



КИМИЛА 2014

tsagi.ru/pressroom/events/kimila



ЦЕНТРАЛЬНЫЙ
АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ
ИНСТИТУТ ИМЕНИ ПРОФЕССОРА
Н.Е. ЖУКОВСКОГО (ФГУП «ЦАГИ»)
140 180, РОССИЯ,
МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ,
ЖУКОВСКИЙ, ЖУКОВСКОГО, 1

МАТЕРИАЛЫ
ОТРАСЛЕВОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ
ПО ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ
ТЕХНИКЕ И МЕТРОЛОГИИ
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

28–29.10, Дом ученых ЦАГИ,
Жуковский, Жуковского, 7

СОДЕРЖАНИЕ

70 лет отделению измерительной техники и метрологии ФГУП «ЦАГИ». Исторические вехи и перспективы. <i>Петроневи́ч В.В. (ФГУП «ЦАГИ»)</i>	4
Становление и развитие тематики многокомпонентных тензометрических весов. <i>Богданов В.В., Волобуев В.С., Панченко И.Н. (ФГУП «ЦАГИ»)</i>	21
Оценка технического состояния и прогнозирование остаточного ресурса конструкционных материалов ЛА методами неразрушающего контроля. <i>Котелкин А.В., Звонков А.Д., Роберов И.Г., Леонтьев С.К., Матвеев Д.Б., Леднев И.С. (ФГУП «НИИСУ»)</i>	34
О некоторых проблемах, решаемых при создании метрологического обеспечения испытаний авиационных двигателей. <i>Минеев Б.И. (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»)</i>	43
Метрологическое обеспечение единства измерений в ЦАГИ. <i>Самойленко А.И. (ФГУП «ЦАГИ»)</i>	48
Особенности методики измерения сил при наземных частотных испытаниях конструкций самолетов. <i>Логунов Б.А., Довыденко О.В. (ФГУП «ЦАГИ»)</i>	61
Тензовесы для аэродинамических испытаний моделей со струями двигательных установок. <i>Андреев В.Н., Козловский В.А., Лагутин В.И. (ЦНИИмаш)</i>	65
Термоанемометрия: достижения, проблемы. <i>Лебига В.А. (ИТПМ СО РАН)</i>	74
Внутримодельные шестикомпонентные весы на ленточной подвеске. <i>Куликов А.А., Панченко И.Н., Богданов В.В., Манвелян В.С. (ФГУП «ЦАГИ»)</i>	84
Деформационное теплообразование в нагруженных элементах металлических конструкций и его визуализация с использованием компьютерной термографии. <i>Василевич Ю.В., Мойсейчик А.Е., Мойсейчик Е.А. (БНТУ, НГАСУ Сибстрин)</i>	96
Измерительные системы и комплексы для экспериментальной аэродинамики. <i>Мечталин Ю.К., Бирюков Г.В., Богатырев М.М., Заливако В.Ю., Шаныгин Я.А. (ФГУП «ЦАГИ»)</i>	101
Применение ИВК МС-300+ для модального анализа динамических систем. <i>Брянцев Б.Д., Григорьев Б.В., Каринский В.И., Скилов И.О. (ФГУП «ЦАГИ», НПП «МЕРА»)</i>	145
Методы и средства обработки широкополосного сигнала волоконно-оптического датчика акустической эмиссии на внутрисветоводном эффекте Доплера. <i>Буймистрюк Г.Я., Николаев В.Н. (ООО «Сенсорное приборостроение «Интел-Системы»)</i>	170
Измерение массы, координат центра масс и моментов инерции физических тел. <i>Панченко И.Н., Богданов В.В., Куликов А.А., Лютов В.В., Петроневи́ч В.В. (ФГУП «ЦАГИ»)</i>	175
Миниатюрные многоканальные преобразователи давления Inser с цифровым интерфейсом. <i>Колесников В.А., Капитанов Г.А., Назаров А.Е., Бирюков Г. В., Мечталин Ю.К., Заливако В.Ю., Чекрыгин В.Н. (ООО «Драйвер», ФГУП «ЦАГИ»)</i>	191

О задачах и перспективах панорамной ЖК диагностики в аэродинамическом эксперименте. <i>Жаркова Г.М., Коврижнина В.Н. (ИТПМ СО РАН)</i>	197
Современное состояние оптико-физических методов исследований в экспериментальной аэродинамике и прочности. <i>Кулеш В.П. (ФГУП «ЦАГИ»)</i>	219
Применение методов анемометрии по изображениям частиц для измерения деформаций. <i>Алексеев М.В., Карчевский М.Н., Козинкин Л.А., Ложкин Ю.А., Токарев М.П. (ИТ СО РАН)</i>	232
Применение метода анемометрии по изображениям частиц для исследования поля потока в сверхзвуковой аэродинамической трубе. <i>Гобызов О.А., Ложкин Ю.А., Маркович Д.М., Ганиев Ю.Х., Захаров Е.П., Козловский В.А., Липницкий Ю.М., Филиппов С.Е. (ИТ СО РАН, ЦНИИмаш)</i>	245
Томографические измерения скорости потока с высокой частотой съемки для изучения динамики крупных вихрей в турбулентных струях. <i>Токарев М.П., Шестаков М.В., Алексеев М.В., Карчевский М.Н., Маркович Д.М. (ИТ СО РАН, НГУ)</i>	254
Метод SIV и его характеристики. <i>Михеев Н.И., Душин Н.С. (Исследовательский центр проблем энергетики КазНЦ РАН)</i>	268
Применение методов IPI и PIV для исследования структуры газочапельной струи. <i>Запрягаев И.А., Ложкин Ю.А., Маркович Д.М. (ИТ СО РАН)</i>	276
Визуализация тороидальных вихрей теневым фоновым методом. <i>Скорнякова Н.М., Поройков А.Ю., Сычев Д.Г. (НИУ «МЭИ»)</i>	285
Современное состояние законодательства Российской Федерации в области метрологии. <i>Янишин В.Н. (ФГУП «ВНИИМС»)</i>	293
Указатель авторов	298

70 ЛЕТ ОТДЕЛЕНИЮ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ТЕХНИКИ И МЕТРОЛОГИИ ФГУП «ЦАГИ». ИСТОРИЧЕСКИЕ ВЕХИ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Богданов В.В., Петроневич В.В.

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»),
г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1. Тел. (495) 556-42-81, mera@tsagi.ru*

Организация отделения №7 совпала с началом развития реактивной авиации в нашей стране. Требовались новые средства и методы исследования самолетов и двигателей в аэродинамических трубах, на газодинамических и прочностных стендах. Но требовались не только приборы для экспериментальных исследований, нужна была творческая организация, способная работать на перспективу.

История отделения начинается 1 февраля 1944 года, когда начальником ЦАГИ С.Н. Шишкиным был подписан приказ о создании лаборатории №7. Первоначально лаборатория насчитывала 60 сотрудников в двух отделах, размещенных в нескольких комнатах корпуса №24 (третий этаж ОПИ) и жилого дома №4 по улице Пушкина. Первые работы были связаны с измерениями при испытаниях винтов, созданием тензографов и аппаратуры измерения вибраций и ускорений. За короткое время были заложены основы научной и прикладной тензометрии, созданы первые в стране тензорезисторы, автоматические регистраторы, многокомпонентные электровесы. В стране возникла научная школа тензометрии.

Лаборатория строилась не на пустом месте. Достаточно вспомнить, что первые аэромеханические приборы были созданы в начале прошлого века основоположником экспериментальной и теоретической аэродинамики Н.Е. Жуковским. Николаем Егоровичем был создан первый рычажный динамометрический прибор, прототип современных аэродинамических весов, при помощи которого было определено сопротивление шара, тяга винта на месте, и предложен манометрический метод многоточечного измерения давления. Работу по рычажным аэродинамическим весам продолжил по поручению Н.Е. Жуковского его ученик и сподвижник Гурген Мкртичевич Мусинянц, который в дальнейшем стал научным руководителем отделения (1951—1967 годы).



Г.М. Мусиняни

За создание уникальных шестикомпонентных механических весов с пространственной системой рычагов для АДТ Т-101 и Т-104 профессор, д. т. н. Г.М. Мусинянец был удостоен Сталинской премии, стал первым лауреатом премии им. Н.Е. Жуковского, ему присвоено звание заслуженного деятеля науки и техники РФ.

С момента образования отделением руководили лауреаты Государственной премии кандидат технических наук К.Н. Суржин (1944—1946 годы), А.А. Бобров (1946—1950), доктор технических наук А.Ф. Фоломеев (1950—1951), кандидат технических наук В.В. Кедров (1951—1975), заслуженный изобретатель РФ, лауреат премии им. проф. Н.Е. Жуковского и премии правительства РФ, кандидат технических наук В.В. Богданов (1975—2003 годы).



К.Н. Суржин



А.А. Бобров



А.Ф. Фоломеев



В.В. Кедров



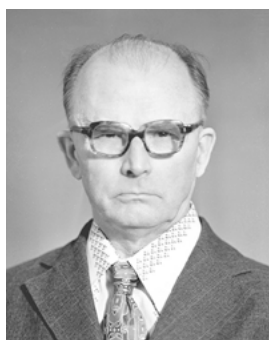
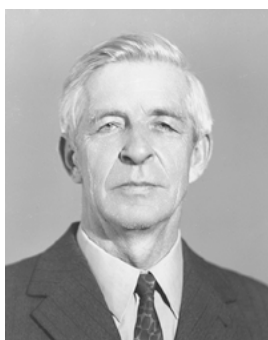
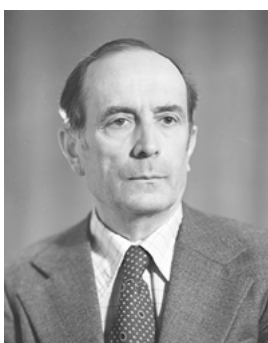
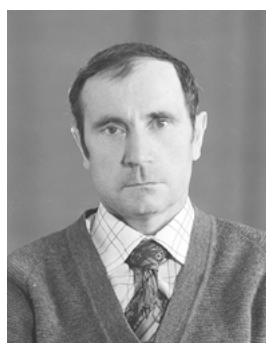
В.В. Богданов



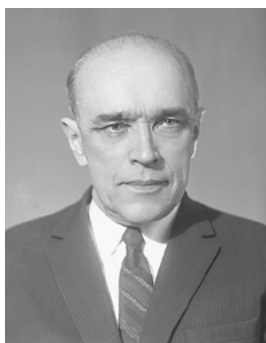
В.В. Петроневич

В настоящее время отделением руководит кандидат технических наук, главный метролог ЦАГИ, почетный авиастроитель, заведующий кафедрой аэрофизического и летного эксперимента ФАЛТ МФТИ В.В. Петроневич.

С самого начала в отделении сформировался творческий коллектив, ядром которого стали известные впоследствии специалисты: лауреаты Государственной премии Е.Н. Кузин, В.И. Зименков, В.Н. Овчинников, Л.П. Гурьяшкин, лауреат премии Совета Министров СССР А.И. Беклемищев, заслуженные деятели науки и техники РФ А.Н. Петунин, Е.У. Репик, заслуженный машиностроитель РФ Н.П. Клокова, заслуженные изобретатели РФ Н.П. Левицкий, Б.С. Дубов, В.А. Новиков, а также Б.Х. Глуховский, Е.В. Веригин, Б.А. Барский, Ю.Ю. Колочинский, Б.А. Талалай, В.Ф. Лукашик, А.И. Постнов, В.С. Волобуев, Н.П. Морозов и другие.

*Е.Н. Кузин**В.И. Зименков**Л.П. Гурьяшкин**А.И. Беклемищев**А.Н. Петунин**Е.У. Репик**А.И. Постнов**Н.П. Клокова**Е.В. Веригин**Н.П. Левицкий**Н.П. Морозов**В.Ф. Лукашик*

Усилия коллектива лаборатории привели к созданию тензометрического метода измерения деформаций, который определил перспективу отделения на многие годы, обеспечивая и сегодня основные потоки измерительной информации в ЦАГИ. Переход к трансзвуковым и гиперзвуковым скоростям потока потребовал от создателей механических весов новых подходов и технических решений. Разработкой указанного комплекса вопросов успешно занимался В.Н. Овчинников (начальник отдела измерительных систем в 1958—1976 годах). За разработку шестикомпонентных весов для АДТ Т-109 и Т-116 Валентин Николаевич дважды удостоивался государственной премии, ему было присвоено почетное звание «Заслуженный изобретатель РСФСР».

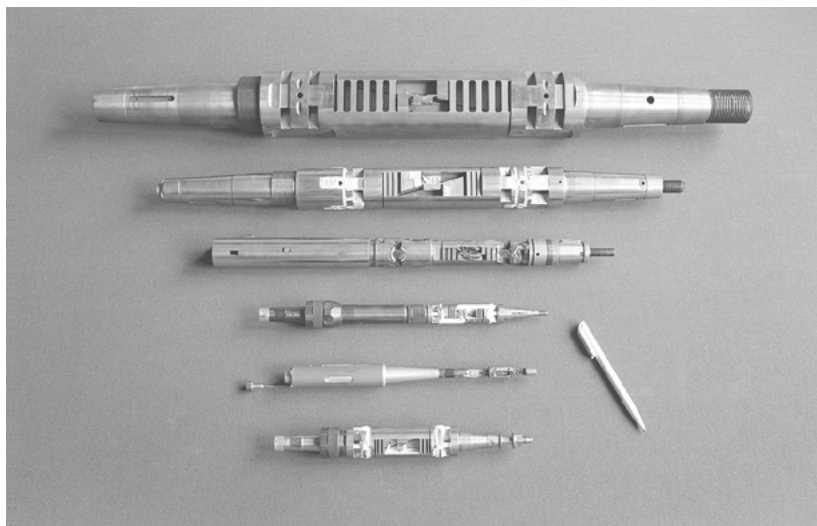


В.Н. Овчинников

Создание тензорезисторов с устойчивыми метрологическими характеристиками открыло новые возможности для исследования напряженно-деформированного состояния конструкций самолетов и изделий ракетно-космической техники путем измерения локальных деформаций в большом числе точек. Появилась возможность по-новому создавать аэродинамические весы, многоточечные приборы для определения распределения давления по моделям, многоканальные измерительные системы для исследований прочности конструкций. Большой вклад в развитие тензометрического метода и создание отечественных тензорезисторов внесли И.Г. Коровянский, В.Ф. Лукашик, Н.П. Клокова, В.И. Зименков, А.В. Игнатов, Л.М. Воробьева, О.З. Галкина, Б.Д. Нессонов, А.В. Волчек и другие.

Тензометрический метод измерения послужил основой для создания тензометрических весов, инструмента более гибкого по сравнению с механическими весами. Первые тензометрические весы появились в 1948 году. С их помощью под руководством Г.П. Свищева впервые были проведены исследования сопротивления модели с протоком газа в сверхзвуковом потоке. С тех пор в НИО-7 ни на один день не прерывалась работа над разработкой тензометрических весов, совершенствованием их характеристик, технологии изготовления, методов калибровки. Об объеме и качестве проделанной работы говорит тот факт, что основные промышленные трансзвуковые АДТ Т-109 и Т-128 оснащены 28 и 15 комплектами весов соответственно, а гиперзвуковые АДТ Т-116 и Т-117 имеют по 11 комплектов весов каждая. Большое количество весов предназначено для малых АДТ и решения специальных задач. Среди них — весы для измерения нагрузок на вращающихся воздушных винтах, в том числе соосные быстродействующие весы для измерения нагрузок за сотые и тысячные доли секунды в гиперзвуковых АДТ кратковременного действия. Существенно возросла точность измерения. Большой вклад в формирование подхода по созданию тензовесов, разработку принципов построения их конструкций и получение заданных

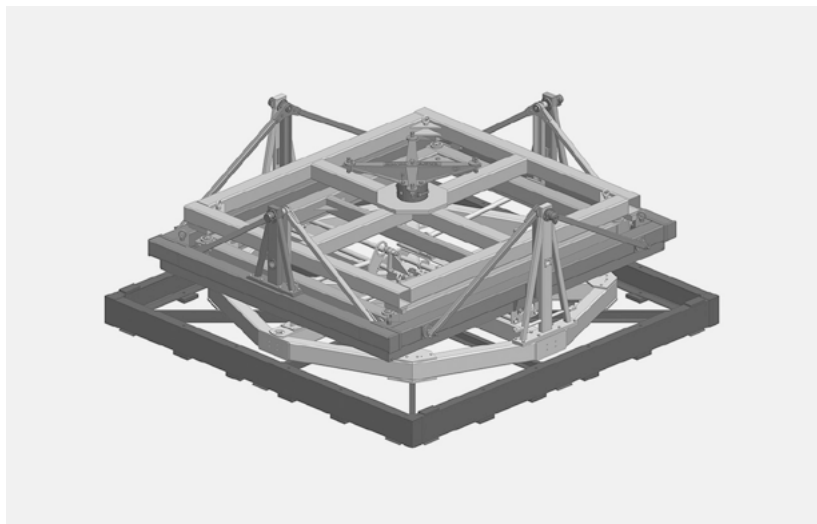
метрологических характеристик внесли А.А. Бобров, В.В. Богданов, В.С. Волобуев, Б.Х. Глуховский, Г.М. Мусинянц, В.И. Зименков, Н.П. Левицкий, И.Н. Панченко, А.И. Постнов.



