

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья
УДК 553.6.072

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС СВЕРХЗВУКОВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ ДЛЯ АЭРОФИЗИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

Виктор Михайлович Абашев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия
abashevVM@mai.ru

Аннотация. Экспериментальный комплекс, состоящий из двух сверхзвуковых аэродинамических труб, предназначен для учебного процесса, научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Выполняются внешние и внутренние аэродинамические продувки. Аэродинамические трубы имеют взаимосвязанные системы: пневмосистему, выхлопную вакуумную систему, систему измерений и управления. Испытываются модели диаметром 30 ... 300 мм и длиной 0,35 ... 1,5 м. Продолжительность эксперимента 0,2 ... 3,0 с. Особенностью испытаний является их высокая экономичность и низкая стоимость.

Дается описание датчика, измеряющего статические давления сверхзвукового газового потока во внутреннем тракте экспериментальной модели. Чувствительными элементами служат малые отверстия, являющиеся концентраторами напряжений. Напряжения измеряются с помощью поляризационно-оптического метода фотоупругости. Статические давления определяются по измеренным разностям главных напряжений около отверстий.

Ключевые слова: экспериментальный комплекс, сверхзвуковая аэродинамическая труба, поляризационно-оптическая установка, метод фотоупругости, полоса разности главных напряжений, фотоупругий датчик статического давления, внутренний тракт модели

Для цитирования: Абашев В.М. Экспериментальный комплекс сверхзвуковых аэродинамических труб для аэрофизических испытаний // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 7–16.

AERONAUTICAL AND SPACEROCKET ENGINEERING

Original article

EXPERIMENTAL COMPLEX OF SUPERSONIC WIND TUNNELS FOR AEROPHYSICAL TESTS

Viktor M. Abashev

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia
abashevVM@mai.ru

© Абашев В.М., 2023

Abstract

The article describes the “Experimental complex of supersonic wind tunnels for aero-physical tests”, which is operated in the MAI. It is intended for educational process, as well as research and development works. Both external and internal aerodynamic blowdowns are being performed with it. The complex includes two supersonic wind tunnels with interconnected systems: pneumatic system, exhaust vacuum system, as well as measuring and control systems. Aero-physical tests are being conducted for the models of a 30-300 mm diameter and a 0.35-1.5 m length. The duration of the experiment is 0.2-3.0 s. The airflow velocity is supersonic, ensuring the tests for modern operation conditions of atmospheric aircraft. The air consumption is up to 5.0-150.0 kg/s at the temperature up to 720-750 K.

The wind tunnels are of the same structural scheme and differ only in sizes. The principle of “sequential experiment” is being realized. Two series of aero-physical tests are being performed after preliminary numerical thermo- gas-dynamic study. At first, the required number of low-cost approximate tests on a small-size autonomous wind tunnel is conducted. The adjustment of equipment, rigging, various systems and measurements necessary for the main tube functioning is performed. Preliminary test results of the small-size model are being obtained. Further, a small number of full-size model tests are conducted in the main wind tunnel.

The tests specificity consists in their high economy and low cost due to the short time of the experiment and availability of the autonomous pressure systems.

The article describes the sensor, measuring static pressures of the supersonic flow in the inner duct of the experimental model. Small orifices serve as sensing elements, operating as stress concentrators. The stresses are being measured with polarizing-optical method of photoelasticity. Polarizing-optical installations intended for visualization and fixation of the principal stress difference bands pattern in the experimental model are presented. The stresses determining accuracy is 1-3%.

Static pressures are being determined by measured principal stress difference near the orifices.

Keywords: experimental complex, supersonic wind tunnel, polarizing-optical installation, photoelasticity method, main stress difference band, photoelastic static pressure sensor, internal model duct

For citation: Abashev V.M. Experimental complex of supersonic wind tunnels for aerophysical tests. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 7-16.

Введение

Создание современных летательных аппаратов и двигателей сопровождается проведением предварительных аэрофизических испытаний на аэродинамических трубах и газодинамических установках. Эксплуатируются дозвуковые, сверхзвуковые и импульсные аэродинамические трубы [1, 2]. Основной вклад в создание отечественных сверхзвуковых аэродинамических труб внесли ученые аэродинамических центров: ФАУ «ЦАГИ имени Н. Е. Жуковского», ФГБУН «ИТПМ имени С. А. Христиановича» СО РАН, АО «ЦНИИМаш», ФАУ «ЦИАМ им. П. И. Баранова» и др., технических университетов: МГТУ им. Н. Э. Баумана, МАИ, ВКА им. А.Ф. Можайского и др., а также зарубежных центров: NASA (США), ONERA (Франция), DLR (Германия), AVIC (Китай).

Аэродинамические трубы имеют, как правило, большие габаритные размеры и требуют больших энергетических затрат. Для снижения стоимости испытаний, дальнейшего повышения точности и стабильности результатов измерений используется принцип «последовательного эксперимента». После предварительного численного теплогазодинамического исследования выполняются две серии

аэрофизических испытаний. Сначала проводится необходимое количество дешевых приближенных испытаний на малоразмерной автономной аэродинамической трубе. Осуществляется отладка оборудования, оснастки, различных систем измерения параметров, необходимых для функционирования основной трубы. Получают предварительные результаты испытаний малоразмерной модели. Затем проводится малое количество испытаний полноразмерной модели на основной аэродинамической трубе.

В ходе аэрофизического эксперимента измеряются [3] аэродинамические силы и моменты, действующие на модель [4], и теплогазодинамические характеристики.

