметрах набегающего потока.

1 — граница стальной стенки и покрытия, 2 — внутренняя граница индикаторного покрытия толщиной 20 мкм, 3 — тепловой поток на внешней границе модели.

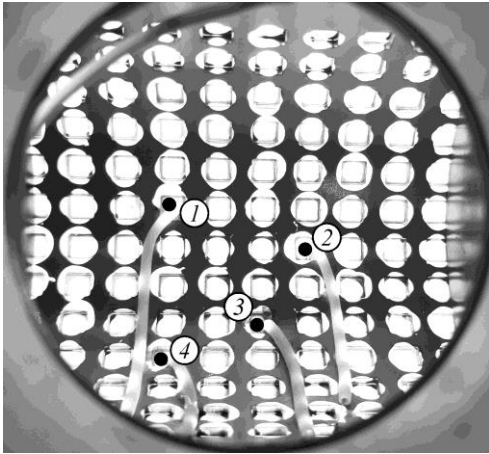


Рис. 5. Фотографии флуоресценции элементов внутренней поверхности модели.

1–4 — расположение термопар для градуировки.

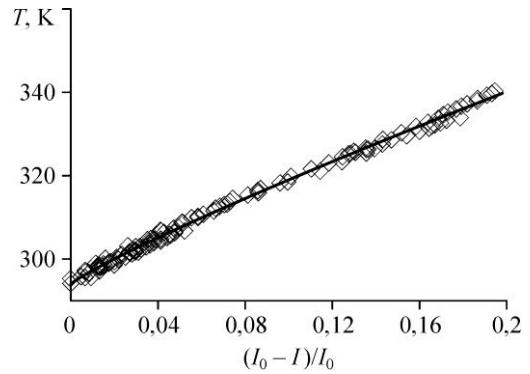


Рис. 6. Градуировочная зависимость температуры термоиндикаторного покрытия от изменения относительной интенсивности флуоресценции родамина Б.

Градуировка интенсивности свечения и восстановление температуры поверхности модели

Для получения температурной зависимости интенсивности флуоресценции покрытия использовались градуировка на подготовленных к экспериментам элементах рабочей внутренней поверхности модели. Фотография флуоресценции элементов внутренней поверхности модели приведена на рис. 5. Стальное основание покрытия (тонкая стенка) нагревалось тепловым пистолетом. Температура образца с покрытием флуоресцентным композитом измерялась термопарами типа сталь-константан (расположение показано на рисунке). При запуске процедуры измерений осуществлялась синхронизация сбора данных с термопар и видеокамеры.

Градуировка проводилась для каждой «ячейки», в которой была установлена контрольная термопара, по которой определялась зависимость между свечением и температурой поверхности. Была получена средняя интенсивность свечения I поверхности «ячейки» в диапазоне длин волн 580–620 нм при различных температурах нагрева. Значения относительного изменения интенсивности $\Delta I = (I_0 - I)/I_0$, где I_0 — исходная интенсивность флуоресценции образца при комнатной температуре, а также их полиномиальная аппроксимация, показаны на рис. 6. Небольшая нелинейность градуировочной зависимости может возникать вследствие особенностей флуоресценции родамина Б, а также неравномерности нанесения тонких слоев покрытия.

Результаты эксперимента

Для отработки методики были проведены эксперименты в импульсной АДТ с падающими значениями параметров внешнего потока воздуха, начальные значения которых рассчитывались по методу, описанному в работе [15], и составляли: температура торможения $T^* = 1350$ К, давление торможения $P_0 = 35$ бар, единичное число Рейнольдса $Re_1 = 5,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Система регистрации запускалась по триггеру от цифровых линий синхронизации запуска аэродинамической трубы за 200 мс до момента запуска трубы. Съемка изображения части внутренней поверхности модели велась как

непосредственно перед запуском АДТ, так и в течение времени работы установки. Момент запуска аэродинамической трубы определялся по появлению сигнала на датчике полного давления за прямым скачком, который был установлен в рабочей части в выходном сечении сопла. Для определения полей температуры на поверхности объекта использовалась градуировочная кривая (см. рис. 6).

Процедура преобразования величин относительной интенсивности флуоресценции родамина Б в температуру выполнялась для каждого кадра изображения видеокамеры, полученного в течение времени рабочего режима установки. Для определения величины нестационарного теплового потока использовалось соотношение (1). Температура рассчитывалась для каждого пикселя, данные, которые находились вне «ячеек», не использовались. Вручную были определены видимые на изображении координаты центров «ячеек» модели, которые затем сопоставлялись с известными из проектной геометрии модели координатами проектных центров «ячеек». Температура центра ячейки определялась как осредненное значение температур в окрестности центра ± 5 пикселей.