Тензометрические весы для аэродинамических труб

Под руководством В.В. Богданова и В.С. Волобуева разработан и внедрен в практику эксперимента широкий функциональный ряд (более 300 комплектов) тензометрических весов: для АДТ длительного и периодического действия с широким диапазоном измеряемых нагрузок (от 1 до 5000 кГс) и высокой точностью, для импульсных и ударных гиперзвуковых АДТ с малым временем измерения (порядка 0,005—0,05 с), для гиперзвуковых АДТ с системами охлаждения и температурной компенсации весов для защиты от высокотемпературного потока (до 2000 К), а также шестикомпонентные вращающиеся весы для испытаний винтов.

За последние пять лет в отделении получило развитие новое направление — создание стандов для измерения массово-инерционных характеристик объектов авиационной и ракетно-космической техники. Разработана и запатентована уникальная методология измерения массово-инерционных характеристик объектов, на ее основе созданы и успешно эксплуатируются на ряде предприятий автоматизированные станды, не имеющие аналогов в мире, позволяющие определять массу, три координаты центра масс и три момента инерции изделий авиационной и ракетно-космической техники массой от 10 до 5000 кг. Большой вклад в разработку и создание измерительных стандов внесли: В.В. Богданов, И.Н. Панченко, В.В. Петроневич, Е.К. Чумаченко, В.В. Лютов, В.Н. Кондаков, А.А. Куликов, К.Д. Бухаров, С.В. Дыцков, А.И. Самойленко, О.В. Довыденко, В.А. Някк.



Стенд СЦМиМИ-1Т

Существенные результаты получены в создании и внедрении в практику эксперимента новых методов и средств измерений распределения давления. Заложенный Николаем Егоровичем Жуковским манометрический метод определения распределения давления непрерывно развивался путем разработки и усовершенствования многоточечных манометров.

Крупным вкладом в развитие метода стало создание Ю.Ю. Колочинским группового регистрирующего манометра (ГРМ), который выпускался отечественной промышленностью и широко использовался в ЦАГИ и других организациях.



Ю.Ю. Колочинский

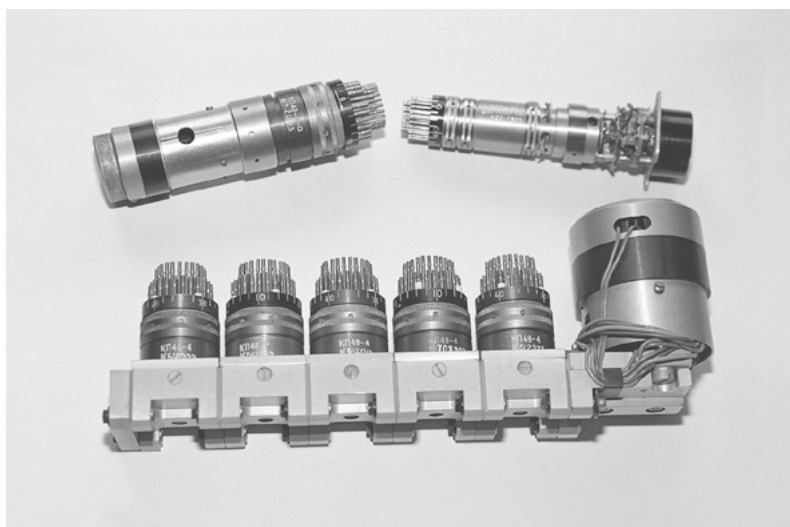


В.С. Волобуев



И.Н. Панченко

Поистине революционным событием явилось создание в отделении коммутаторов пневмотрасс, а затем многоточечных модулей давления (ММД). Базой для таких решений явилось развитие кремниевой интегральной тензометрии.



Коммутаторы пневмотрасс

В результате удалось сделать исключительно важный для экспериментальной аэродинамики шаг — разместить первичные преобразователи многоточечных манометров внутри испытываемой модели. В результате — длина соединительных пневмотрасс сократилась в десятки и сотни раз, а количество точек одновременного измерения давления на поверхности модели увеличилось больше, чем на порядок. Появилась реальная возможность совмещать эксперимент на распределение давления с весовым экспериментом. О достигнутом чисто масштабном эффекте свидетельствует такой факт: габариты манометра ГРМ на 20 точек сопоставимы с уменьшенным по высоте вдвое книжным шкафом средних размеров, а современный модуль давления ММД-32 свободно уместается на ладони. Большой вклад в создание многоточечных манометрических измерительных систем нового поколения внесли Г.Д. Ташкинов, В.А. Сорокин, Е.В. Веригин, К.В. Кленов, а также специалисты ОПИ ЦАГИ и приборных заводов МАП.

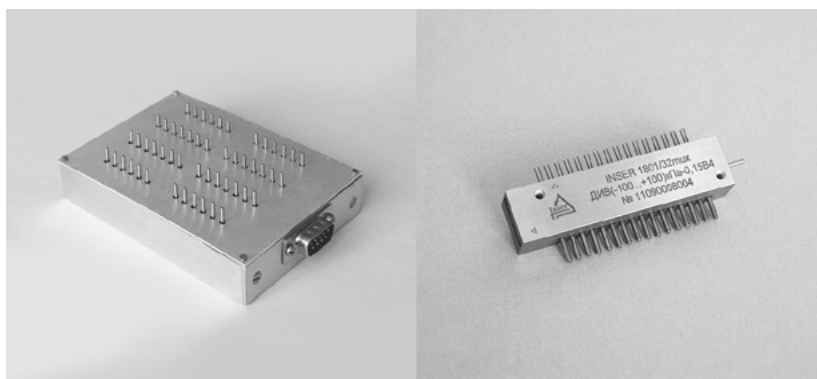


Групповые регистрирующие манометры (ГРМ)

Под руководством А.И. Беклемищева и В.Н. Чекрыгина разработан ряд многоточечных модулей давления (ММД) с числом измерительных каналов от 24 до 128, которые являются основ-

ным средством исследования полей давления в аэродинамических экспериментах в настоящее время. Измерительными системами на основе ММД оснащены крупные аэродинамические трубы ЦАГИ — Т-128 (система на 1152 точки), Т-109, Т-106 и другие.

Сотрудниками отделения (Г.В. Бирюков, В.Н. Чекрыгин) совместно с ООО «Драйвер» (Саранск) создан и в настоящее время проходит апробацию в эксперименте уникальный, не имеющий аналогов по характеристикам, малогабаритный интеллектуальный модуль нового поколения ММД-32.



Многоточечные модули давления ММД-48 и ММД-32

Важным направлением в отделении является разработка электронной измерительной аппаратуры. Первая электронная измерительная аппаратура была создана для исследования прочности конструкций. Это были электронные измерители деформаций с ручным уравниванием тензометрических мостов. Важным и принципиальным шагом явилось создание электронных измерителей деформаций (ЭИД) с автоматическим уравниванием, но с ручным съемом показаний. Такие приборы до сих пор можно встретить в лабораториях прочности. Под руководством доктора технических наук А.И. Беклемищева была разработана и внедрена на основных прочностных стендах института многоканальная измерительная система «Прочность», обеспечившая проведение огромного объема испытаний в период бурного развития отечественной авиации (В.М. Бреннерман, В.В. Шевчук, кандидат технических наук А.И. Лебедева, А.П. Крюков).

Для работы с тензометрическими весами на базе ЭИД были созданы приборы с автоматической регистрацией показаний — автоматические регистраторы (АР). Среди них 8АР-1, 4АР-1, 4АР-4 и другие. Регистраторы АР выпускались опытным производством института и приборными заводами МАП. По своим характеристикам и функциональным возможностям это были уникальные приборы, ими были оснащены аэродинамические трубы ЦАГИ и группы тензометрии в ОКБ МАП. Создание и внедрение ЭИД и АР ознаменовало собой решение крупной научно-технической задачи в области приборостроения. Большой вклад в ее решение внесли Е.Н. Кузин, Б.А. Барский, В.В. Кедров, В.Ф. Зайцев, В.П. Минаков, В.Д. Пажитнов, А.И. Копылов, коллектив опытного производства ЦАГИ и приборных заводов МАП.

С приходом в отделение В.В. Кедрова, в прошлом офицера-связиста, началась работа по разработке нового класса аппаратуры на несущей частоте АНЧ. Обладая блестящими знаниями теории связи В.В. Кедров перенес основные принципы теории в область измерений. В результате был создан новый тип электронной аппаратуры для исследования динамических процессов. Аппаратура АНЧ обладает уникальными характеристиками чувствительности и помехоустойчивости, благодаря тому, что в ней спектр сигнала переносчика измерительной информации концентриру-

ется в окрестности несущей частоты, обеспечивая тем самым защиту от помех, особенно низкочастотных.

Под руководством В.В. Кедрова, а затем Н.И. Морозова, известного специалиста в этой области, разработан функциональный ряд АНЧ, большинство из которых внедрено в промышленное производство на Уфимском приборном заводе МАП. Среди них — 8АНЧ-7, 8АНЧ-10, 8АНЧ-19, 8АНЧ-20, 8АНЧ-21, 8АНЧ-23 (Н.И. Морозов, Г.В. Родзевич, А.В. Вялков, Б.Д. Муриев). В 1999—2001 годах создан и аттестован опытный образец прецизионной тензометрической аппаратуры 8АНЧ-28 с классом точности 0,05%.



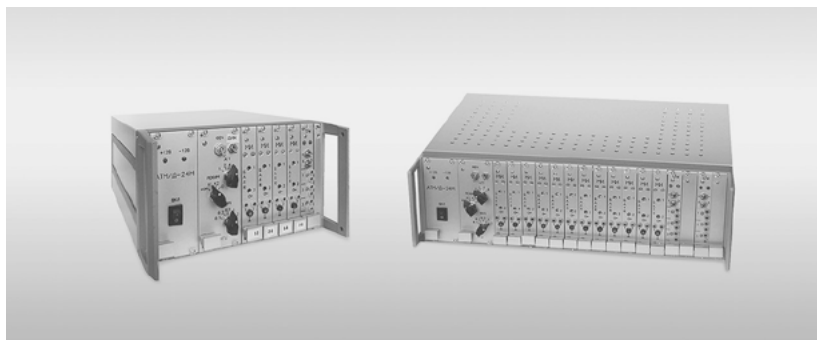
Аппаратура на несущей частоте 8АНЧ-26

Появление АНЧ стимулировало создание Б.А. Талалаем при участии Г.Д. Ташкинова нового индуктивного датчика пульсирующих давлений тип ПДИ. Датчики ПДИ в массовом порядке выпускались опытным производством института, а затем были переданы на опытный приборный завод МАП (Энгельс), откуда с улучшенными характеристиками вернулись в ЦАГИ с маркой ДМИ (датчик малогабаритный индуктивный). Комплекс ПДИ, ДМИ, АНЧ позволил провести огромное количество исследований по нестационарной аэродинамике в воздухозаборниках, на несущих и воздушных винтах вертолетов и самолетов, при обтекании различных компоновок. Хотелось бы особенно отметить, что АНЧ создавалась для измерения статодинамических деформаций при исследовании прочности и, несмотря на годы, она и сегодня остается наиболее совершенным инструментом в данной области. Весь годовой объем выпуска АНЧ регулярно распределялся по лимитам в различные отрасли машиностроения, в том числе и в ЦАГИ. На сегодня в институте эксплуатируется более 300 комплектов аппаратуры.

Практически все аэродинамические трубы ЦАГИ и стенды большинства ОКБ МАП, в период 1972—1988 годов были оснащены измерительной аппаратурой «Луч-3», «Луч-4» и «Луч-5», разработанной под руководством В.С. Волобуева. Аппаратура обеспечивает нормализацию сигналов с тензовесов, датчиков давления, углов и других величин и используется в составе ИВК АДТ. Модификации аппаратуры «Луч» выпускались серийно на заводах МАП. Для ЦАГИ было изготовлено свыше 1000 каналов.

В отделении разработана тензометрическая аппаратура с улучшенными техническими и метрологическими характеристиками для исследования динамических и статодинамических

процессов — многоканальная тензометрическая аппаратура АТМ/Д-10, АТМ/Д-24, АТМ/Д-24М с полосой частот до 60 кГц и классом точности 0,2—0,5% (А.И. Беклемищев, Г.В. Родзевич, Н.П. Морозова, Ю.И. Новгородова). Аппаратура АТМ/Д включена в Государственный реестр средств измерений и внедрена в ЦАГИ и ряде предприятий авиационно-космической отрасли.



Многоканальная тензометрическая аппаратура АТМ/Д

Важный этап в развитии НИО-7 был связан с реализацией в середине 70-х годов комплексного подхода при решении проблем измерений — переход от создания отдельных приборов к информационно-измерительным системам (ИИС). Технологический цикл создания ИИС для вновь создаваемых объектов Т-128, ТПВК, РК-1500 предусматривал этапы проектирования, изготовления элементов систем на заводах отрасли и внедрения ИИС в эксплуатацию. В результате было создано новое поколение высокоинформативных ИИС, основные экспериментальные установки института оснащены десятками уникальных приборов и измерительных систем. Росла численность отделения за счет приема молодых специалистов, к середине 80-х годов она достигла 530 сотрудников.

В 90-х годах в отделении создан магистрально-модульный унифицированный аппаратно-программный комплекс мезонинной архитектуры ИВК М2 в стандарте VME для комплексной автоматизации аэродинамического эксперимента. Разработчики — Ю.К. Блокин-Мечталин, В.М. Власенко, В.А. Судаков, В.А. Сабреков.