При обтекании модели сверхзвуковым газовым потоком возникают проблемы точности измерения. Это обусловлено тем, что около неподвижных поверхностей тракта образуется пограничный слой, существенно влияющий на структуру течения относительно невязкого случая, что приводит к отклонению от расчетного распределения статического давления.

Рассмотрена проблема измерения статического давления при сверхзвуковом потоке во внутреннем газодинамическом тракте экспериментальной модели.

Обычно отбор давления из внутреннего тракта осуществляется через дренажное отверстие и трубку [5, 6]. К трубке присоединяют регистрирующий прибор, например датчик давления, манометр и др. При сверхзвуковом течении газа пограничный слой отделяет основной газовый поток в ядре от аэродинамической поверхности газового тракта, где отбирается давление. Это приводит к изменению структуры потока, влияющему на результаты измерения.

Приемники статических давлений [3, 6–8] размещают в потоке движущегося газа. Они сделаны в виде трубки с закрытой головной частью и несколькими радиальными отверстиями, служащими приемниками давления. Неточности изготовления отверстий, образование отраженной ударной волны, снижение тепловой надежности и появление деформаций, изменяющаяся структура потока [9] приводят к большим погрешностям измерения. На характеристики сверхзвукового газового потока оказывает влияние профиль деформированной поверхности внутреннего тракта [10–12].

Совокупность проблем и недостатков приемников для измерения статического давления сверхзвукового высокотемпературного газового потока не позволяет определенно оценить точность измерения.

Использование малогабаритных датчиков давления [3], встроенных в элементы конструкции, обычно приводит к изменению конструкции внутреннего газового тракта. Сложность измерительной системы значительно повышается.

Помимо прямого измерения величины статического давления, возможна косвенная регистрация, когда давление функционально связано с другим измеряемым параметром. Таким параметром может быть деформация наружной поверхности экспериментальной модели, имеющей внутренний сверхзвуковой газодинамический газовый тракт. В этом случае отсутствует эффект влияния пограничного слоя на результаты измерения статического давления. Для измерения деформаций применяют тензорезисторы [13, 14]. Анализ результатов проводят по напряжениям, вычисляемым по измеренным деформациям.

Ошибка вычисления напряжений численным методом конечных элементов составляет 15 ... 25% [15], что оказывает влияние на точность определения величины статического давления воздуха в газодинамическом тракте. Кроме того, тензорезисторы очень чувствительны к изменению температуры и инерционны при быстропотекающих процессах.

Таким образом, проблема разработки новой системы измерения статического давления в сверхзвуковых внутренних трактах актуальна.

Представляет интерес применение оптических методов, непосредственно измеряющих напряже-

ния, а не деформации. Такую возможность дает метод фотоупругости [16–18]. Метод основан на эффекте двойного лучепреломления в оптически чувствительном анизотропном нагруженном силикатном материале. Двойное лучепреломление является оптическим свойством кристаллического тела и анизотропного вещества (типа стекла, эпоксидной смолы и др.). Это свойство исчезает при снятии нагрузки. Если процесс нагружения модели проводить в термошкафу при определенной диаграмме «температура – время», то возникающие в модели полосы разности главных напряжений фиксируются («замораживаются») и остаются в модели длительное время. Разрезая модель на пластины и используя поляризационно-оптическую установку, получают численные значения разности главных напряжений для каждой полосы.

Зная параметры полос и пользуясь тарированными функциями разности главных напряжений от статического давления во внутреннем тракте модели, легко получить значения давления. Применение оптического метода фотоупругости позволяет регистрировать быстроменяющееся и неравномерно действующее статическое давление сверхзвукового газового потока, движущегося вдоль внутреннего тракта испытываемого элемента конструкции. Наиболее эффективно исследование малоразмерных элементов конструкции, когда классические методы сложны конструктивно.

Общие оценки точности определения статического давления при таких условиях существенно зависят от самой конструкции внутреннего тракта. Учитывая, что метод фотоупругости определяет напряжения с точностью 1 ... 3%, можно считать, что найденные величины статических давлений будут иметь малую погрешность. На основании этого предположения в МАИ разработана новая конструкция датчика статического давления.

1. Экспериментальный комплекс сверхзвуковых аэродинамических труб

В МАИ эксплуатируются сверхзвуковые аэродинамические трубы: Т-2 [19] и экспериментальный комплекс сверхзвуковых аэродинамических труб для аэрофизических испытаний. Особенностью комплекса является проведение экономичных и дешевых испытаний экспериментальных моделей, соответствующих условиям эксплуатации современных сверхзвуковых атмосферных летательных аппаратов. Экспериментальный комплекс (рис. 1) состоит из малой 1 и большой 2 аэродинамических труб кратковременного действия. Трубы имеют одинаковую конструктивно-компоновочную схему. Различие состоит в их габаритных размерах и величинах создаваемых аэродинамических параметров.

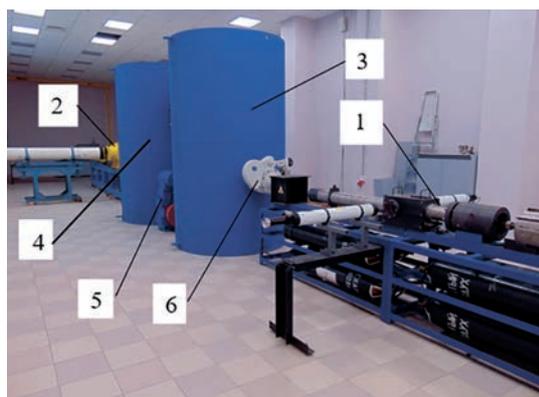


Рис. 1. Экспериментальный комплекс сверхзвуковых аэродинамических труб для аэрофизических испытаний

Наибольшие значения скорости воздушного потока в обеих трубах примерно одинаковы.