На рис. 7 приведены результаты вычисления температуры модели (рис. 7а) и теплового потока (рис. 7б) по интенсивности флуоресценции покрытия в момент времени $t = 40$ мс пуска импульсной трубы. Видно, что наиболее высокие значения температур и тепловых потоков наблюдаются в лобовой части модели, а вдоль радиуса скругления наблюдается их уменьшение. Абсолютные значения температур и тепловых потоков соответствуют данным численного моделирования, проведенным при относительно близких параметрах потока. Наблюдается неоднородность в распределении теплового потока, которая связана как с трехмерностью обтекания, так и с нарушением аэродинамической гладкости и возникновением ударно-волновых структур в области выпирающих боковых крепежных элементов модели (см. рис. 1). Также наблюдается некоторое занижение температуры в «ячейках» с присоединенными термопарами в отличие от «ячеек» без термопар. Это связано с увеличением времени прогрева более массивного элемента и дополнительным отводом тепла через провод термопары.

Сравнение данных по температуре и тепловым потокам на элементе термоиндикаторного покрытия (кривые 1 на рис. 8) с аналогичными данными, полученными с помощью контрольной термопары (кривые 2 на рис. 8), демонстрирует близкие значения. Кривая 3

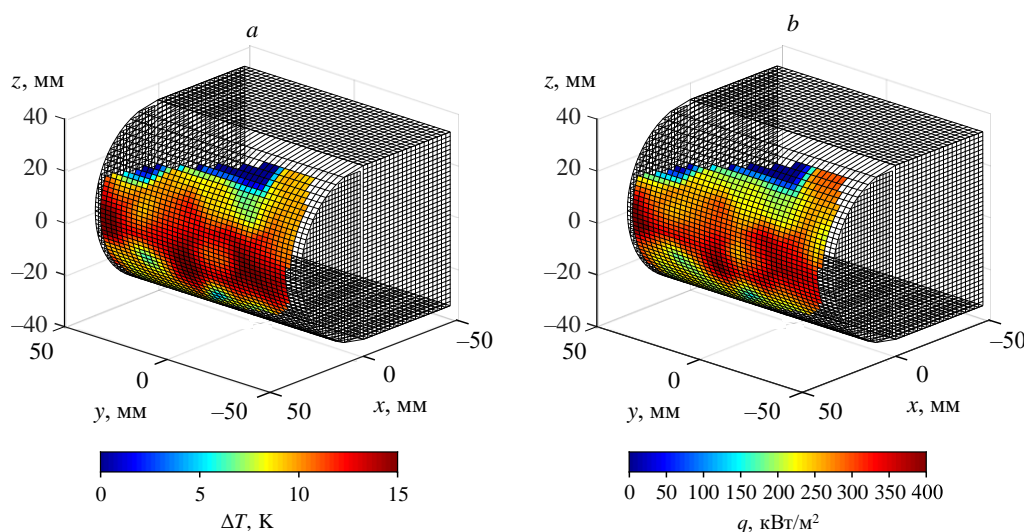


Рис. 7. Визуализация температурного поля (а) и теплового потока (б) на модели.

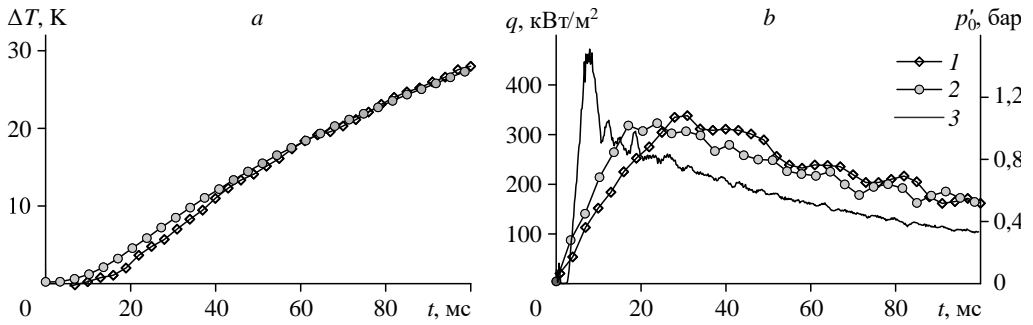


Рис. 8. Изменение температуры (а) и теплового потока (b) на элементе термоиндикаторного покрытия.

1 — измерения на элементах покрытия, 2 — измерения контрольной термопарой, 3 — давление за прямым скачком на срезе сопла.

показывает распределение давления трубки Пито на срезе сопла. Из показаний трубки Пито видно, что рабочие параметры потока реализуются приблизительно с 10 мс (максимальное значение P_0'). Максимум теплового потока для контрольной термопары наблюдается при $t = 20$ мс и для люминофорного покрытия — при $t = 30$ мс. Разница во времени по сравнению с квазистационарными значениями составляет порядка 10 мс, это больше, чем в расчетном случае (было 5 мс), что связано с наличием массы термопары и неравномерностью толщины люминофора. Тем не менее, видно, что времена релаксации люминофорных покрытий незначительно отличаются от покрытий с термопарами и достаточны для применения рассмотренного оптического метода в исследованиях теплопереноса на аэродинамических моделях в высокоэнтальпийных потоках.

Из анализа расчетных и экспериментальных данных можно сделать вывод о том, что использование люминесцентного покрытия толщиной порядка 20 мкм может применяться совместно с методом «тонкой стенки» или самостоятельно.