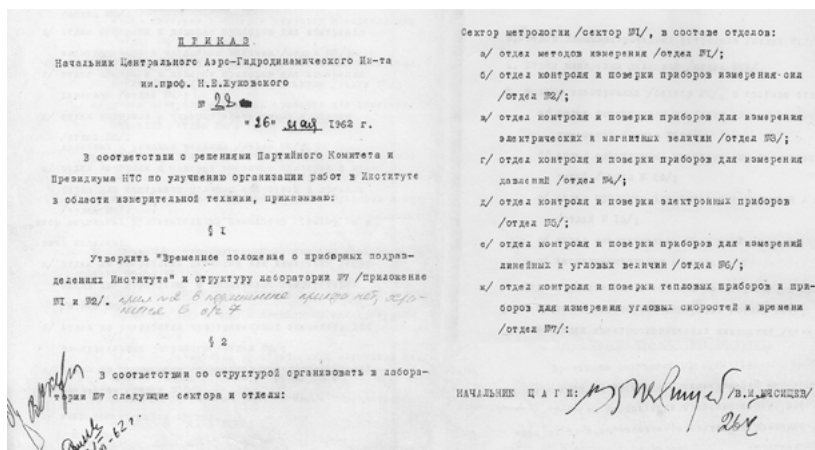
Мобильный комплекс ИВК М2-ПОТОК



Комплекс ИВК М2 включает в себя прецизионные модули для измерения сигналов с тензосов (0,02%), модулей давления (до 1024 точек), вибросигнальных датчиков давления (0,001%), углов положения модели, температур. Характеристики и функциональные возможности ИВК М2 подтверждены сертификатом РФ об утверждении типа средства измерения. ИВК М2 работает под управлением унифицированного программного обеспечения «Поток», разработанного коллективом авторов под руководством В.В. Петроневича. Комплексом ИВК М2 – ПОТОК оснащены основные АДТ ЦАГИ (Т-102, Т-103, Т-104, Т-106, Т-112, Т-113, Т-116, Т-128) и филиала ЦАГИ (Т-5), оснащаются экспериментальные установки ГосМКБ «Радуга» (Дубна), СибНИА, ЦИАМ. Работа коллектива отмечена премией имени А.Я. Березняка (В.В. Петроневич, Ю.К. Блокин-Мечталин, Е.К. Чумаченко). Оборудование комплекса производится на экспериментальном заводе научного приборостроения РАН (Черноголовка). Комплекс ИВК М2 – ПОТОК является базовой платформой для оснащения экспериментальных установок ЦАГИ на долгосрочную перспективу и может использоваться в различных областях науки и промышленности. На основе ИВК М2 – ПОТОК и современных средств промышленной автоматики успешно решаются задачи комплексной автоматизации испытаний моделей ЛА на экспериментальных установках института (И.М. Агалетдинов, Ю.К. Блокин-Мечталин, П.Н. Галанский, В.В. Петроневич, Я.А. Шаныгин).

С начала 2010-х годов в отделении активно развивается направление — создание измерительной аппаратуры на базе современной микропроцессорной техники. Созданы и проходят апробацию мобильный измерительный комплекс МИК-1 для исследований приводнения моделей летательных аппаратов с телеметрической передачей данных, распределенная прецизионная микроконверторная тензометрическая система с погрешностью измерения 0,01%, двухосевые датчики угловых положений (погрешность 30''), многоканальная система встроенного контроля лопастей ротора компрессора АДТ Т-128 и другие разработки (Ю.К. Блокин-Мечталин, М.М. Богатырев, В.Ю. Заливако, П.А. Рогожкин, В.А. Судаков, П.Е. Амосов).

Бурное развитие экспериментальной базы ЦАГИ в начале 60-х годов потребовало новой концентрации усилий прибористов института. Важным шагом в направлении централизации приборной тематики явилось решение руководства ЦАГИ во главе с В.М. Мясищевым об организации в НИО-7 четырех новых отделов: оптико-физических исследований (ОФИ), метрологии, кино- и фоторабот. С этой целью приказом №28 от 26 мая 1962 года в отделение были переведены известные в ЦАГИ специалисты с коллективами, которые существенно расширили тематику отделения. В короткие сроки был спроектирован и построен корпус № 19а, куда в 1964 году лаборатория переехала из помещений корпуса № 11.



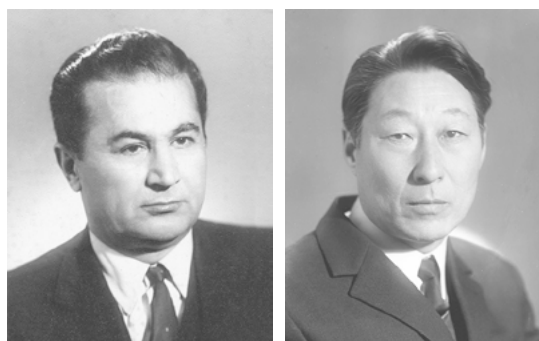
Приказ В.М. Мясешева о создании новых отделов 26 мая 1962 года



В.А. Яковлев

Б.С. Дубов

С.П. Каськов



В.С. Крмян

Н.С. Цхай

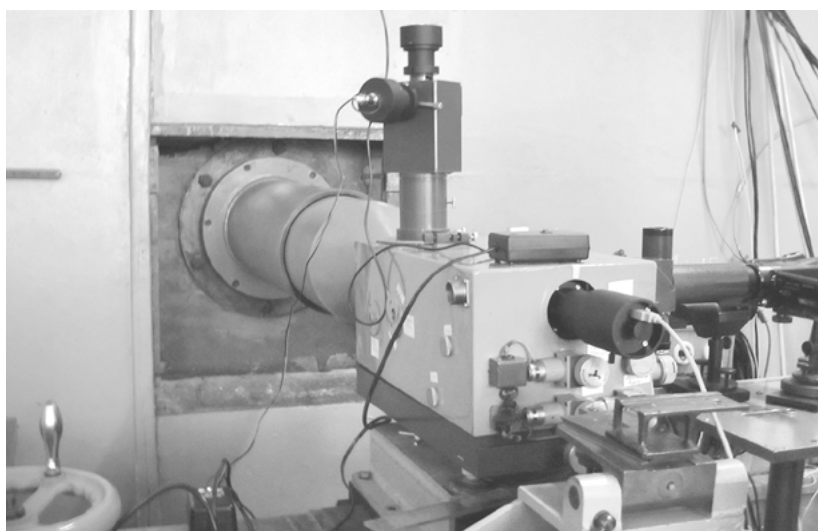
Оптический отдел возглавил кандидат технических наук В.А. Яковлев (1971—1999 годы), отдел метрологии — доктор технических наук Б.С. Дубов (1962—1991 годы), фотоотдел — С.П. Каськов, киноотдел — выпускник ВГИК В.С. Крмян.

В отдел ОФИ перешел вместе с коллективом из НИО-8 видный специалист в области спектроскопии кандидат технических наук Н.С. Цхай (впоследствии начальник сектора спектроскопии, 1971—2001 годы).

Проведенная централизация кино- и фоторабот позволила оснастить кино- и фотоотделы современным по тому времени оборудованием в интересах всего института. Объем киноработ в 70—80 годы достигал 350—300 тысяч погонных метров киноплёнки в год, фоторабот — 80—100 ты-

сяч негативов и 600—700 тысяч отпечатков. В коллективах работало по 30 человек, привлекались специалисты — выпускники ЛИКИ, ЛИТМО, МИИГАиК, часть из которых работает по настоящее время. Большой вклад в развитие техники и технологии кинофоторабот внесли А.И. Тимофеев, В.В. Орлов, Ю.Н. Боровиков, Л.С. Короткова, В.Н. Коротков, П.И. Птичкин, М.Н. Козырев. В настоящее время проводится большой комплекс работ по оцифровке архивов кино- и фотоматериалов и развитию централизованного доступа к ним (Н.Н. Розанов, Ю.М. Попов, Л.Н. Розанова, Н.А. Киселева).

С 1962 года в институте начала интенсивно развиваться тематика оптико-физических методов и средств измерений. Появилась возможность более эффективно использовать капиталовложения на приобретение уникального оборудования, работы со смежными организациями, развивать научный и кадровый потенциал. В результате за сравнительно короткое время В.А. Яковлевым в кооперации с промышленностью были созданы уникальные оптические приборы: интерферометры сдвига ИТ-144, ИТ-228, лазерный и лазерно-голографический интерферометры ИТ-243 и ИТЦ-470, при помощи которых получены многочисленные картины обтекания сложных изделий (Л.Б. Невский, Л.Ф. Смирнова, В.Б. Дмитриева, Т.Н. Безменова, А.Д. Фролова).



Интерферометр сдвига ИТ-228 на эксперименте в АДТ Т-117

В НИО-7 совместно с НИО-8 был создан метод «лазерного ножа», получивший широкое применение для визуализации пространственных течений. Были разработаны и внедрены системы высокоскоростной съемки нестационарных процессов и многие другие специальные методы визуализации и диагностики течений (Л.П. Гурьяшкин, А.Ф. Комиссарова, Э.М. Кошелева, И.М. Сурикова).

Под руководством Н.С. Цхая были разработаны оптические методы измерения температуры торможения высокотемпературных газовых потоков и температуры поверхности теплозащитных материалов (З.К. Тикстинская, М.Н. Осин). Оптические методы измерения температуры широко использовались при отработке теплозащиты ВКС «Буран».

В настоящее время в отделении развиваются и успешно внедряются бесконтактные оптические методы исследования геометрии и обтекания объектов на основе матричных приемников изображений и цифровых технологий, позволяющих получать количественную информацию о распределенных параметрах, как в поле потока, так и на поверхности модели (В.П. Кулеш, А.А. Орлов, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко).

ЦАГИ является пионером, а также признанным лидером в области бесконтактного оптического измерения полей давления методом люминесцентных преобразователей давления (ЛПД). Исследования в этом направлении возглавляет заместитель начальника отделения, доктор технических наук В.Е. Мошаров. Под его руководством создан новый метод, позволяющий восстанавливать предельные линии тока на поверхности модели летательного аппарата. Под руководством начальника отдела оптико-физических методов и средств измерений НИО-7, почетного авиастроителя, профессора, доктора технических наук В.П. Кулеша активно развивается и применяется видеограмметрический метод определения геометрических параметров и полей деформации моделей летательных аппаратов и конструкций. Под руководством С.И. Иншакова получили новый импульс развития и применения рефракционные методы визуализации течений газа с использованием улучшенных оптических систем.

*З.К. Тикстинская**А.А. Орлов**В.П. Кулеш**В.Е. Мошаров**В.Н. Радченко**С.И. Иншаков*

В экспериментальной аэродинамике объектом пристального изучения является турбулентный пограничный слой. Под руководством (1956—2010 годы) начальника сектора тепловых измерений, доктора технических наук Е.У. Репика проводились экспериментальные и теоретические исследования течений в турбулентном слое, были разработаны тонкие методы измерения параметров потока при экспериментальном исследовании процессов, протекающих в вязком подслое турбулентного слоя. Был предложен новый подход к решению проблемы детурбулизации потока в АДТ, исследовано влияние турбулентности потока на результаты эксперимента в АДТ, выявлен ряд фундаментальных свойств нестационарного течения в пограничном слое в непосредственной близости от обтекаемой поверхности. Работа отмечена премией имени профессора Н.Е. Жуковского (Е.У. Репик, Ю.П. Соседко, Н.М. Михайлова, Г.И. Дербунович). Результаты исследований признаны за рубежом и опубликованы в двух монографиях и многочисленных статьях.

С 1962 года одной из основных задач отделения является обеспечение единства измерений в институте. Б.С. Дубов, доктор технических наук, возглавивший отдел метрологии в момент его основания, стал первым в СССР главным метрологом (эта должность была введена в то время по решению коллегии Госстандарта СССР). Большой вклад в организацию работы метрологической службы внесли Н.П. Баскаков, Д.И. Жуков, П.И. Закружной, Н.М. Копытин, Е.М. Лукашина, Г.И. Пьянзин, И.Я. Турова, В.П. Трофимова, А.П. Феклин.

Была установлена периодичность поверки средств измерений. Создана автоматизированная метрологическая информационная система «Метролог», обеспечивающая сбор, хранение и корректировку информации о поверочной деятельности. В области измерения силы была создана группа высокоточных вибрационно-частотных динамометров (погрешность 0,05%), в области измерения давления рабочий эталон абсолютного давления (0,001%) и группа рабочих эталонов (0,02%). Разработан и внедрен стандарт предприятия, установивший методику обработки измерительной информации и требования к программному обеспечению при метрологической аттестации ИИС. Создана метрологическая система «Аметист», включаемая в базовый метрологический комплекс (медаль ВДНХ, 1987 год).

Важные результаты были достигнуты под руководством профессора А.Н. Петунина в направлении метрологии газовых потоков. Созданы эталонные приемники воздушного давления, совместно с ВНИИМ имени Д.И. Менделеева разработана нормативная база для Государственного эталона единицы скорости воздушного потока, эталон-копия которого находится в НИО-7 ЦАГИ (А.И. Самойленко, В.К. Маскаев).

В настоящее время в отделении организован Метрологический комплекс ЦАГИ с базой рабочих эталонов, насчитывающей более 100 единиц. Получены аттестаты аккредитации Госстандарта России по направлениям деятельности (поверка, калибровка и сертификация средств измерений, аттестация методик выполнения измерений и испытательного оборудования), организована поверочная деятельность и метрологический надзор в институте. Большой вклад в его работу внесли и вносят В.В. Богданов, В.В. Петроневич, А.И. Самойленко, В.К. Маскаев, С.В. Дыцков, Л.И. Косов, М.И. Суханов, А.И. Орлов, Р.И. Метленко, М.А. Левченко, О.В. Довыденко, З.К. Тикстинская, В.Д. Камкова, А.В. Горячев и другие.

*А.И. Самойленко**В.К. Маскаев**П.Н. Галанский*

Особое место в Метрологическом комплексе ЦАГИ занимают специальные эталоны, многие из которых не имеют аналогов в институтах Госстандарта России. Среди них — сертифицированный эталон малых скоростей потока ЭМС-0,1/60, стенды для калибровки многоточечных модулей давления, тензорезисторов, люминесцентных преобразователей давления и видеограмметрических систем. Большое внимание уделяется развитию уникальных стендов для калибровки

и паспортизации многокомпонентных тензочувствительных весов, монтажу и калибровке самих весов (В.С. Волобуев, И.Н. Панченко, Г.П. Чугунов, В.И. Тихомиров, А.А. Аксенов, А.В. Сашин).



Эталон малых скоростей потока ЭМС-0,1/60

Большой вклад в развитие инфраструктуры и эффективное обеспечение текущей деятельности отделения внесли и вносят: инженерная служба НИО-7 (главные инженеры — Е.В. Веригин, В.С. Волобуев, Ю.В. Карташев, П.Н. Галанский), служба отделения по социально-бытовым и кадровым вопросам (Ю.И. Литвинов, Ю.А. Сурков, Н.А. Езеев, А.В. Остапенко, В.П. Минаков, Е.И. Арсенов, Л.В. Лупова, Ю.В. Зеленкова, Т.К. Сазонова, Т.И. Елина, А.К. Галков), а также планово-экономический отдел (Т.И. Бычкова, А.И. Самойленко, Л.И. Измайлова, Е.М. Яшина, З.В. Князева, Н.Д. Карасева, Н.Н. Светловская, Е.В. Корнушенко).



Ю.И. Литвинов



Ю.А. Сурков



Н.А. Езеев



А.В. Остапенко

В последние годы отделение активно пополняется молодыми специалистами, выпускниками МФТИ, МЭИ, МАИ, МВТУ и других вузов (~40 человек за 3–4 года), активно участвующими по всем основным направлениям деятельности отделения. Многие из них учатся в аспирантурах ЦАГИ и МФТИ, а такие молодые специалисты как И.М. Агалетдинов, М.М. Богатырев, С.В. Дыцков, О.В. Довыденко, А.А. Куликов и Я.А. Шаныгин стали начальниками секторов



и успешно справляются со своими обязанностями. Молодежь вместе с кадровыми сотрудниками активно участвует в спортивной жизни института, завоевав ряд первых мест в соревнованиях.

Подводя итоги, хотелось бы отметить, что проводимый руководством института курс на централизацию приборной тематики оказался исключительно плодотворным. Благодаря ему институт оказался готов к происходящей в мире научно-технической революции в области развития методов и средств получения, преобразования и обработки измерительной информации; к появлению лазеров, электронно-оптических и ПЗС-камер и методов цифровой обработки изображений; к коренному изменению законодательной базы в области обеспечения единства измерений. На этой основе отделением совместно с подразделениями института и при поддержке руководства, планово-экономических, финансовых и инженерных служб института решен целый ряд крупных научно-технических задач, обеспечивших на высоком уровне проведение экспериментальных исследований создаваемых летательных аппаратов.

В заключение нам хотелось бы поблагодарить весь дружный коллектив отделения, а также наших ветеранов, находящихся на заслуженном отдыхе, за их большой трудовой вклад в развитие экспериментальной базы института и поздравить всех с 70-летним юбилеем отделения измерительной техники и метрологии ЦАГИ.