Прототипом малой трубы является малая аэродинамическая установка [2], а прототипом большой трубы – аэродинамическая труба «Транзит» [2], созданные в ИТПМ СО РАН. Одинаковая конструктивно-компоновочная схема труб позволяет эффективно применять принцип «последовательного эксперимента». Предварительные газодинамические расчеты выполняются с использованием компьютерной системы САПР, например COSMOSFloWorks [20]. Затем проводится необходимое количество дешевых испытаний уменьшенной модели на малой аэродинамической трубе. Окончательные точные результаты определяются при ограниченном количестве испытаний полноразмерной модели на большой аэродинамической трубе.

Комплекс содержит единые для двух труб системы: пневмосистему, выхлопную вакуумную систему, системы измерений и управления. *Пневмосистема* состоит из автономного компрессора, двух автономных систем давления, выполненных в виде блоков воздушных баллонов, клапанов, редукторов и трубопроводов. *Вакуумная система* имеет две вакуумные емкости 3 и 4, вакуумный насос 5 и соединяется с аэродинамическими трубами быстродействующими вакуумными ножами 6. *Система измерений* имеет: трубопроводы, различные датчики, оптические устройства, электросеть, усилители сигналов датчиков, компьютеры с программным обеспечением анализа результатов измерения; управление экспериментом осуществляется с единого пульта.

Малая аэродинамическая труба предназначена для проведения тестовых экспериментов элементов конструкции, используемых в последующих испытаниях на большой аэродинамической трубе,

и для собственных автономных испытаний, ограниченных габаритными размерами экспериментальной модели. Малая аэродинамическая труба (рис. 2) содержит: автономную систему 1 давления в виде блока воздушных баллонов, систему 2 подвода воздуха, нагреватель 3, форкамеру 4, сменное сопло 5, рабочую часть 6, диффузор 7, рассекатель 8 воздушного потока и раму 9.

Перед запуском устанавливается сопло 5, определяющее скорость и расход воздушного потока. Баллоны 1 заполняются воздухом с помощью автономного компрессора. Компрессор подает сухой воздух через специальную встроенную систему, что повышает качество испытания.

После открытия клапана в системе 2 воздух подводится к нагревателю 3. Затем нагретый воздух через форкамеру 4 и сопло 5 подается в рабочую часть 6, в которой установлена экспериментальная модель. Обычно рабочая часть выполняется в виде камеры Эйфеля для обеспечения равномерности газового потока. Выхлоп газа осуществляется через диффузор 7. Если происходит выброс воздушного потока в помещение, то предварительно устанавливают рассекатель 8. При использовании вакуумных емкостей, обеспечивающих необходимую величину низкого выходного давления, диффузор присоединяют к вакуумному ножу и вакуумной емкости.

Основные параметры малой аэродинамической трубы: диаметр экспериментальной модели – до 30 мм; длина модели – до 350 мм; продолжительность эксперимента – до 3,0 с; скорость воздушного потока – сверхзвуковая, обеспечивающая испытания для условий эксплуатации современных атмосферных летательных аппаратов; расход воздуха до – 5,0 кг/с при температуре до 720 К; мощность нагревателя 25 кВт; давление в баллонах – до 20 МПа.

Большая аэродинамическая труба показана на рис. 3. Ее конструктивная схема аналогична схеме конструкции малой аэродинамической трубы. Отличие состоит в возможности испытывать более крупногабаритные экспериментальные

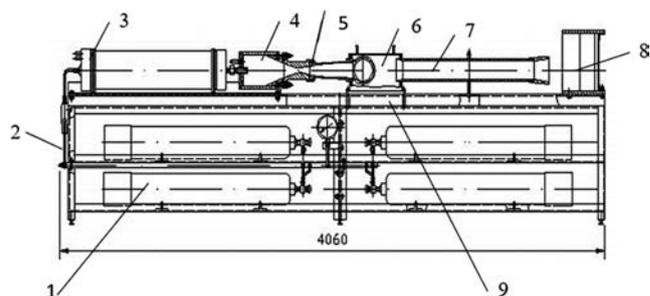


Рис. 2. Схема конструкции малой аэродинамической трубы

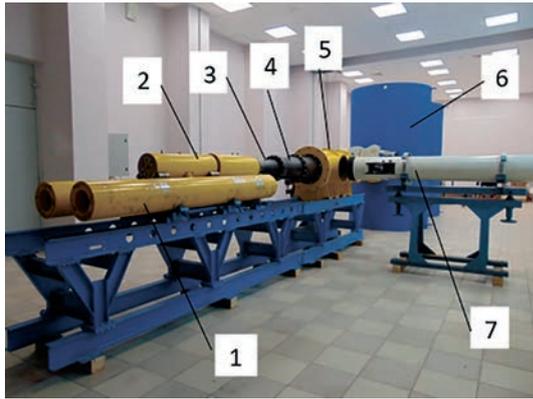


Рис. 3. Конструкция большой аэродинамической трубы

модели при больших значениях газодинамических параметров воздушного потока. Автономная воздушная система сделана в виде емкостей 1. Количество нагревателей 2 увеличено с двух до четырех. На рисунке также показаны форкамера 3, сопло 4, рабочая часть 5 с окнами и вакуумная емкость 6. В рабочей части устанавливается экспериментальная модель. Оптическое устройство 7 предназначено для визуальной регистрации характеристик экспериментальной модели при испытании. В данном случае установлено устройство, регистрирующее картины структуры сверхзвукового потока при продувках экспериментальной модели.