Заключение

Разработан метод панорамного измерения температуры и тепловых потоков, основанный на регистрации флуоресценции покрытий с родамином Б на внутренней поверхности исследуемого объекта, позволяющий проводить измерения в оптически загрязненных потоках высокоэнтальпийных установок кратковременного действия.

Предложенный метод реализован при проведении экспериментальных исследований в импульсной установке ИТПМ СО РАН. Выполнены расчеты обтекания модели высокоэнтальпийным потоком воздуха с учетом процессов теплопередачи в стенки для условий экспериментов. Наблюдается удовлетворительное согласование экспериментальных данных и результатов численного моделирования. Показано, что метод регистрации свечения флуоресцирующих покрытий, нанесенных внутри модели, может использоваться в условиях запыленного потока как с постоянными, так и с падающими в течение времени значениями параметров потока газа при толщине индикаторного покрытия порядка 20 мкм. Полученные данные по температуре и тепловым потокам на аэродинамической модели соответствуют данным, полученным с помощью метода «тонкой стенки».

Список литературы

1. Королев А.С., Бошенятов Б.В., Друкер И.Г., Затолока В.В. Импульсные трубы в аэродинамических исследованиях. Новосибирск: Наука, 1978. 80 с.
2. Затолока В.В. Импульсные аэродинамические трубы. Новосибирск: Наука, 1986. 143 с.
3. Топчий М.Е., Харитонов А.М. Аэродинамические трубы для гиперзвуковых исследований // Прикл. механика и технич. физика. 1994. Т. 35, № 3. С. 66–81.
4. Fomin V.M., Kharitonov A.M., Maslov A.A., Shiplyuk A.N., Shumskii V.V., Yaroslavtsev M.I., Zvegintsev V.I. Hypersonic short-duration facilities for aerodynamic research at ITAM // Experimental Methods of Shock Wave Research. 2016. Vol. 9. P. 315–346.
5. Головкин М.А., Горбань В.П., Дорохов В.Б., Лутовинов В.М., Пономарева В.С., Поскачев А.А., Сухарев В.И., Троицкий В.В., Шостаев С.М. Исследование перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный с помощью тепловизионной системы // Учен. зап. ЦАГИ. 1983. Т. 14, № 2. С. 48–57.
6. Le Sant Y., Marchand M., Millan P., Fontaineet J. An overview of infrared thermography techniques used in large wind tunnels // Aerospace Sci. and Technology. 2002. Vol. 6, No. 5. P. 355–366.
7. Бунтин Д.А., Громыко Ю.В., Маслов А.А., Поливанов П.А., Сидоренко А.А. Об определении положения ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя оптическими методами // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 6. С. 797–800.
8. Машаров В.Е., Орлов А.А., Радченко В.Н. Технология люминесцентных преобразователей давления и температуры в экспериментальной аэродинамике // Датчики и системы. 2004. Т. 58, № 3. С. 19–21.
9. Машаров В.Е., Радченко В.Н. Измерение полей тепловых потоков в трубах кратковременного действия с помощью люминесцентных преобразователей температуры // Учен. зап. ЦАГИ. 2007. № 1–2. С. 94–101.
10. Александрова Е.А., Новиков А.В., Утюжников С.В., Федоров А.В. Экспериментальное исследование ламинарно-турбулентного перехода на затупленном конусе // Прикл. механика и технич. физика. 2014. Т. 55, № 3. С. 5–16.
11. Пат. 2607225 РФ, МПК⁵¹ G01K 11/20, C09D 5/26, C09D 5/22, C09K 11/00, C09D 101/18, C09D 175/04. Способ измерения полей температуры на поверхности исследуемого объекта с помощью люминесцентных преобразователей температуры (ЛПТ) / Маслов Н.А., Анискин В.М.; патентообладатель ИТПМ СО РАН. № 2015115392; заявл. 23.04.2015; опубл. 20.11.2016, Бюл. № 32.
12. Maslov N.A., Aniskin V.M., Korotaeva T.A., Tsibulskaya E.O. Study of heat transfer during the impact of a supersonic axisymmetric gas micro-jet onto the heated surface using thermal imaging and thermosensitive fluorescent coating // AIP Conf. Proceedings. 2019. Vol. 2125. Art. 030002.
13. Гродзовский Г.Л. Определение параметров тепловых потоков калориметрическими методами с учетом статистической неопределенности измерений температуры // Уч. зап. ЦАГИ. 1981. Т. 12, № 2. С. 52–63.
14. Новиченок Л.Н., Шульман З.П. Теплофизические свойства полимеров. М: Наука и техника, 1971. 117 с.
15. Громыко Ю.В., Цырюльников И.С., Маслов А.А. К разработке методики определения параметров потока в импульсных аэродинамических трубах // Теплофизика и аэромеханика. 2022. Т. 29, № 5. С. 695–708.

*Статья поступила в редакцию 15 июня 2023 г.,
после доработки — 30 октября 2023 г.,
принята к публикации 21 ноября 2023 г.*