СТАНОВЛЕНИЕ И РАЗВИТИЕ ТЕМАТИКИ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ ТЕНЗОМЕТРИЧЕСКИХ ВЕСОВ

Богданов В.В., Волобуев В.С., Панченко И.Н.

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»),
г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1. Тел. (495) 556-42-81, mera@tsagi.ru

Началом развития тематики тензометрических весов послужило создание тензорезистора — прибора, позволяющего преобразовывать локальные механические деформации в электрический сигнал. Со времени появления первого в мире тензорезистора прошло порядка 75 лет.

В нашей стране первый тензорезистор появился примерно на шесть лет позже сразу после второй Мировой войны. Пионером создания тензорезисторов явилось НИО-7 ЦАГИ, 70-летний юбилей которого мы в этом году отмечаем. Развитие тензометрического принципа измерения деформаций определило перспективу отделения на многие годы.

Первые тензометрические весы появились в 1948 году. Это были однокомпонентные весы, представленные на рисунке 1, с помощью которых под руководством Свищева Г.П. впервые были проведены исследования сопротивления модели с протоком газа в сверхзвуковом потоке. Также на рисунке 1 приведен график зависимости коэффициента сопротивления модели фюзеляжа с протоком от числа Маха.

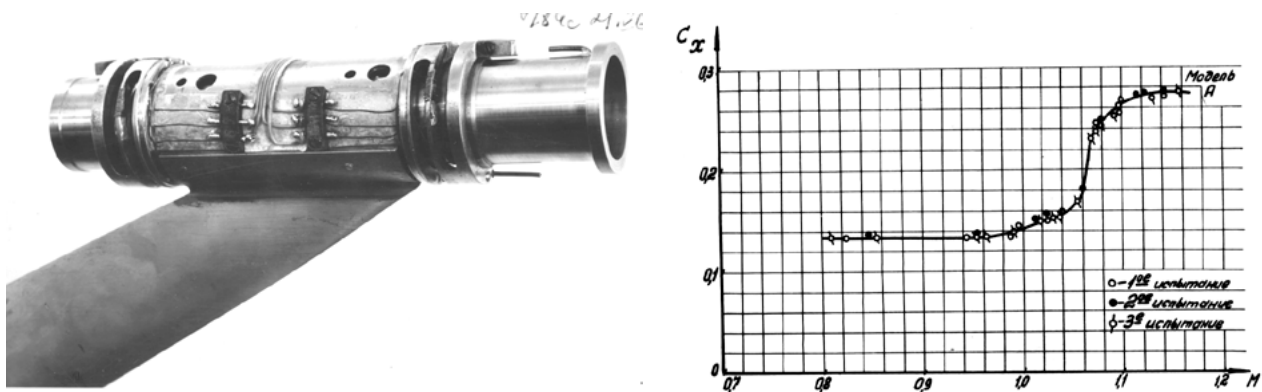


Рис. 1. Первые однокомпонентные весы. График зависимости C_x от M

С тех пор в НИО-7 ни на один день не прерывалась работа над созданием тензометрических весов, совершенствованием их характеристик, технологии изготовления, методов калибровки и др. В результате накоплен огромный опыт и научно-технический материал, включающий множество конструктивных схем весов, который невозможно подробно осветить в одной статье.

Авторы поставили своей целью показать возможности тензометрических весов и отметить их роль при решении сложных задач в экспериментальной аэродинамике и в других смежных вопросах.

Одними из первых были созданы многокомпонентные весы для исследования аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов в трансзвуковых аэродинамических трубах.

На рисунке 2 показаны внемоделные шестикомпонентные весы, у которых динамометрический элемент является частью державки. Он закрыт следящим обтекателем от воздействия потока. Весы используются для испытания широкого класса моделей, у которых внутренний объем недостаточен для размещения внутримодельных весов. Появление таких весов стало возможным благодаря предложенному ранее способу переноса начала координат весов в заданную точку внутри модели.



Рис. 2. Внемоделные весы 6ЭВ-128 3(1). $Y = 20$ кН

На рисунке 3 показаны внемоделные пятикомпонентные весы для испытания полумоделей пассажирских самолетов. Чувствительные элементы компонентов X , Y , M_x , M_y , M_z весов расположены между двумя массивными цилиндрическими основаниями. Фланец весов через адаптер сопрягается с испытываемой полумоделью, а конус — с механизмом изменения углов атаки, обеспечивающим поворот весов относительно продольной оси.

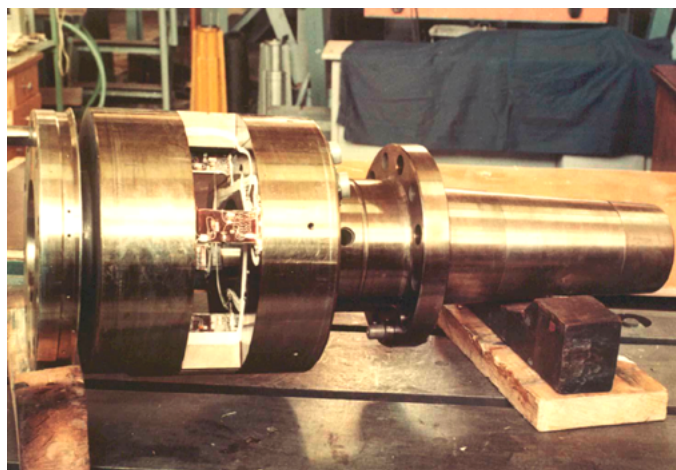


Рис. 3. Внемоделные пятикомпонентные тензосвесы 5ЭВ-128-3(1). $Y = 50$ кН

На рисунке 4 показаны шестикомпонентные внутримодельные весы для испытания моделей современных пассажирских самолетов. Весы состоят из пятикомпонентного чувствительного элемента и примыкающего к нему однокомпонентного элемента для измерения продольной аэродинамической силы — компонент X весов. Два посадочных конуса осуществляют жесткое соединение весов с испытываемой моделью и стержневой державкой. Особенностью весов является высокая точность измерения, необходимая для отработки аэродинамических характеристик самолетов с высоким аэродинамическим качеством, а также повышенная поперечная жесткость компонента X, чем достигается снижение влияния на него остальных компонент нагрузки.



Рис. 4. Шестикомпонентные внутримодельные тензоскопы для испытания моделей пассажирских самолетов. $Y = 20 \text{ кН}$

Внутримодельные шестикомпонентные весы для испытания моделей истребителей и ракетных компоновок показаны на рисунке 5. Чувствительный элемент компонента X весов расположен между двумя идентичными элементами, служащими для измерения пяти компонент нагрузки. Посадочные конуса жестко соединяют весы с испытываемой моделью и стержневой державкой.



Рис. 5. Внутримодельные шестикомпонентные весы для испытания моделей ракет $Y = 5,5 \text{ кН}$

В целях совершенствования методов расчета весов разработана и широко внедрена проблемно-ориентированная расчетная система «Проксима» и комплекс программ, реализующих метод конечного элемента — МКЭ. Система позволяет производить анализ напряженно-деформированного состояния весов и определять наиболее напряженные, опасные, точки.

На рисунке 6 показан элемент конструкции весов, иллюстрирующий способ разбиения упругой системы на конечные элементы, и приведены численные значения напряжений в опасных точках при действии максимальных расчетных нагрузок.

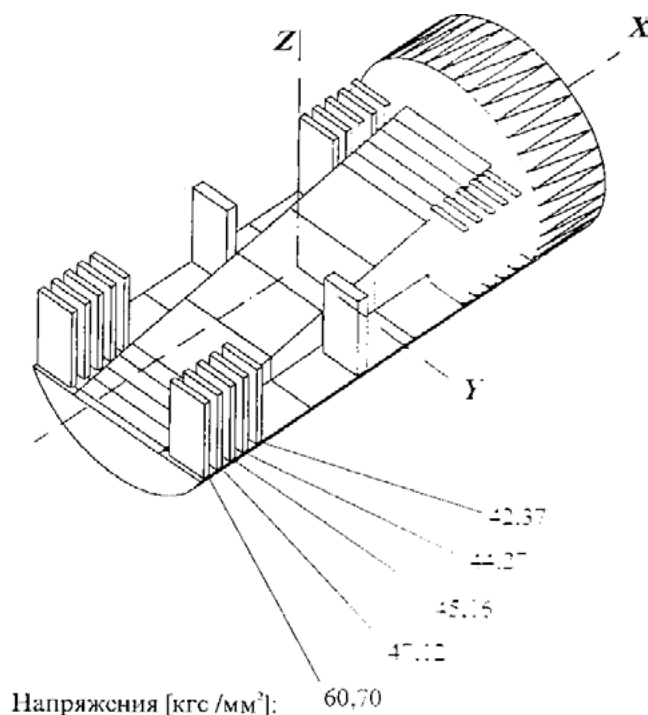


Рис. 6. Конечно-элементная модель внутримодельных шестикомпонентных тензовесов

В процессе испытаний определяются текущие нагрузки, по которым рассчитываются напряжения в опасных точках. В случае, если полученные напряжения в какой-либо из точек превзойдут расчетные, измерительная система дает сигнал на немедленную остановку испытаний. Внедрение расчетной системы позволило более полно оптимизировать конструкцию весов под заданные нагрузки.

Одной из главных проблем при разработке весов является получение заданной точности измерений. Если технологическая цепочка создания весов, начиная с расчета и кончая калибровкой, выдержана правильно, то при эксплуатации определяющей становится температурная погрешность. Можно говорить о двух составляющих температурной погрешности: статической и динамической. Например весы, представленные на рисунке 4, имеют после термокомпенсации остаточную температурную погрешность $(1...2) \cdot 10^{-6}$ В/К. При испытании моделей пассажирских самолетов максимальные выходные сигналы весов составляют величину $\sim 10^{-2}$ В, что обеспечивает приведенную температурную погрешность $\sim 0,02$ %/К. Подобный результат соответствует самому высокому уровню мировых стандартов.

Расчеты и экспериментальные исследования показывают, что весы никогда не работают на стационарных тепловых режимах. Причиной тому является большая тепловая инерция весов, из-

менение по времени температуры потока и режимов испытаний. В результате в весах возникают пространственно-временные градиенты температуры, а температурная компенсация, выполненная на стационарных тепловых режимах нагрева, теряет свою эффективность. В связи с этим возникла необходимость разработки новых методов снижения температурной погрешности, учитывающих тепловую динамику весов.

Решение указанной задачи осуществлялось на основе сочетания расчетных и экспериментальных методов исследования. Наиболее подвержен влиянию температурных градиентов компонент X весов в силу своей протяженности в осевом направлении. Для вычисления градиентов температуры разработана дискретная тепловая модель весов, а на основе анализа упругой схемы компонента X найдены определяющие параметры, отвечающие за чувствительность компонента к градиентам температуры. В результате расчетных и экспериментальных исследований определены конструктивные меры, позволяющие снизить чувствительность компонента X к температурным градиентам. Одной из таких мер является теплоизоляция компонента, которая снижает темп прогрева и делает тепловой режим компонента более предсказуемым.

На рисунке 7 приведены расчетные и экспериментальные графики реакции теплоизолированного компонента X на скачок температуры окружающей среды. Из графика видно, что расчетная модель удовлетворительно прогнозирует тепловую динамику компонента X весов.

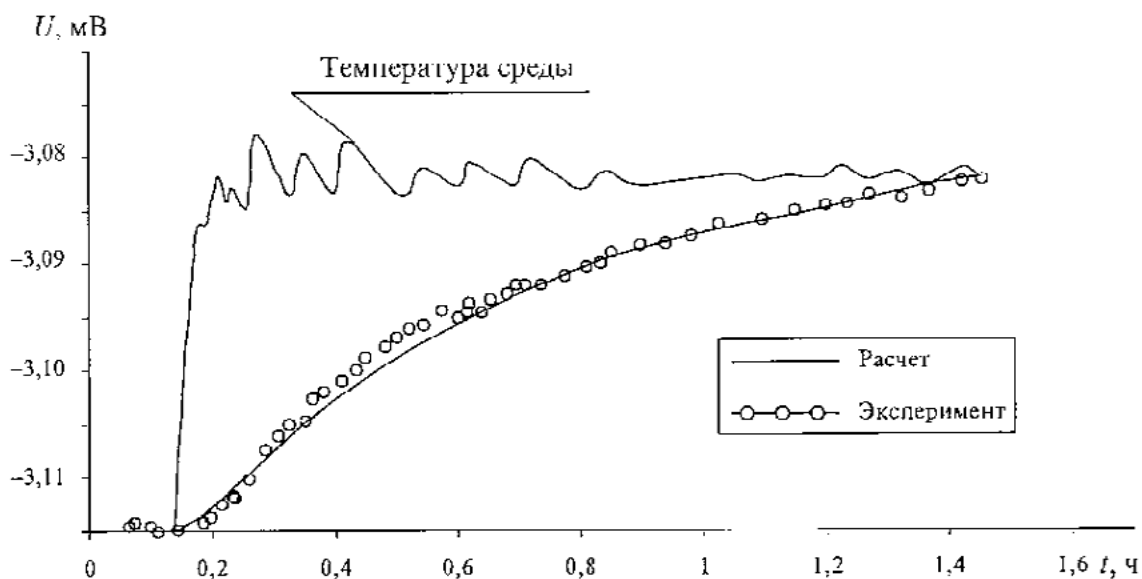


Рис. 7. Реакция весов на скачок температуры среды. U — выходной сигнал тензостоев

На рисунке 8 показаны графики зависимостей температуры теплоизолированных и термокомпенсированных тензостоев и воздуха от времени при нагревании в термостате, а также дрейфа выходного сигнала компонента X ($X_{\text{экс}}$ — без коррекции на градиент температуры, а $X_{\text{коррек}}$ — с коррекцией) от изменения температуры тензостоев. Из приведенных графиков видно, что комплекс разработанных мер обеспечивает эффективное снижение чувствительности компонента X к тепловой динамике нагрева тензостоев.

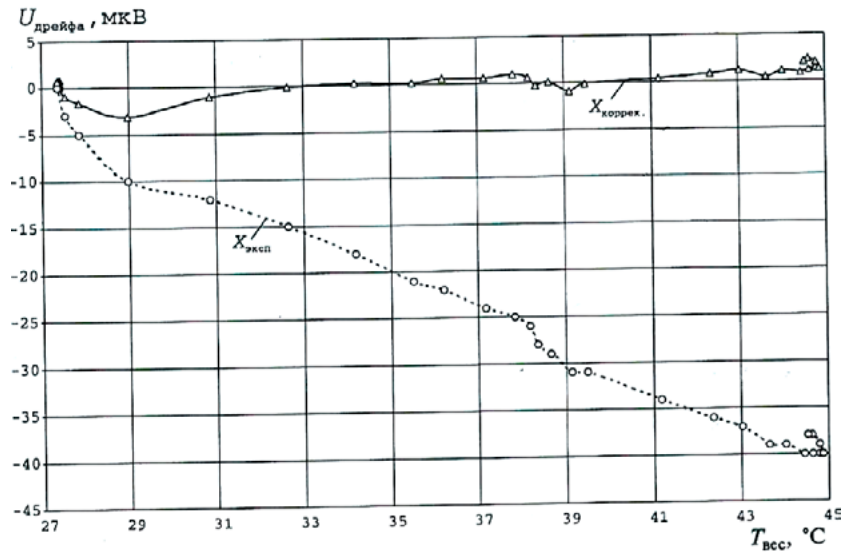


Рис. 8. Реакция $U_{\text{дрейфа}}$ теплоизолированного и теплокомпенсированного компонента X на изменение температуры тензовесов. $X_{\text{эксп}}$ — без коррекции на температурные градиенты

Более остро вопрос температурной стабильности стоит у тензовесов для гиперзвуковых аэродинамических труб, температура торможения которых достигает величин от 1000 до 3000 К.