Большая аэродинамическая труба имеет следующие основные параметры: диаметр экспериментальной модели – до 0,3 м; длина модели – до 1,5 м; продолжительность эксперимента 0,3 ... 0,6 с; скорость воздушного потока – сверхзвуковая, обеспечивающая испытания для условий эксплуатации современных атмосферных летательных аппаратов; расход воздуха – до 150,0 кг/с при температуре на входе в рабочую часть до 750 К; мощность нагревателя 4 – 25 кВт; давление в баллонах – до 20 МПа. Габариты стенда: длина 7,6 м, высота 1,47 м, ширина 0,87 м.

Экспериментальный комплекс сверхзвуковых аэродинамических труб позволяет проводить аэрофизические испытания при внешнем и внутреннем обтекании экспериментальной модели. Применяются известные средства измерения и методики проведения аэрофизических экспериментов.

2. Фотоупругий датчик статического давления

Для измерения статического давления при внутреннем обтекании сверхзвуковым газовым потоком используется фотоупругий датчик [21]. Датчик (рис. 4) содержит: основание 1 и приклеенные к нему ребра 2, выполненные из оптически чувствительного материала, например, из эпоксидной

смолы. В одном из ребер сделаны малые отверстия 3, являющиеся концентраторами напряжений. Количество отверстий может быть различным, в зависимости от мест измерения давления. Остальные ребра обеспечивают симметричность распределения нагрузки и собственную прочность.

Фотоупругий датчик приклеивается к наружной поверхности экспериментальной модели 4, имеющей внутренний газодинамический тракт (рис. 5). Наружные поверхности ребер жестко связаны с опорами 3. Распределение напряжений в ребре регистрируется поляризационно-оптической установкой 5, реализующей метод фотоупругости. Сигналы от высокоскоростной кинокамеры установки передаются на компьютер для хранения и анализа данных. Внутренний газодинамический тракт представляется совокупностью областей измерения 1, 2, ... n . Каждое из малых отверстий находится в середине своей области измерения. При этом выполняется условие отсутствия взаимного влияния областей концентрации напряжений между соседними отверстиями. Это условие выполняется при $l/d = 2 \dots 3$, где l – расстояние между вертикальными осями отверстий; d – диаметр отверстия. Также выполняются условия прочности: металлической экспериментальной модели, клеевого состава, основания и ребер, выполненных их эпоксидной смолы. Температура наружной поверхности основания должна быть не более

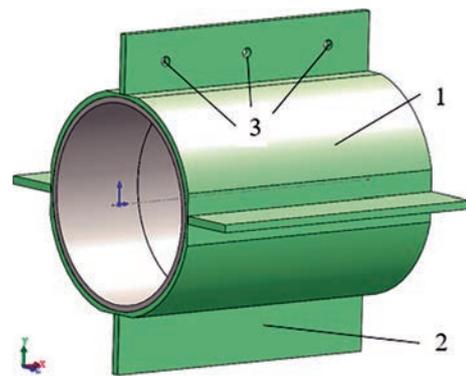


Рис. 4. Фотоупругий датчик давления

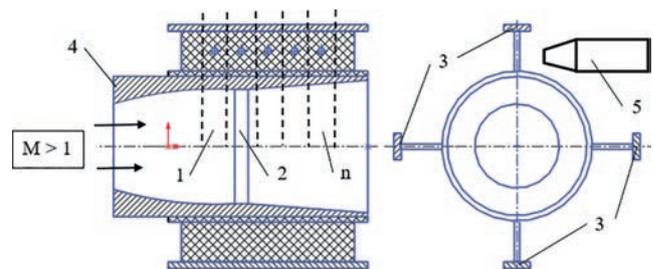


Рис. 5. Экспериментальная модель с фотоупругим датчиком

180 ... 200°C, что определяет прочность эпоксидной смолы. Обеспечивается допустимая устойчивость ребер при их сжатии.

Давление, действующее на внутреннюю поверхность экспериментальной модели, вызывает в ней напряженно-деформированное состояние. Усилие на ребра передается от модели через клеевые составы и основание. Так как наружные поверхности ребер закреплены, они сжимаются. Вокруг отверстий образуются поля напряжений. Функциональное соотношение между полем напряжений около отверстия и величиной статического давления определяется тарировкой. Для этого требуется несколько тарировочных соотношений: функциональная зависимость между давлением и силой, действующей на основание ребра; функциональная зависимость между силой, действующей на основание ребра, и полем напряжений около отверстия. Для этого пользуются предварительными численными и экспериментальными исследованиями.

Численные значения определяются с помощью компьютерных систем САПР, например, SolidWorks/COSMOSWorks [22]. Проводятся тарировочные эксперименты с использованием наклеенных на наружную поверхность экспериментальной модели тензорезисторов [13, 14]. Выполняются тарировочные эксперименты сжатия ребра с малыми отверстиями с использованием поляризации-оптической установки. Сравнение численных и экспериментальных данных позволяет оценить точность полученных результатов.

Главными индикаторами фотоупругого датчика давления служат малые отверстия. Они являются концентраторами напряжений и имеют устойчивую изученную картину распределения напряжений около отверстий. Их численные значения в два – три раза превышают общий фон распределения напряжений в ребре, что повышает точность экспериментального определения напряжений. Метод фотоупругости позволяет получить качественную картину распределения разности главных напряжений около концентратора при сжатии пластины [23, 24].

На рис. 6 представлена типичная картина распределения полос разности главных напряжений при сжатии ребра. В зависимости от величины сжимающей нагрузки количество полос меняется, характеризуя новые численные значения разности главных напряжений. В данном случае разности главных напряжений имеют области 1, 3 – отрицательных и 2, 4 – положительных значений. Таким образом, используя тарировочные функции, определяют величину статического давления.

Толщина основания датчика выбирается такой, чтобы обеспечить условие прочности ребра около малых отверстий. Типичная картина линий эквива-

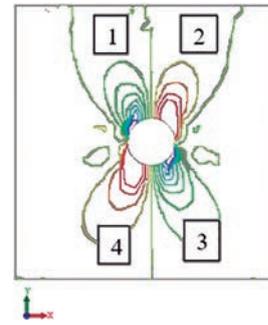


Рис. 6. Распределение полос разности главных напряжений около центрального малого отверстия ребра датчика

лентных напряжений $\sigma_{\text{эп}}$ в ребре и их эпюры около малого отверстия представлена на рис. 7.

Наземная фотоупругая поляризационно-оптическая установка показана на рис. 8. Она состоит из источника света 1 с системой цветных фильтров, поляризатора 2, линз 3–6, фрагмента (пластины) экспериментальной модели 7, анализатора 8 и экрана 9. Здесь используется модель в виде вырезанной из экспериментальной модели пластины с «замороженным» полем разности главных напряжений. В настоящее время вместо экрана применяется высокоскоростная (24 кадра/с) кинокамера. Кадры в режиме реального времени передаются и записываются на компьютер для последующего анализа. Это позволяет повысить качество измерений.

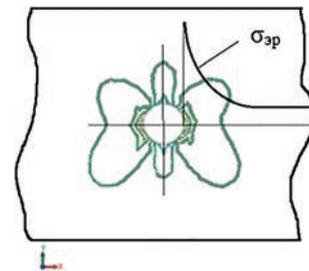


Рис. 7. Поле эквивалентных напряжений около малого отверстия в ребре датчика

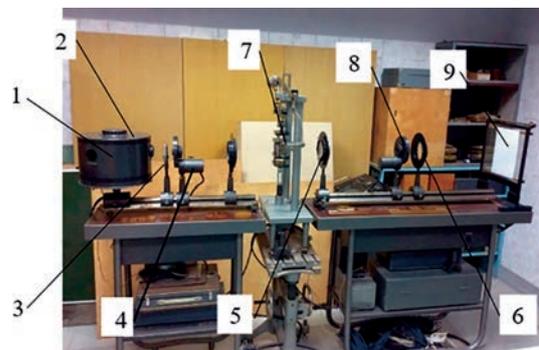


Рис. 8. Наземная фотоупругая поляризационно-оптическая установка

Геометрический облик модели, характеристики материала и система нагружения моделируют исследуемый элемент конструкции.

Схема фотоупругой поляризационно-оптической установки при аэрофизическом эксперименте показана на рис. 9.

Установка состоит из входной 1 и выходной 2 частей. Входная часть содержит: источник света, линзу и поляризатор. Выходная часть состоит из линзы, анализатора и кинокамеры. Обе части установлены напротив окон рабочей части 3 аэродинамической трубы. В рабочей части размещены экспериментальная модель 4 с фотоупругим датчиком 5.

В поляризационно-оптической установке луч поляризованного света после поляризатора проходит через нагруженное статическим давлением ребро с отверстиями и разлагается на две составляющие волны, движущиеся по двум взаимно перпендикулярным плоскостям. Эти плоскости соответствуют плоскостям, где действуют главные напряжения σ_1 и σ_2 . Так как материал анизотропный, то скорости распространения волн различны и, следовательно, образуется разность хода R_t для взаимно распространяющихся составляющих волны. Пройдя анализатор, проекции волн накладываются, и появляется эффект интерференции с образованием полос разности главных напряжений.

Закон фотоупругости при плоском напряженном состоянии в упругой области имеет вид

$$R_t = C \cdot t \cdot (\sigma_1 - \sigma_2), \quad (1)$$

где C – оптический коэффициент напряжения; t – толщина пластины из оптически прозрачного материала; $(\sigma_1 - \sigma_2)$ – разность главных напряжений.

Так как наибольшее касательное напряжение равно

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma_1 - \sigma_2}{2}, \quad (2)$$

то полоса является геометрическим местом точек, имеющих одну и ту же величину наибольшего ка-

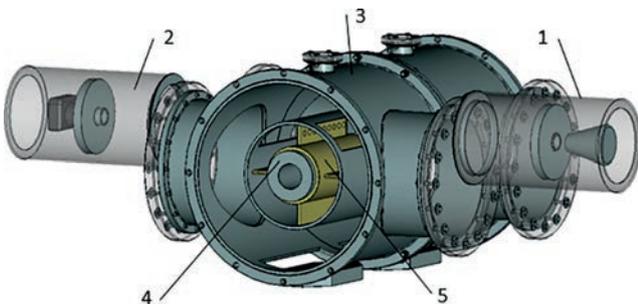


Рис. 9. Схема фотоупругой поляризационно-оптической установки при аэрофизическом испытании

сательного напряжения.