Основной проблемой при создании таких весов является теплозащита их динамометрического элемента. В результате был создан целый ряд тензометрических весов с развитой системой охлаждения. На рисунке 9 и 10б показаны шестикомпонентные весы, выполненные по комбинированной схеме – моментные элементы внутри модели, а силовые — за ее пределами. Весы снабжены водяным охлаждением посадочного конца, радиационным экраном и водяным охлаждением кожуха.

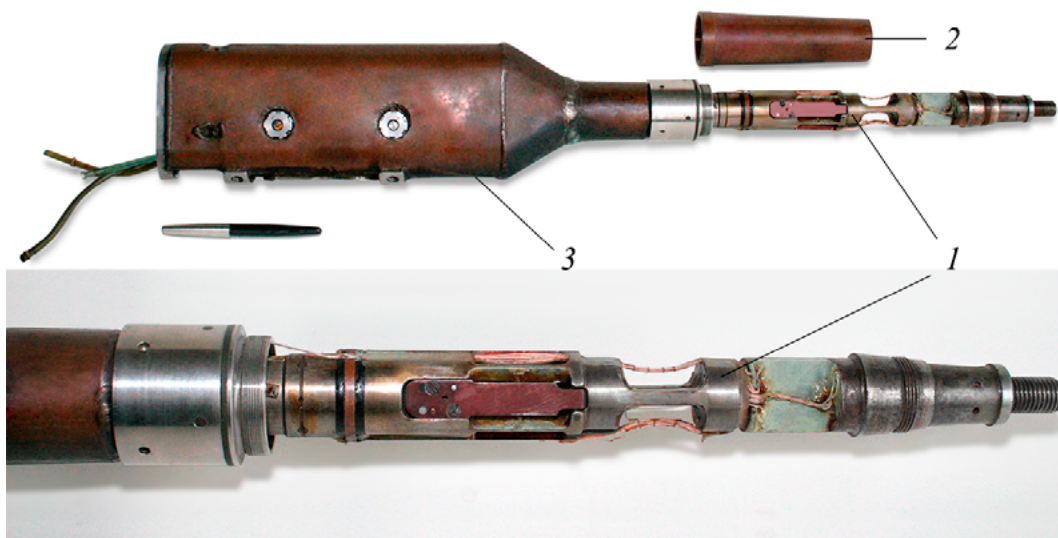


Рисунок 9. Комбинированные шестикомпонентные весы с охлаждением. 1 – весовой элемент моментных компонентов; 2 – кожух весового элемента моментных компонентов; 3 – кожух весового элемента силовых компонентов

Для испытания многоразовых аппаратов типа «Буран» были впервые разработаны внутримодельные весы, представленные на рисунке 10б. Благодаря оригинальной системе охлаждения удалось разместить динамометрический элемент весов внутри модели.

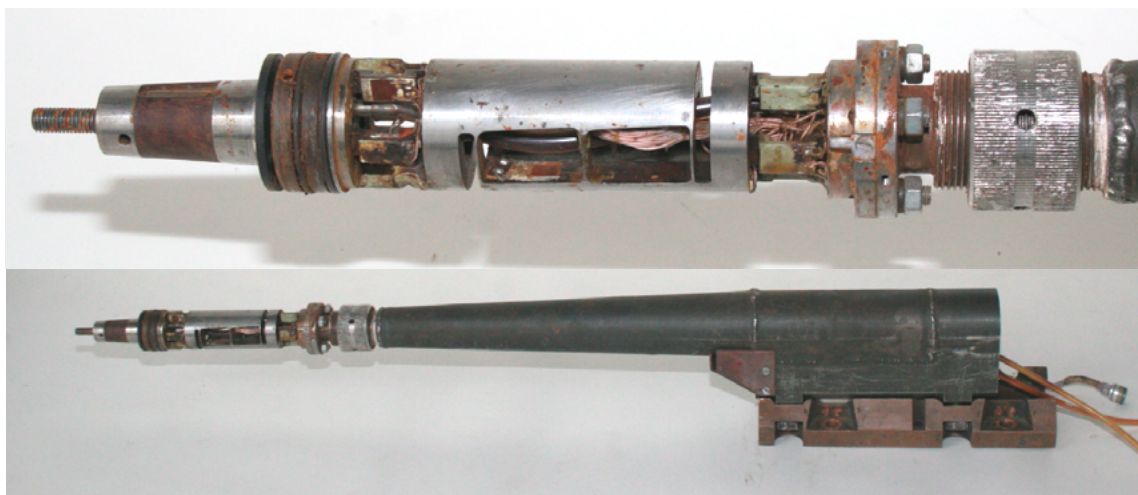


Рис. 10а. Фотография охлаждаемых тензосесов

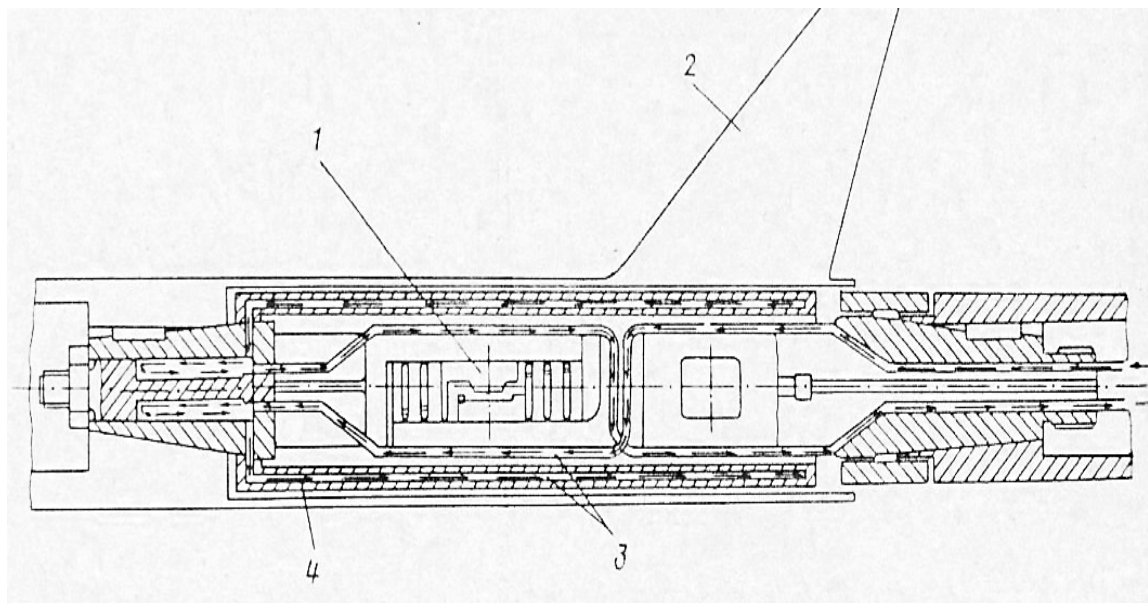


Рис. 10б. Схема охлаждения тензосесов. 1 – тензосесы; 2 – модель; 3 – охлаждающая жидкость; 4 – охлаждающий кожух

Гиперзвуковые аэродинамические трубы кратковременного действия — импульсные ударные позволяют получать более высокие параметры моделирования, при этом их время работы составляют $\sim 0,005 \dots 0,05$ с.

Весы по своим динамическим характеристикам не в состоянии обеспечить столь короткое временное разрешение. Предложены два способа коррекции динамических характеристик весов.

Первый из них основан на применении акселерометров. Разработан адаптивный алгоритм восстановления векторов аэродинамической силы и момента, действующих на модель. Алгоритм представляет собой многоканальный перестраиваемый цифровой фильтр. На рисунке 11 показана реакция компонента Y и цифрового фильтра на ступенчатую нагрузку. Время установления сигнала на выходе фильтра составляет $\sim 0,002$ с.

Второй способ динамической коррекции не требует для своей реализации установки акселерометров. Он представляет собой адаптирующейся на сигнал отклика весов цифровой фильтр.

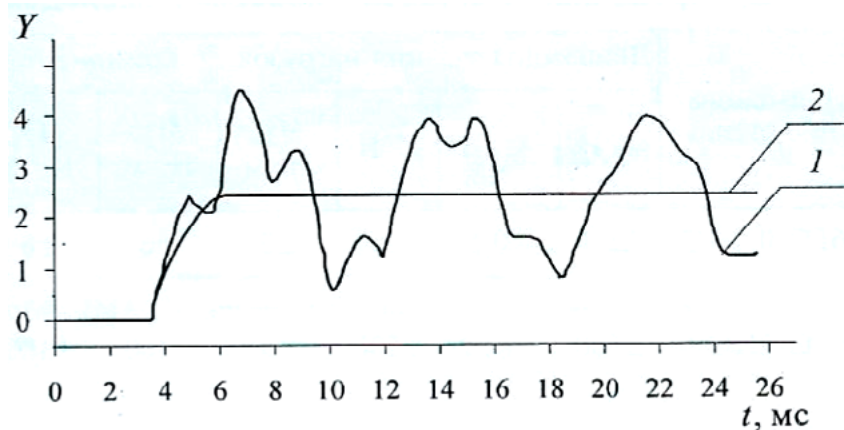


Рис. 11. Обработка сигналов тензовесов и акселерометра предварительно настроенным многоканальным фильтром (компонент Y). 1 – сигнал весов; 2 – выходной сигнал фильтра

На рисунке 12 приведен выходной сигнал компонента M_z и сигнал после цифровой обработки. Сигналы получены в импульсной гиперзвуковой аэродинамической трубе с падающим по времени давлением торможения.

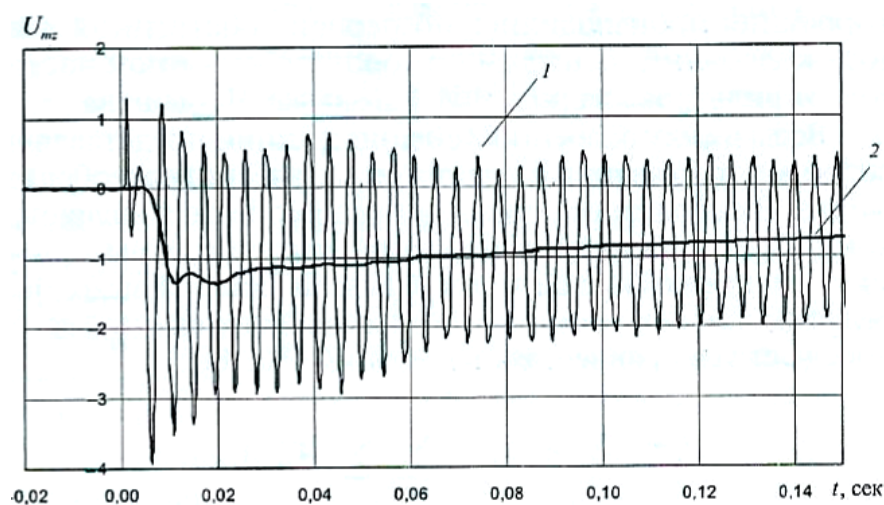


Рис. 12. Обработка сигналов корректирующим фильтром (компонент M_z). 1 – сигнал весов; 2 – выходной сигнал фильтра

ЦАГИ является родоначальником создания механических весов с ленточной подвеской моделей. Основной недостаток таких весов состоит в том, что они суммируют нагрузки, действующие на модель и ленты. Первая попытка создания внутримодельных весов на ленточной подвеске, свободных от указанного недостатка, относится к началу 50-х годов.

После первых испытаний, давших обнадеживающие результаты, работы по весам были прекращены. В последние годы вновь возник интерес к внутримодельным весам на ленточной подвеске. В результате были предложены две схемы шестикомпонентных весов — двухопорная схема и консольная. Для реализации была выбрана консольная схема, наиболее удобная для калибровки. На рисунке 13 показана компоновка весов с моделью и изолированные весы, а на рисунке 14 — весы в процессе монтажа.



Рис. 13. Ленточные весы. Весовой элемент (слева), тензовесы в сборе (по центру), компоновка тензовесов с моделью (справа)



Рис. 14. Наклейка и монтаж весов на ленточной подвеске

Одной из важных задач экспериментальной аэродинамики является измерение суммарных аэродинамических нагрузок, действующих на высокоскоростные воздушные винты — изолированные и соосные. Для ее решения были созданы вращающиеся тензометрические весы. На ри-

сунке 15 показана конструкция вращающихся тензовесов для испытания изолированных винтов. Особенностью весов является оригинальная конструкция и специальные алгоритмы обработки сигналов, служащие для разделения боковых компонент Y , Z и M_y , M_z . На рисунке 15 внизу приведены результаты измерения тяги и крутящего момента винта без потока в диапазоне скоростей от нуля до 3500 об/мин. Весы рассчитаны на диапазон оборотов от нуля до 6000 об/мин.

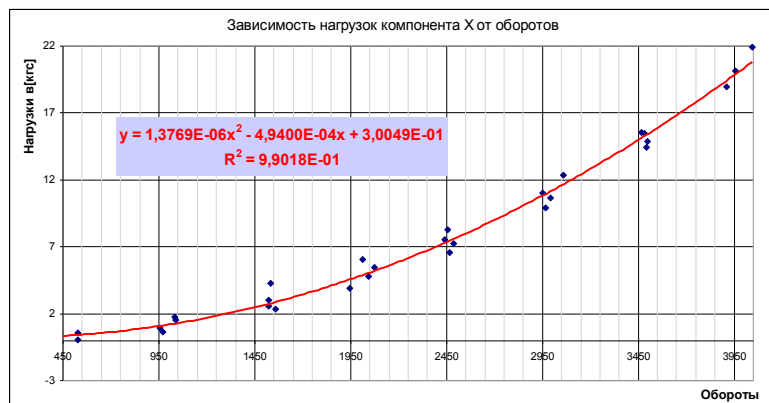
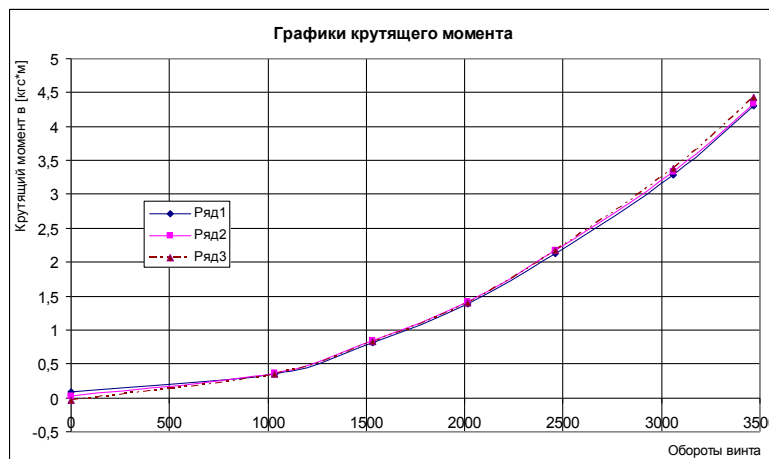
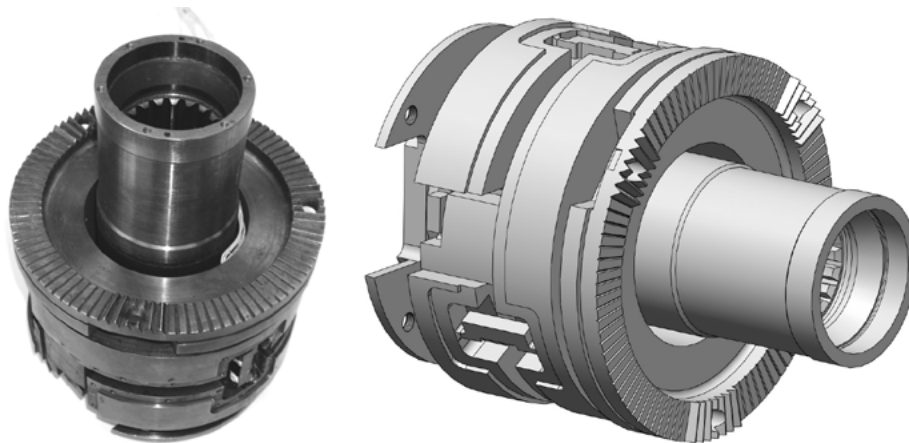


Рис. 15. Используемые тензовесы (вверху слева), разрабатываемые тензовесы (вверху справа). Зависимость тяги от оборотов (по центру), зависимость крутящего момента от оборотов (внизу)

Для испытания соосных винтов в настоящее время разрабатываются шестикомпонентные вращающиеся весы для переднего и заднего винтов, рисунок 16. Схема динамометрического элемента весов состоит из двух рядов восьми радиально расположенных непризматических балок. Предусмотрено алгоритмическое разделение боковых компонент.