Главные напряжения связаны с компонентами напряжений $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$, действующих вдоль осей координат:

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \frac{1}{2} \left[\sigma_x + \sigma_y + \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + 4\tau_{xy}^2} \right]; \\ \sigma_2 &= \frac{1}{2} \left[\sigma_x + \sigma_y - \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + 4\tau_{xy}^2} \right]; \\ \operatorname{tg} 2\theta_{1,2} &= \frac{2\tau_{xy}}{\sigma_x - \sigma_y}; \\ \tau_{\max} &= \frac{1}{2} \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + 4\tau_{xy}^2}; \\ \sigma_y &= \sigma_x \pm \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 - 4\tau_{xy}^2} \end{aligned} \quad (3)$$

где $\operatorname{tg} 2\theta_{1,2}$ определяет две площадки соответственно для главных напряжений σ_1 и σ_2 ; θ_1 – угол наклона площадки; $\theta_2 = \theta_1 + \pi/2$.

Величины касательных напряжений τ_{xy} пропорциональны значениям разности главных напряжений (2) и (3), что дает возможность сравнивать их с разностью главных напряжений, измеренных с помощью метода фотоупругости. В ребре с отверстием напряжения τ_{xy} имеют области отрицательных (области 1, 3) и положительных (области 2, 4) значений, что определяется деформацией отверстия (см. рис. 6).

Если в газодинамическом тракте величина давления меняется, то распределение полос разности главных напряжений около отверстий различно. Это объясняется несимметричной деформацией экспериментальной модели.

На рис. 10,а показана расчетная модель экспериментальной модели при действии различного по величине статического давления в областях измерения: а, б, с.

Внутренняя поверхность расчетной модели представлена совокупностью поверхностей а, б, с. Серединам каждой из этих поверхностей соответствуют малые отверстия в ребре. На поверхности а, б, с действуют постоянные статические давления $p_i, i = a, b, c$. Под действием нагрузки происходит несимметричное деформирование конструкции. На рис. 10,б видна криволинейная линия в месте соединения основания и ребер.

Эпюра эквивалентных напряжений в ребре с малыми отверстиями показана на рис. 11. Максимальные напряжения присутствуют около левого малого отверстия, в области а измерения, где действует наибольшее статическое давление. Вдоль осевого направления ребра концентрации напряжений распределяются: $\sigma_{\partial a}/\sigma_{\partial a} = 1$; $\sigma_{\partial b}/\sigma_{\partial a} = 0,39$; $\sigma_{\partial c}/\sigma_{\partial a} = 0,21$. Из рисунка видно, что области кон-

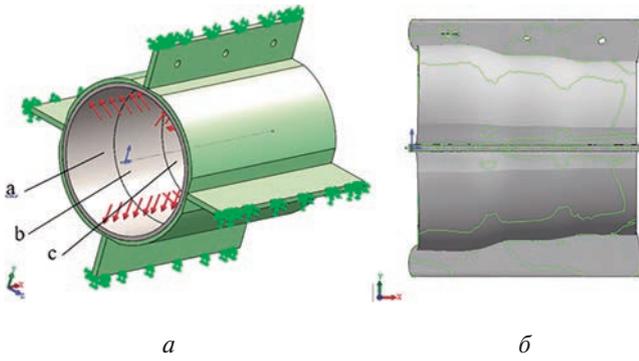


Рис. 10. Расчетная схема и деформация экспериментальной модели при действии относительных статических давлений: $p_a/p_a = 1$; $p_b/p_a = 0,5$; $p_c/p_a = 0,23$

центраций напряжений около малых отверстий не оказывают взаимного влияния.

Максимальные напряжения присутствуют около левого малого отверстия, в области а измерения, где действует наибольшее статическое давление. Вдоль осевого направления ребра концентрации напряжений распределяются: $\sigma_{эа}/\sigma_{эа} = 1$; $\sigma_{эб}/\sigma_{эа} = 0,39$; $\sigma_{эв}/\sigma_{эа} = 0,21$. Из рисунка видно, что области концентраций напряжений около малых отверстий не оказывают взаимного влияния.

Полосы распределения касательных напряжений τ_{xy} для каждого из отверстий показаны на рис. 12. Видно различие распределения касательных напряжений, которое соответствует величинам разности

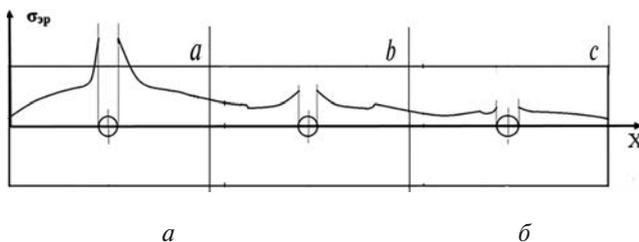


Рис. 11. Эпюра эквивалентных напряжений в ребре с малыми отверстиями

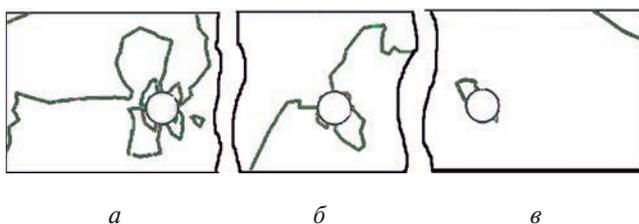


Рис. 12. Полосы распределения касательных напряжений τ_{xy} при переменном статическом давлении в цилиндрическом газодинамическом тракте: а – левое отверстие; б – среднее отверстие; в – правое отверстие

главных нормальных напряжений. Наибольшая разность главных напряжений соответствует левой области, где действует наибольшее статическое давление.

Из сравнения распределения показанных на рис. 6 и 12 полос касательных напряжений для среднего отверстия следует, что статическое давление в первом случае больше. По мере уменьшения статического давления, в областях измерений *b* и *c* густота полос снижается и меняется направление их распределения. Это объясняется деформацией конструкции, показанной на рис. 10,б.

Выводы

1. Для проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в МАИ успешно эксплуатируются экспериментальный комплекс сверхзвуковых аэродинамических труб для аэрофизических испытаний и фотоупругая поляризационно-оптическая установка, предназначенные для проведения учебного процесса.

2. Аэрофизические испытания выполняются для моделей диаметром 30 ... 300 мм и длиной 0,35 ... 1,5 м; продолжительность эксперимента 0,2 ... 3,0 с; скорость воздушного потока – сверхзвуковая, обеспечивающая испытания для условий современной эксплуатации атмосферных летательных аппаратов.

3. Разработанный фотоупругий датчик позволяет определять статические давления во внутреннем сверхзвуковом газодинамическом тракте экспериментальной модели с применением поляризационно-оптического метода фотоупругости.

Список источников

1. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки: Учебник. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2005. – 217 с.
2. Звезгинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1. Установки для научных исследований. – Новосибирск, Параллель, 2014. – 550 с.
3. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 2. Методы и средства аэрофизических измерений: Учебник. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2007. – 456 с.
4. Петровевич В.В., Лютов В.В., Манвелян В.С. и др. Исследования по калибровке шестикомпонентных вращающихся тензометрических весов для испытаний винтов летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 48–61. DOI: 10.34759/vst-2021-4-48-61
5. Лепешинский И.А. Газодинамика одно- и двухфазных течений в реактивных двигателях: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 276 с.

6. Петрунин А.Н. Методы и техника измерений газового потока (приемники давления и скоростного напора). – М.: Машиностроение, 1972. – 332 с.
7. Петрунин А.В., Пономарев Л.Ф. Приемник полного и статических давлений с аэродинамической компенсацией для определения числа Маха при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях потока // Ученые записки ЦАГИ. 1999. Т. XXX. № 1–2. С. 84–87.
8. Киём Л.К., Ефимов И.П., Дык М.С., Кузнецов А.С. Исследование проточных приемников статического давления. – Ульяновск: УлГТУ, 2022. – 262 с.
9. Абашев В.М., Еремкин И.Н., Животов Н.П. и др. Экспериментальное и численное моделирование процессов сверхзвукового истечения из полузакрытого канала // Инженерно-физический журнал. 2018. Т. 91. № 2. С. 361–370.
10. Тупикин А.В., Третьяков П.К., Абашев В.М. Моделирование влияния волновых структур, возникающих при деформации стенки канала, на сверхзвуковой поток с теплоподводом // Динамика многофазных сред: сборник тезисов XVII Всероссийского семинара с международным участием (27 авг.–4 сент. 2021; Новосибирск). – Новосибирск: ИТПМ СО РАН, 2021. С. 19.
11. Tret'yakov P.K., Tupikin A.V., Abashev V.M. Modeling the effect of wave structures arising during the deformation of the channel wall on the supersonic flow with heat supply // Actual Problems of Continuum Mechanics: Experiment, Theory, and Applications (20-24 September 2023). Vol. 2504. No.1: 030104. DOI: 10.1063/5.0132369
12. Хатунцева О.Н., Шувалова А.М. О дополнительных «многомасштабных» критериях подобия для экспериментальной отработки изделий аэрокосмической техники // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 91–97. DOI: 10.34759/vst-2023-1-91-97
13. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов: Учебник. – 16-е изд., испр. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 543 с.
14. Мехеда В.А. Тензометрический метод измерения деформаций: Учеб. пособие. – Самара: Изд-во СГАУ, 2011. – 54 с.
15. Абашев В.М. Основы метода конечных элементов: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ-Принт, 2008. – 82 с.
16. Фрохт М.М. Фотоупругость. Т. 1. Поляризационно-оптический метод исследования напряжений / Пер. с англ. М.Ф. Бокштейн, Ю.Ф. Красонтовича и А.К. Прейсс; Под ред. проф. Н.И. Пригоровского. – М.-Л.: Гостехиздат, 1948. – 432 с.
17. Разумовский И.А. Интерференционно-оптические методы механики деформированного твердого тела: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 235 с.
18. Демидов А.С. Метод фотоупругости и его применение в лабораториях МАИ // Двигатель. 2018. № 3(117). С. 10–11.
19. Попов С.А., Пугачев Ю.Н. Аэродинамическая труба Т-2 МАИ: история и перспективы // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 9–22. DOI: 10.34759/vst-2023-1-9-22
20. Алямовский А.А., Собачкин А.А., Одинцов Е.В. и др. SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 800 с.
21. Абашев В.М. Датчик статического давления для сверхзвуковых аэродинамических испытаний // Модели и методы аэродинамики: Сб. тезисов XXIII Международной школы–семинара (ММА-2023; 5–9 июня 2023; Жуковский). – Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, 2023. С. 5–6.
22. Алямовский А.А. SolidWorks/COSMOS Works. Инженерный анализ методом конечных элементов. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 432 с.
23. Степанов Л.В., Долгих В.С. Цифровая обработка результатов оптоэлектронных измерений. Метод фотоупругости и его применение для определения коэффициентов многопараметрического асимптотического разложения М. Уильямса поля напряжений // Вестник Самарского государственного технического университета. Сер. «Физико-математические науки». 2017. Т. 21. № 4. С. 717–735. DOI: 10.14498/vsgtu1544
24. Жаббаров Р.М. Теоретически реконструированное поле изохроматических полос у вершины трещины // Вестник Самарского университета. Естественно-научная серия. 2019. Т. 25. № 1. С. 57–62. DOI: 10.18287/2541-7525-2019-25-1-57-62