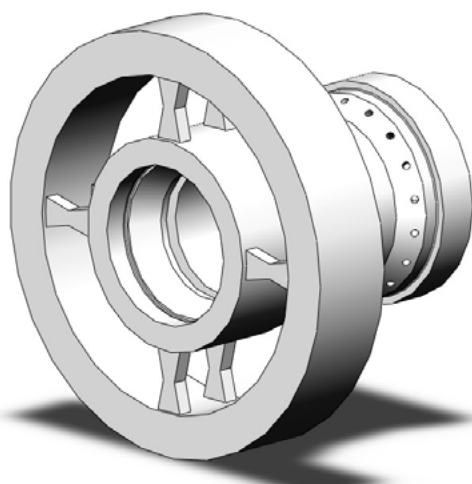


Рис. 16. 3D-модель вращающихся весов для соосных винтов

Было разработано и изготовлено ряд 6-ти компонентных тензовесов диаметром 10–15 мм с нагрузками по компоненту $Y = 300 \dots 600$ Н для исследования интерференционных явлений, а также для использования в трубах с небольшим размером рабочих частей (рисунок 17).

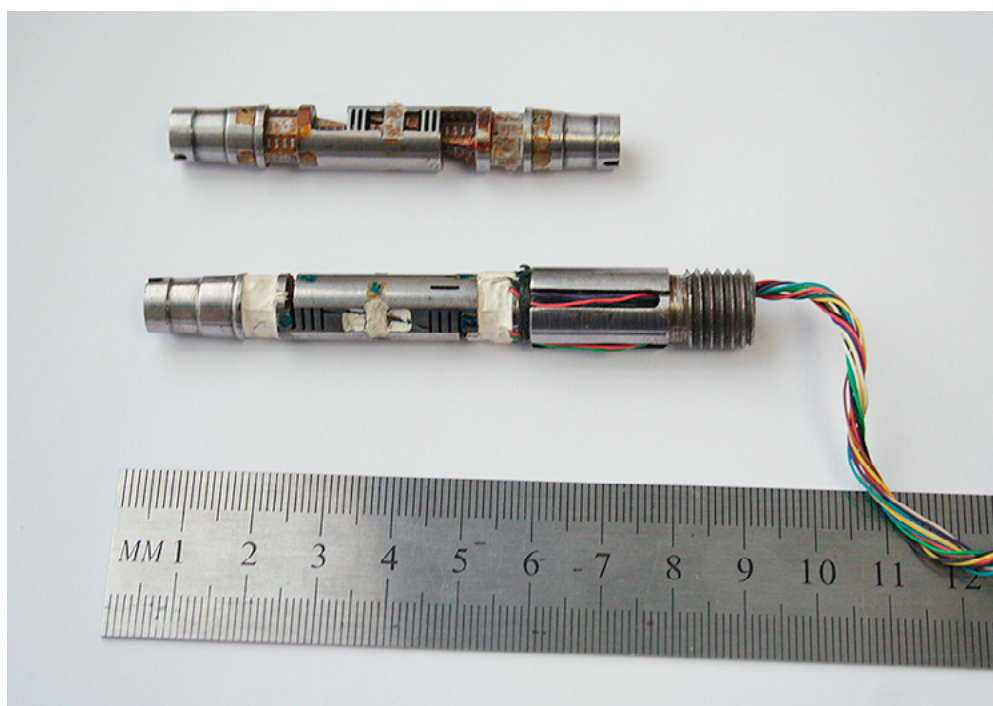


Рис. 17. Шестикомпонентные тензовесы диаметром 10 мм

Тензометрические весы — уникальный, дорогостоящий инструмент, подвергающиеся во время эксплуатации экстремальным воздействиям (высокие температуры, влажность, ударные нагрузки и др.), но, тем не менее многие из них работают по 30–40 лет.

Самыми сложными в производстве являются тензовесы для «горячих» труб, требующими их защиты от высоких температур во время аэродинамического эксперимента.

В процессе эксплуатации тензовесов часто происходят повреждения тензорезисторов и монтажа (механические повреждения, отклейка тензорезисторов из-за попадания воды в охлаждаемых тензовесах и др.).

Поэтому поврежденные тензовесы подвергаются ремонту — переклейке вышедших из строя тензорезисторов и поврежденного монтажа или восстановлению — полной переклейке тензорезисторов и замене электрического монтажа. На рисунке 18 приведена фотография восстановленных 6-ти компонентных охлаждаемых тензовесов для трубы Т-116.

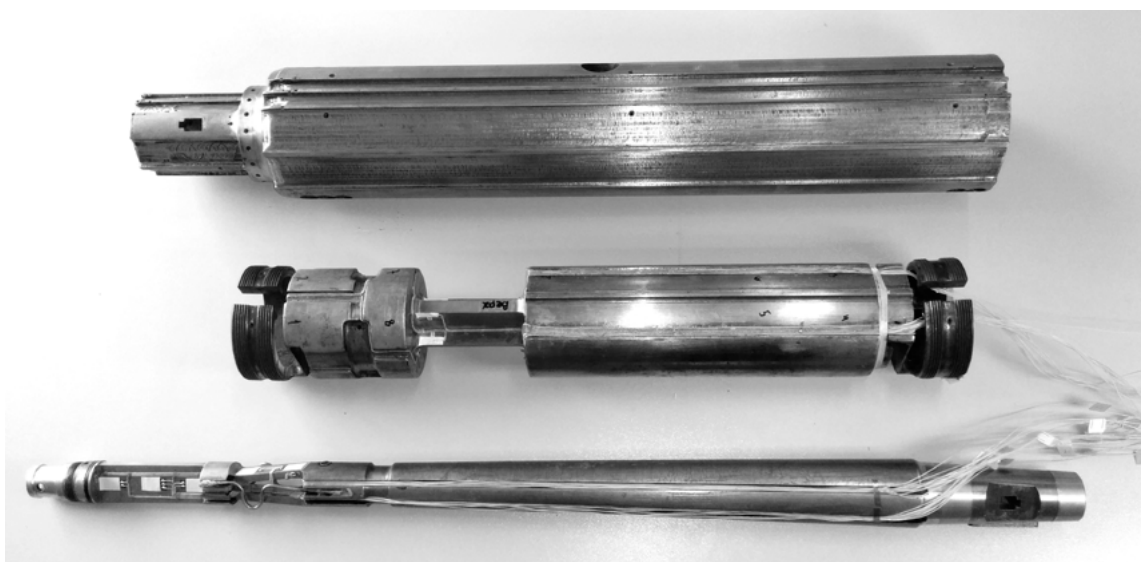


Рис. 18. Шестикомпонентные охлаждаемые тензовесы в разобранном виде: весовой элемент моментных компонентов (вверху); весовой элемент силовых компонентов (по середине); кожух весового элемента силовых компонентов (внизу)

В последние годы весовая тематика получила в своем развитии новое направление, связанное с изменением массы, координат центра масс и моментов инерции изделий космической и ракетной техники. Измеряемыми величинами являются: масса m , три координаты центра масс x_c , y_c , z_c и три центральных момента инерции I_x , I_y , I_z изделия. При необходимости может быть измерен полный тензор инерции. Для измерения указанных величин создан и внедрен ряд специальных стенов.

Как показано на рисунке 19, стенд вместе с установленным на нем изделием представляет трехступенную колебательную систему, у которой степени свободы последовательно возбуждаются. При помощи динамометрического элемента (тензометрического) измеряются компоненты вектора инерционного момента и силы, действующих на изделие. Кроме того, измеряются компоненты вектора углового ускорения. По измеренным величинам рассчитываются координаты центра масс и моменты инерции. Масса изделия измеряется при помощи динамометрической платформы, установленной на стенде.

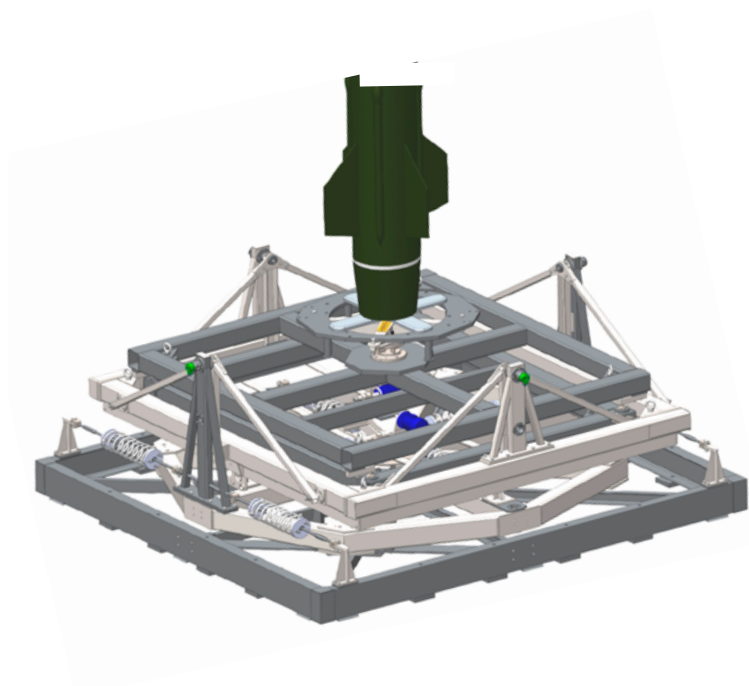


Рис. 19. Стенд для измерения массы, координат центра масс и моментов инерции физических тел СЦМиМИ-1.2т и рабочее место оператора

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МЕТОДАМИ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

Котелкин А.В.¹, Звонков А. Д.², Роберов И.Г.³, Леонтьев С.К.⁴,
Матвеев Д.Б.⁵, Леднев И.С.⁶

^{1,2,3,4,5,6} ФГУП «Научно-исследовательский институт стандартизации и унификации»

Ключевые слова: усталостная прочность, остаточные напряжения, прогнозирования работоспособности, рентгеновская дифрактометрия, ресурс

Аннотация

Установлено, что остаточные напряжения зависят от большинства параметров, которые влияют на сопротивление усталости, и их можно использовать как индикатор усталостной прочности.

Зарождение усталостных трещин связано с повышением плотности дислокаций и приводит к формированию упорядоченных самоорганизующихся дислокационных диссипативных структур, связанных с термодинамической неустойчивостью системы в точке бифуркации. Повышение плотности дислокаций в поверхностном слое приводит к изменению параметра кристаллической решетки, которое фиксирует метод рентгеновской дифрактометрии. Данный метод позволяет непосредственно оценить остаточные напряжения на поверхности деталей.

Прогнозирование остаточного ресурса основано на возможности наблюдения и измерения изменяющихся в процессе эксплуатации или испытаний остаточных напряжений.

Усталостная прочность является структурно-чувствительным свойством металла и во многом определяется уровнем остаточных напряжений в конструкционном материале. Установлено, что остаточные напряжения (ОН) зависят от большинства параметров, которые влияют на сопротивление усталости, и их возможно использовать как индикатор усталостной прочности [1].

Механизм возникновения и изменения остаточных напряжений в упругой области в процессе наработки при знакопеременном циклическом нагружении описал в середине прошлого века Биргер И.А. [2]. Если при таком нагружении выполняется следующее условие:

$$\sigma_{\text{ост}} + \sigma_{\text{д}} > \sigma_{0,2}, \quad (1)$$

где $\sigma_{\text{ост}}$ - уровень остаточных напряжений;
 $\sigma_{\text{д}}$ - переменное действующее напряжение;
 $\sigma_{0,2}$ - предел упругости материала,

то в микрообъемах изделия, которые энергетически находятся в неравновесном состоянии, возникают пластические деформации, изменяющие первоначальное значение остаточных напряжений.

С современных позиций весь процесс циклической усталости можно разделить на два периода: зарождение усталостных трещин и распространение усталостных трещин [3].

Зарождение усталостных трещин связано с повышением плотности дислокаций, что приводит к формированию упорядоченных самоорганизующихся дислокационных диссипативных структур, связанных с термодинамической неустойчивостью системы в точке бифуркации.

Повышение плотности дислокаций приводит к изменению параметра кристаллической решетки, которое фиксирует метод рентгеновской дифракции.

Изменение остаточных напряжений в процессе наработки можно представить как

$$\Delta\sigma = \sigma_i - \sigma_0, \quad (2)$$

где σ_i – текущее значение остаточных напряжений;
 σ_0 – начальное значение остаточных напряжений.

Тогда выражение (1) можно записать как

$$|\Delta\sigma|_{max} > \sigma_{0,2} - |\sigma_d|, \quad (3)$$

где $|\Delta\sigma|_{max}$ – наибольшее изменение остаточных напряжений.

Правая часть неравенства (3) представляет собой ту часть упругой области, в которой физически может протекать процесс зарождения усталостных трещин, вызывающих изменение остаточных напряжений.

Превышение $|\Delta\sigma|$ разности $(\sigma_{0,2} - |\sigma_d|)$, на наш взгляд, напрямую связано с физикой процесса усталости, когда в поверхностных слоях нагружаемого тела заканчивается первый период, и начинается распространение усталостных трещин. По Терентьеву В.Ф. при переходе от периода зарождения к периоду распространения усталостных трещин возникают процессы зарождения малых (коротких) трещин [3]. Энергетически эти внутренние процессы уже другие, незначительно связанные с воздействием на кристаллическую решетку материала. Поэтому при достижении преддефектного состояния следует ожидать прекращения изменения остаточных напряжений, а при образовании макротрещины (точка бифуркации) – сброса накопленного изменения, когда $\Delta\sigma \rightarrow 0$ [2].

Исходя из (3), допустимое изменение остаточных напряжений выражается неравенством:

$$[\Delta\sigma] > \sigma_{0,2} - |\sigma_d| \quad (4)$$

Для экспериментальной проверки этого условия провели исследование по определению остаточных напряжений для образцов, подвергнутых испытаниям на малоцикловую усталость.

Объектом исследования являлись плоские образцы из алюминиевого сплава АК4 с $\sigma_{0,2} = 324$ МПа. До и после циклического нагружения на каждом образце провели измерения с использованием портативного рентгеновского дифрактометра ДРП. Схема измерения представлена на рисунке 1. Остаточные напряжения в направлении, параллельном продольной оси симметрии образцов, определяли методом « $\sin^2\psi$ », используя рабочий пик {311} ГЦК-решетки алюминия в излучении $\text{CrK}\alpha$.

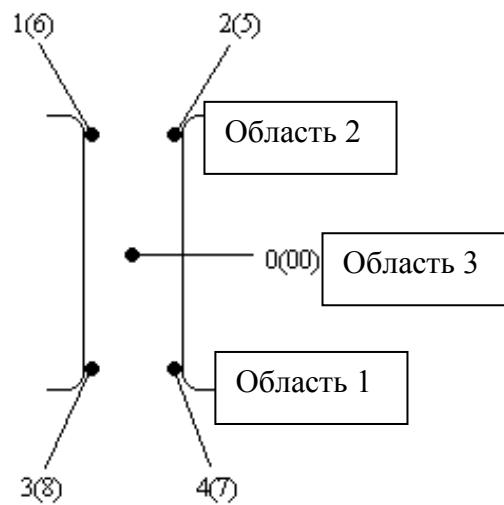


Рис. 1. Схема измерения образцов из сплава АК4 (с нумерацией зон)

Образец 1 подвергли циклической нагрузке с большей амплитудой циклов, чем образцы 2 и 3. Нагрузка образца 4 составила 0,99 от нагрузки образцов 2 и 3. Количество циклов до разрушения N_r : для образца 1 – 14218; для образца 2 – 32308; для образца 3 – 27868; для образца 4 – 21600.