References

1. Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Ch. 1 Aerodinamicheskie truby i gazodinamicheskie ustanovki* (Technique and methods of aerophysical experiment. Part 1 Wind tunnels and gas-dynamic installations), Novosibirsk, NGTU, 2005, 217 p.
2. Zvegintsev V.I. *Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo deistviya. Chast' 1. Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy* (Gas-dynamic installations of short-time action. Part 1. Installations for scientific research), Novosibirsk, Parallel', 2014, 550 p.
3. Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Ch. 2 Metody i sredstva aerofizicheskikh izmerenii* (Technique and methods of aero-physical experiment. Part 2 Methods and means of aero-physical measurements), Novosibirsk, NGTU, 2007, 456 p.
4. Petronevich V.V., Lyutov V.V., Manvelyan V.S. et al. Studies on six-component rotating strain-gauge balance calibration

- for aircraft propellers testing. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 48–61. DOI: 10.34759/vst-2021-4-48-61
5. Lepeshinskii I.A. *Gazodinamika odno- i dvukhfaznykh techenii v reaktivnykh dvigatelyakh* (Gas dynamics of single- and two-phase flows in jet engines), Moscow, MAI, 2003, 276 p.
 6. Petrunin A.N. *Metody i tekhnika izmerenii gazovogo potoka. Priemniki davleniya i skorostnogo napora* (Methods and techniques of gas flow measurements. Pressure and velocity pressure receivers), Moscow, Mashinostroenie, 1972, 332 p.
 7. Petrunin A.V., Ponomarev L.F. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1999, vol. XXX, no. 1-2, pp. 84–87.
 8. Kiem L.K., Efimov I.P., Dyk M.S., Kuznetsov A.S. *Issledovanie protochnykh priemnikov staticheskogo davleniya* (The study of static pressure flow receivers), Ulyanovsk, UIGTU, 2022, 262 p.
 9. Abashev V.M., Eremkin I.N., Zhivotov N.P. et al. *Inzhenerno-fizicheskii zhurnal*, 2018, vol. 91, no. 2, pp. 361–370.
 10. Tupikin A.V., Tret'yakov P.K., Abashev V.M. *Materialy XVII Vserossiiskogo seminara s mezhdunarodnym uchastiem "Dinamika mnogofaznykh sred" (27 August – 4 September 2021; Novosibirsk)*, Novosibirsk, ITPM SO RAN, 2021, p. 19.
 11. Tret'yakov P.K., Tupikin A.V., Abashev V.M. Modeling the effect of wave structures arising during the deformation of the channel wall on the supersonic flow with heat supply. *Actual Problems of Continuum Mechanics: Experiment, Theory, and Applications (20-24 September 2023)*. vol. 2504. no.1: 030104. DOI: 10.1063/5.0132369
 12. Khatuntseva O.N., Shuvalova A.M. On additional “multi-scale” similarity criteria for experimental work-out of aerospace engineering products. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 91–97. DOI: 10.34759/vst-2023-1-91-97
 13. Feodos'ev V.I. *Soprotivlenie materialov* (Resistance of materials), 16th ed. Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2016, 543 p.
 14. Mekheda V.A. *Tenzometricheskii metod izmereniya deformatsii* (Strain gauge method of strain measurement), Samara, SGAU, 2011, 54 p.
 15. Abashev V.M. *Osnovy metoda konechnykh elementov* (Fundamentals of the finite element method), Moscow, MAI-Print, 2008, 82 p.
 16. Frocht M.M. *Photoelasticity. Vol. 1. Stresses and strains in two dimensions*. Wiley and Sons, New York, 1941, 523 p.
 17. Razumovskii I.A. *Interferentsionno-opticheskie metody mekhaniki deformirovannogo tverdogo tela* (Interference-optical methods of a deformed solid mechanics), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2007, 235 p.
 18. Demidov A.S. *Dvigatel'*, 2018, no. 3(117), pp. 10–11.
 19. Popov S.A., Pugachev Y. N. Wind tunnel T-2 of MAI: history and perspectives. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 9–22. DOI: 10.34759/vst-2023-1-9-22
 20. Alyamovskii A.A., Sobachkin A.A., Odintsov E.V. et al. *SolidWorks. Komp'yuternoe modelirovanie v inzhenernoi praktike* (SolidWorks. Computer modeling in engineering practice), St. Petersburg, BHV- Petersburg, 2005, 800 p.
 21. Abashev V.M. *Materialy Mezhdunarodnoi shkoly–seminara "Modeli i metody aerodinamiki" (MMA-2023; 05–09 June 2023; Zhukovskii)*, Zhukovskii, TsAGI im. N.E. Zhukovskogo, 2023, pp. 5–6.
 22. Alyamovskii A.A. *SolidWorks/COSMOS Works. Inzhenernyi analiz metodom konechnykh elementov* (SolidWorks/COSMOSWorks. Engineering analysis by the finite element method), Moscow, DMK Press, 2004, 432 p.
 23. Stepanov L.V., Dolgikh V.S. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Seriya "Fiziko-matematicheskie nauki"*, 2017, vol. 21, no. 4, pp. 717–735. DOI: 10.14498/vsgtu1544
 24. Zhabbarov R.M. *Vestnik Samarskogo universiteta. Estestvennonauchnaya seriya*, 2019, vol. 25, no. 1, pp. 57–62. DOI: 10.18287/2541-7525-2019-25-1-57-62

Статья поступила в редакцию 26.06.2023; одобрена после рецензирования 25.08.2023; принята к публикации 28.08.2023.

The article was submitted on 26.06.2023; approved after reviewing on 25.08.2023; accepted for publication on 28.08.2023.