Вид разрушенного образца показан на рисунке 2.

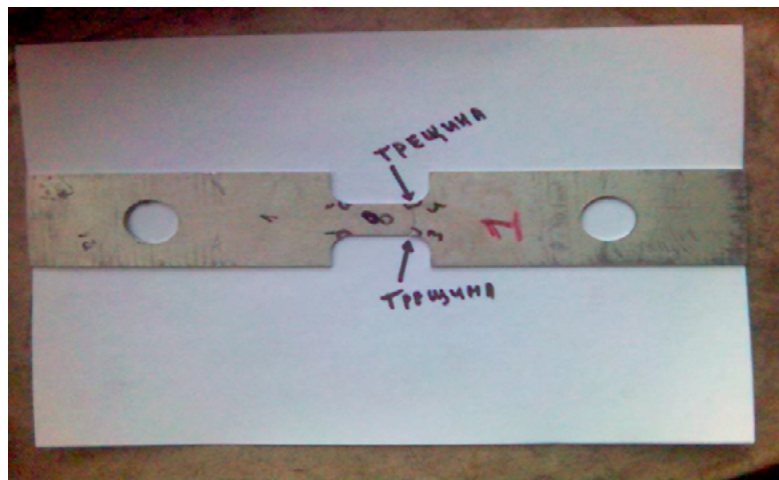


Рис. 2. Вид разрушенного образца

Все образцы разрушились в области 1 (рисунок 2).

На основе измерений определили остаточные напряжения после разрушения σ_1 в тех же зонах образцов, что и до разрушения σ_0 .

Полученные результаты оценки остаточных напряжений до и после разрушения в области 1 приведены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты оценки остаточных напряжений до и после разрушения в области трещины 1

№ образца	№ зоны	σ_0 , МПа	σ_i , МПа	$\Delta\sigma$, МПа	σ_d , МПа	$\sigma_{0,2}-\sigma_d$, МПа	$\text{Ln}N_p$ (N_p)	r 5* и 8
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	3	-250	-30	220	124	199	9,56 (14218)	0,79
	4	-230	0	230				
	7	-175	-70	105				
	8	-125	-60	65				
2	3	-125	+30	155	119	204	10,38 (32308)	
	4	-135	-10	125				
	7	-230	+50	280				
	8	-185	+25	210				
3	3	-195	-5	190	113	210	10,24 (27868)	
	4	-195	-20	175				
	7	-265	+45	310				
	8	-245	+25	270				
4	3	-195	-25	170	112	211	9,98 (21600)	
	4		+30	225				
	7		+20	215				
	8		+40	235				

* Зоны с максимальным изменением начального уровня остаточных напряжений $\Delta\sigma_{\max}$ выделены в таблице жирным шрифтом.

Поскольку повышение плотности дислокаций приводит к формированию упорядоченных самоорганизующихся дислокационных диссипативных структур, связанных с термодинамической неустойчивостью системы в точке бифуркации (разрушения) [3], то для разрушенных образцов следует ожидать связи между изменением ОН и числом циклов в области разрушения. Для проверки этого в зонах вблизи трещины провели корреляционный анализ между натуральным логарифмом от числа циклов до разрушения и максимальным изменением начального уровня остаточных напряжений при циклической нагрузке. Коэффициент Пирсона (r) между $\Delta\sigma_{\max}$ и $\text{Ln}N_p$ равен 0,79. Следовательно, перед разрушением (измеряемые зоны находятся вблизи трещины) между изменением исходного уровня ОН и числом циклов существует значимая корреляция, отображающая усталостные явления в поверхностном слое материала образцов, в том числе его деградацию через изменение остаточных напряжений.

Результаты оценки остаточных напряжений до и после разрушения в области 1 приведены в таблице 2.

Таблица 2. Результаты оценки остаточных напряжений до и после разрушения в области 2

№ образца	№ зоны	σ_o , МПа	σ_i , МПа	$\Delta\sigma$, МПа	σ_d , МПа	$\sigma_{0,2}-\sigma_d$, МПа	$\text{Ln}N_p$ (N_p)	r 5* и 8
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	1	-180	-90	90	124	199	9,56 (14218)	0,11
	2	-220	-90	130				
	5	-180	+50	230				
	6	-250	-10	240				
2	1	-130	+45	175	119	204	10,38 (32308)	
	2	-210	+25	235				
	5	-205	-35	170				
	6	-165	-30	135				
3	1	-130	-40	90	113	210	10,24 (27868)	
	2	-175	-115	60				
	5	-255	-140	135				
	6	-305	-125	180				
4	1	-195	-160	35	112	211	9,98 (21600)	
	2		-150	45				
	5		-145	50				
	6		-100	95				

В области 2, «конкурирующей» с областью 1 за образование трещины, корреляция между $\Delta\sigma_{\max}$ и $\text{Ln}N_p$ отсутствует. Следовательно, можно считать, что эта область в меньшей степени готова к усталостному разрушению.

На диаграммах, представленных на рисунках 3 и 4, для областей 1 и 2, соответственно, показаны уровни максимального и минимального изменения остаточных напряжений, а также допустимый в соответствии с выражением (4) уровень изменения остаточных напряжений для каждого образца.

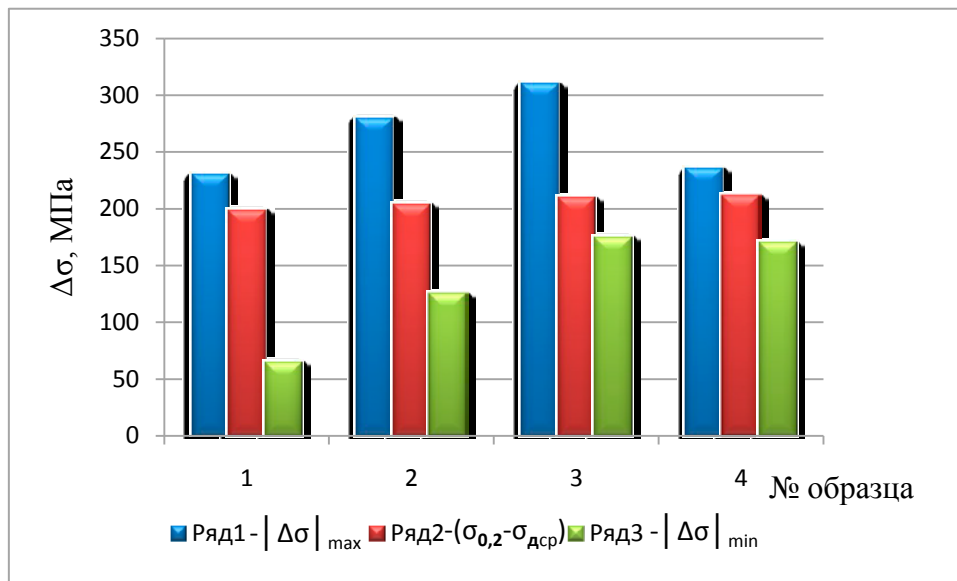


Рис. 3. Уровни изменения остаточных напряжений: максимальный, минимальный и допустимый для области 1

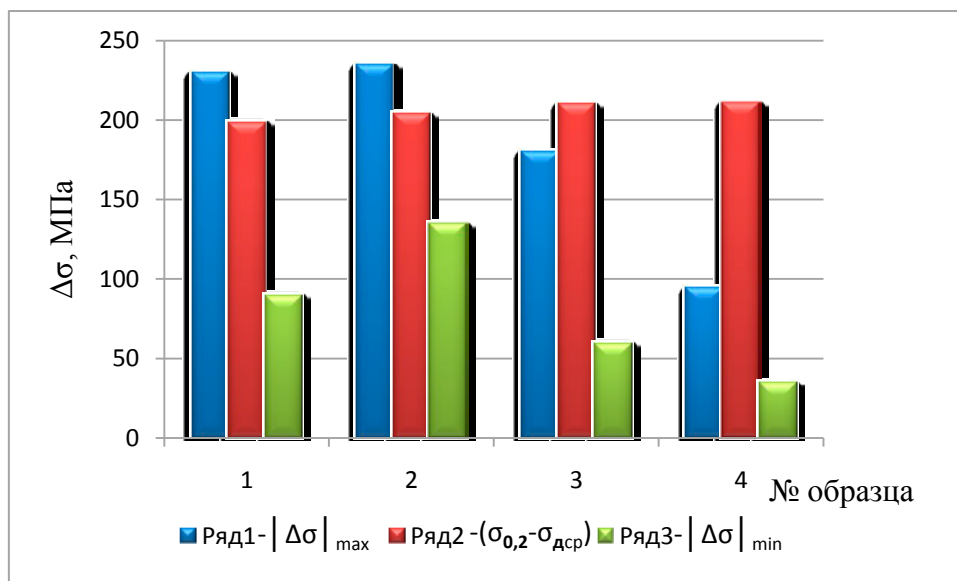


Рис. 4. Уровни изменения остаточных напряжений: максимальный, минимальный и допустимый для области 2

В области 1 с трещиной для всех четырех образцов допустимый уровень остаточных напряжений находится между максимальным и минимальным уровнями изменения остаточных напряжений.

В области 2 для первых двух образцов тенденция, характерная для области 1, сохраняется, что говорит о сходном характере протекания усталостных явлений в рассматриваемых областях. Для двух других образцов максимальный уровень изменения остаточных напряжений оказывается меньше допустимого уровня остаточных напряжений, что ещё раз подтверждает высказанное выше утверждение о меньшей степени готовности области 2 к усталостному разрушению. Соответственно, здесь отсутствует и корреляция между $\Delta\sigma_{\max}$ и $\text{Ln}N_p$.

Исходя из сказанного выше, в первом приближении (4) можно принять в качестве выражения для определения допустимого уровня изменения остаточных напряжений.

На основании полученных результатов можно предложить следующую методику оценки технического состояния и прогнозирования работоспособности деталей.

Техническое состояние (ТС) выражается отношением $\Delta\sigma_{max} / [\Delta\sigma]$.

Условие безопасной эксплуатации определяется как

$$ТС = \frac{\Delta\sigma_{max}}{[\Delta\sigma]} \leq 1 \quad (5)$$

Прогноз развития системы в большинстве случаев базируется на определении скорости изменения оценочного параметра во времени.

В графическом виде методика прогноза представлена на рисунке 5.

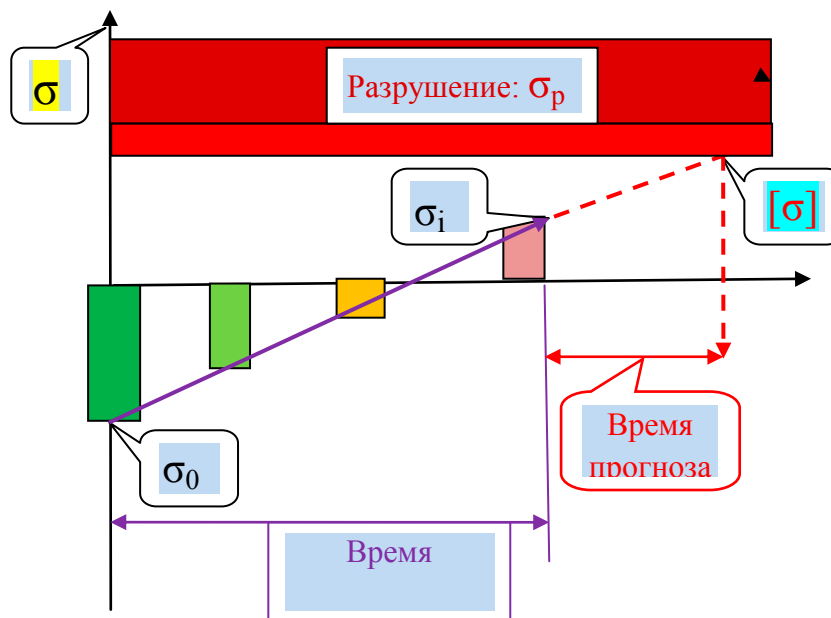


Рис. 5. Методика прогноза

Последовательность действий при реализации данной методики можно описать следующим образом.

1. Определение экспериментальной скорости изменения остаточных напряжений во времени в выбранных зонах детали:

$$V_3 = \frac{(\sigma_{i2} - \sigma_{i1})}{\Delta t}, \quad (6)$$

где Δt – известный отрезок времени между вторым и первым контрольными этапами эксплуатации (или в других единицах, характеризующих наработку).

2. Определение на основе полученных значений в разных зонах детали максимальной скорости изменения остаточных напряжений во времени V_{max} .

3. Приравнивание полученной скорости V_{max} к скорости уменьшения допустимой разности $(\sigma_{0,2} - |\sigma_d|)$:

$$V_{max} = \frac{\Delta\sigma_{max}}{t_3} = \frac{[\Delta\sigma]}{t_3 + t_{II}}, \quad (7)$$

где t_3 – наработка до последнего контрольного этапа измерений (время эксплуатации);
 t_{II} – остаточная наработка (время прогноза).

4. Определение остаточной наработки t_{II} :

$$t_{II} = t_3 \frac{[\Delta\sigma]}{\Delta\sigma_{max} - 1} \quad (8)$$

В качестве примера произведем расчет остаточного ресурса по данным исследования лонжеронов трех лопастей несущего винта вертолета МИ-8 из сплава АВТ-1 с наработкой 1588 часов. Механические свойства сплава АВТ-1: $\sigma_B = 350$ МПа, $\sigma_{0,2} = 290$ МПа, $\sigma_{-1} = 115$ МПа, коэффициент Пуассона равен 0,33 [45]. Исходный уровень ОН после изготовления составляет не менее –110 МПа. Назначенный ресурс P_o составляет 2000 часов.

На первом этапе исследования провели измерения с использованием портативного рентгеновского дифрактометра ДРП шести лопастей со стороны нижней полки лонжерона в 6 - 21 зонах.

Определение остаточных напряжений проводили методом вертикальной съёмки в $\text{CrK}\alpha$ -излучении с использованием рабочего пика (311) ГЦК-решетки алюминия.

В качестве показателя напряженного состояния использовали первый инвариант тензора главных напряжений $\sigma = (\sigma_1 + \sigma_2)/3$.

Результаты определения остаточных напряжений представлены в таблице 3.

Выделенные жирным шрифтом значения ОН в таблице 3 указывают на максимальный уровень снижения изначального уровня.

На всех исследуемых лопастях по нижней полке лонжерона отмечается существенная неравномерность остаточных напряжений по длине, характеризующая наличием как областей, в которых остаточные напряжения практически не изменились, так и областей, в которых они изменились значительно.

Результаты определения технического состояния лопастей и остаточного ресурса представлены в таблице 4. При расчете приняли допущение, что действующее напряжение $\sigma_d = \sigma_{-1}$ [4].

Расчет остаточного ресурса на основании определения ОН лонжеронов трех лопастей несущего винта вертолета МИ-8 из сплава АВТ-1 с наработкой 1588 часов показал, что все три лопасти проработают выше назначенного ресурса.

Таким образом, параметром оценки технического состояния деталей из конструкционных материалов и прогнозирования их остаточного ресурса могут служить остаточные напряжения на поверхности детали, достоверно определяемые неразрушающим методом рентгеновской дифрактометрии.

Таблица 3. Остаточные напряжения (в МПа) для разных лопастей и зон

№ зоны	№ лопасти		
	1	2	3
1	-65	-25	+5
2	-75	-40	-30
3			-50
4			-25
5			-75
6			-58
7			-50
8			-83
9			-90
10			-65
11	-100	-100	-80
12	-115	-90	-10
13	-95	-90	-50
14			-65
15			-50
16			-60
17			-65
18	-60	-105	-15
19			-125
20			-75
21			-30

Таблица 4. Результаты определения технического состояния и остаточного ресурса лопастей

№ лопасти	1	2	3
Наработка (t_0), часы	1588		
$\Delta\sigma_{\max}$, МПа	70	85	115
$[\Delta\sigma]$, МПа	175		
ТС	0,40	0,49	0,66
$t_{\text{п}}$, часы	2382	1681	828
$t_0 + t_{\text{п}}$, часы	3970	3269	2416
$t_0 + t_{\text{п}} - P_0$, часы	1970	1269	416
P_0 , часы	2000		

Список литературы

- 1 Остаточные напряжения и портативные рентгеновские дифрактометры для их определения / А.В. Котёлкин, А.Д. Звонков, А.В. Лютцау, Д.Б. Матвеев. – Прогрессивные технологии ОМД. – М.: ИРИАС, 2009. – с. 423-435.
- 2 Биргер И.А. Остаточные напряжения. – М.: Машгиз, 1963. –232 с.
- 3 Усталость металлических материалов / В.Ф. Терентьев. – М.: Наука, 2003. – 254 с.
- 4 Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. Сопротивление материалов. – М.: Наука, 1986. – 561с.

О НЕКОТОРЫХ ПРОБЛЕМАХ, РЕШАЕМЫХ ПРИ СОЗДАНИИ МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Минеев Б.И.

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Ключевые слова: измерения, методы и средства, высокие температуры, быстропеременные деформации, метрологическое обеспечение

Аннотация

Представлен краткий обзор задач, решаемых при создании метрологического обеспечения испытаний авиационных двигателей. Отдельно обсуждаются две проблемы: (а) создание высокоточных средств измерения высоких температур газа (≥ 2000 °С) и их эталонного обеспечения и (б) создание эталонной базы для средств измерения динамических (быстропеременных) деформаций.

В ЦИАМ проводятся работы по разработке и внедрению новых и усовершенствованных методов и средств измерения, средств метрологического обеспечения, применяемых при испытаниях авиационных двигателей и в экспериментальных исследованиях. В частности, разрабатываются и создаются:

- методы и средства измерений высоких температур газа и поверхности элементов ГТД; в том числе бесконтактных, с применением новых материалов и для специализированных условий;
- методы измерения полей скорости газа с помощью метода PIV при исследовании различных течений, в том числе сверхзвуковых, и размеров частиц в двухфазных течениях с помощью фазо-доплеровского метода;
- бесконтактные методы и средства измерений радиальных и осевых зазоров в турбомашинах, колебаний лопаток турбомашин;
- высокоточные оптические средства измерения быстропеременных деформаций;
- средства диагностики параметров разряда, генерируемого системой зажигания ГТД.

Средства метрологического обеспечения для этих и других измерений, выполняемых при испытаниях и экспериментальных исследованиях на стендах ЦИАМ и двигателестроительной подотрасли, разрабатываются специалистами метрологической службы ЦИАМ, аккредитованной на следующие виды работ:

- проведение испытаний средств измерений в целях утверждения типа;
- проведение поверки и калибровки средств измерений;
- проведение метрологической экспертизы,
- разработка и аттестация методик измерения.

Обеспечение экспериментальных исследований, направленных на создание научного задела в области авиационного двигателестроения, и испытаний перспективных двигателей и их узлов требует разработки специализированных средств измерения и средств метрологического обеспечения, позволяющих проводить измерения с высокой точностью в высокотурбулентных, существенно трехмерных, высокотемпературных течениях, с ограниченным доступом, на объектах, подверженных вибрациям, статическим и динамическим (быстропеременным) деформациям.

В настоящей статье отдельно обсуждаются две проблемы: (а) создание высокоточных средств измерения высоких температур газа (≥ 2000 °С) и их эталонного обеспечения и (б) создание эталонного оборудования для средств измерения динамических (быстропеременных) деформаций.

В рамках первой задачи разрабатываются новые контактные и бесконтактные средства измерений, работа которых построена на разных физических принципах. Создается высокотемпературная эталонная печь для обеспечения в перспективе поверок (калибровок) средств измерения температур в воздушной среде в указанном выше диапазоне.

В рамках второй задачи разрабатывается градуировочный комплекс для стендовых средств измерения динамических (быстропеременных) деформаций на базе высокоточной лазерной системы измерения динамических деформаций. В последующем предполагается создание эталонной установки для проведения калибровок (поверок) таких средств измерения, метрологически не обеспеченных в настоящее время.

Создание высокоточных средств измерения высоких температур газа (≥ 2000 °С) и их эталонного обеспечения

В камерах сгорания перспективных авиадвигателей реализуются температуры на уровне 2000 °С, локальные значения которых, в соответствии с существующими в авиационном двигателестроении нормативными требованиями, должны измеряться с погрешностями менее 10 °С. Указанная погрешность должна обеспечиваться в условиях высокой турбулентности и неравномерности течения, наличия вибраций несущих конструкций, присутствия сажистых частиц в многокомпонентном потоке с протекающими реакциями. Принципиальные трудности измерения локальных температур газа в этих условиях связаны с:

- a) отличием измеряемой температуры, реализуемой на чувствительном элементе контактного термодатчика, от температуры газа;
- b) малым ресурсом контактных датчиков;
- c) трудностью использования оптических методов измерения в условиях двигательного испытательного стенда с загрязненным исследуемым потоком, характеризующимся большими градиентами и пульсациями параметров течения;
- d) отсутствием необходимой эталонной базы.

Отличие температуры чувствительного элемента от температуры газа обусловлено его охлаждением из-за конвективного отвода тепла в охлаждаемую часть термодатчика и из-за лучистого теплового потока в окружающее пространство, а также вследствие невозможности реализовать в области чувствительного элемента полностью заторможенный высокоскоростной поток или условия, необходимые для измерения статической температуры контактным датчиком. Возникающие при этом погрешности измерения температуры газа могут достигать десятков и сотен градусов. Существуют методы учета указанных факторов, существенно повышающие достоверность измерений, однако, не обеспечивающие требуемую точность измерения.

Малые ресурсы термодатчиков, изготавливаемых из драгматериалов, приводят к существенному удорожанию измерений и низкой информативности измерений из-за частого выхода из строя термодатчиков.

Существующие оптические методы требуют «тепличных» условий эксплуатации и пока не могут обеспечить проведение измерения с необходимой точностью даже в «чистых» лабораторных условиях.

Наконец, отсутствуют эталонные установки, на которых можно было бы проводить поверку (калибровку) термодатчиков при температурах до 2000...2100 °С в заданной газовой среде с необходимой точностью.

В ЦИАМ некоторое время назад начаты работы по преодолению указанных трудностей. Эти работы направлены, главным образом, на создание новых контактных и бесконтактных средств измерения высоких температур, на поиск и исследование новых высокотемпературных и дешевых материалов, необходимых для создания высокотемпературных термодатчиков, на внедрение расчетно-экспериментальных процедур измерения высоких температур газа для повышения достоверности измерений, на создание высокотемпературных калибровочных установок и стендов.

Предложен новый способ измерения высоких температур газа с помощью газодинамического насадка — устройства, в котором имеется два жиклера, работающие в условиях сверхкритического перепада давлений. Выполнена экспериментальная отработка техники и методики измерения температур газа с помощью газодинамического насадка при испытаниях отсека камеры сгорания, определены основные калибровочные зависимости и предложены возможные варианты схем использования газодинамического насадка при измерениях высоких температур газового потока.

Предложен оригинальный способ измерения высоких (свыше 1500 К) температур газового потока, основанный на восстановлении полной температуры потока по показаниям четырех термопар, установленных в низкотемпературной области цилиндрического насадка, обтекаемого горячим потоком газа и охлаждаемого водой. Разработана конструктивная схема и конструкторская документация охлаждаемых датчиков, проведены трехмерные расчеты с учетом системы охлаждения датчика. Показана возможность использования монокристаллического карбида кремния в качестве материала части датчика, что позволяет расширить диапазон измеряемых температур до значений свыше 2000 К.

Усовершенствована конструкция разработанного ранее пирометра спектрального отношения, основанного на измерении отношения излучения двух спектральных линий, принадлежащих одному и тому же компоненту пламени. Данный прибор успешно использовался при измерении осредненных (вдоль линии визирования) температур газовых потоков как в лабораторных условиях, так и на полномасштабных камерах сгорания. Совместно с МЭИ ведутся работы по созданию на базе этого пирометра томографического прибора для измерения локальных температур газового потока. Ведутся также работы по исследованию возможности создания пирометра спектрального излучения для определения высоких температур газового потока по результатам измерения спектральной яркости вспомогательного излучения, прошедшего через газовую среду, спектральной яркости паров воды в газе при отсутствии внешней подсветки и суммарной яркости излучения паров воды и внешней подсветки, прошедшего через газ.

Ведется разработка новых контактных средств измерения с применением неметаллических материалов, предназначенных для измерения температуры газа в диапазоне 700...2100 °С. Разработан образец неохлаждаемой одноточечной гребенки с камерой торможения из нового неметаллического кристаллического материала — частично стабилизированного диоксида циркония (ЧСЦ), рассчитанной на измерение температуры до 1800 К. Проведены метрологические исследования гребенок до максимальной температуры имеющихся образцовых печей (1600 °С), показавшие, что камера торможения из ЧСЦ не оказывает воздействия на номинальные статические ха-

рактеристики высокотемпературных термопар. Спроектирована 7-точечная охлаждаемая гребёнка, рассчитанная на измерение температуры до 2100 °С.

Исследуется также возможность создания из ЧСЦ и чувствительного элемента высокотемпературного датчика, появившаяся в результате обнаруженной зависимости проводимости этого неметаллического материала от температуры.

Создан прототип высокотемпературной термокраски ТК-30, предназначенной для измерения распределений высоких температур (>1500 °С) на поверхностях элементов ГТД. Проведена разработка технологической схемы и отработана технология изготовления новой термокраски, получены экспериментальные образцы. Определены технические характеристики новой термокраски в диапазоне температур до 1750 °С и проведено ее опробование в стендовых условиях.

В обеспечение калибровки высокотемпературных средств измерения в условиях воздушной среды исследуется возможность создания соответствующего эталонного оборудования, поскольку анализ имеющихся печей с воздушной рабочей средой показал, что все они достаточно низкотемпературны (ниже 1600 °С). С учетом достаточно высокой электрической проводимости ЧСЦ при температурах выше 1200 °С, выявленной при исследовании свойств этого материала, было предложено использовать этот материал для создания нагревательного элемента высокотемпературных печей, содержащих первичный нагреватель из обычного материала для предварительного нагрева рабочей области печи до 1200 °С, и вторичный нагреватель из ЧСЦ для достижения рабочей температуры в центральной зоне печи до 2400 °С (на первом этапе до 2100 °С). На данном этапе работы разработаны нагревательные элементы из ЧСЦ, проведено их исследование.

Разработка градуировочного комплекса для стендовых средств измерения динамических (быстропеременных) деформаций на базе нового высокоточного лазерного интерференционного метода измерения динамических деформаций

При экспериментальной оценке прочностных характеристик деталей и узлов авиационных двигателей большое внимание уделяется вопросам «динамической» прочности, т.е. прочности в условиях воздействия быстропеременных, в частности вибрационных, нагрузок. Вибрации деталей вызывают их динамические деформации на тех же частотах. Знание параметров этих деформаций чрезвычайно важно для повышения удельных характеристик двигателей, показателей надежности и долговечности. Поэтому одним из наиболее важных видов измерений при испытаниях новых авиадвигателей, их узлов и деталей является динамическое тензометрирование. Также, с точки зрения выявления вибродиагностических признаков повреждения, тензометрирование – это и наиболее достоверный способ выявления признаков повреждения исследуемых деталей.

Измерительные каналы динамических деформаций включают в себя в качестве первичного преобразователя тензорезистор, наклеиваемый на поверхность испытываемой детали, и электронную часть канала. Существующее метрологическое обеспечение этих измерений позволяет проводить поверочные работы только при статических нагрузках. Измерение частотных характеристик электронной части ИК не представляет трудностей. Для этого достаточно подать на вход электронной части ИК серию эталонных значений переменного электрического сигнала, правильно смоделировав входной импеданс. Для оценки инерционных характеристик тензорезисторов применяются камертонные градуировочные устройства типа КТУ-1, разработанные в ЦИАМ несколько десятилетий назад. Однако, эти устройства недостаточны для определения амплитудно-частотных характеристик ИК динамических деформаций с заданной погрешностью в заданном диапазоне рабочих частот, что не позволяет уверенно трактовать результаты высокочастотных измерений.

Поэтому для создания широкополосного устройства для динамической градуировки измерительного канала деформаций в ЦИАМ был предложен новый прецизионный метод градуировки тензорезисторов в широком диапазоне частот — лазерный интерференционный метод измерения малых смещений светорассеивающих объектов, расположенных на поверхности деформируемого образца. Этот метод основан на лазерной доплеровской анемометрии. В качестве деформируемой балочки на первом этапе использовался камертон, применяемый для калибровки тензодатчиков на камертонной установке КТУ-1. На начальном этапе для определения амплитуды и частоты деформационных смещений точек поверхности камертона была использована оптическая метка в виде маленького металлического шарика с хорошо отражающей поверхностью. Этот шарик наклеивался на поверхность камертона, помещался в измерительный объем (область пересечения двух лазерных лучей) и работал как миниатюрное зеркало, отражающее лазерное излучение в направлении приемной оптической системы. Выходной сигнал представляет собой частотно модулированный сигнал, в котором частотная модуляция обусловлена деформационными смещениями метки. Для обработки такого типа сигналов использовалась программа, разработанная в МЭИ. Она позволяет определять амплитуду колебаний модулирующих частот для каждой частоты в отдельности.

Чтобы определять деформацию поверхности, необходимо измерять смещение точек поверхности возбужденного камертона относительно друг друга. В предположении синфазности колебаний этих точек деформацию поверхности можно определять как разницу осредненных амплитуд этих колебаний. Для этих целей был разработан двухканальный вариант измерительной системы, позволяющий измерять амплитуды деформационных смещений поверхности камертона в двух близко расположенных точках. На поверхность ножки камертона вдоль центральной линии у корня ножки приклеивались две оптические метки в точках расположения измерительных объемов двухканальной лазерной системы. Расстояние между шариками определялось параметрами оптической системы.

Проведены предварительные измерения амплитуд деформационных смещений шариков при различных уровнях возбуждения камертона, по которым была определена относительная деформация (разность амплитуд деформационных смещений шариков, отнесенная к расстоянию между ними). Зарегистрированы динамические деформации камертона с амплитудами в доли микрон.

Теоретическая оценка погрешности измерения динамической деформации предложенным лазерным интерференционным методом показала, что на основной резонансной частоте колебаний камертона 130 Гц относительная погрешность измерения составляет $(-0,1 \pm 0,4) \%$, на другой резонансной частоте 810 Гц — $(-0,6 \pm 1,2) \%$.

На текущем этапе развития лазерного метода измерения динамических деформаций удалось уйти от достаточно массивных шариков, используемых ранее в качестве оптических меток. Вместо них используются неоднородности поверхности образца. Также предложен оптический метод измерения микронных амплитуд колебаний образца на основе скоростной видеорегистрации периодических микроструктур и корреляционном анализе видеок кадров, позволяющий экспериментально оценивать погрешность лазерного метода.

На базе представленных в статье методических разработок в настоящее время ведется работа по созданию градуировочного комплекса для определения АЧХ тензорезисторов. Комплекс будет обеспечивать возбуждение в широком частотном диапазоне вибродеформаций образца, на который будет наклеиваться исследуемый тензодатчик, и рядом будет располагаться оптический измерительный объем. Измерение АЧХ тензодатчика будет производиться путем сличения деформаций, полученных по тензо- и оптическому каналам.

МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЕДИНСТВА ИЗМЕРЕНИЙ В ЦАГИ

Самойленко А.И.

Заместитель начальника НИО-7 ЦАГИ

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»)
г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1. Тел. (495) 556-42-81, mera@tsagi.ru*

1. Введение

Система метрологического обеспечения измерений должна решать двуединую задачу — обеспечение единства измерений на базе эталонов физических величин, а также достоверность измерений на базе поверенных рабочих средств измерений утвержденного типа, аттестованных методик измерений и испытательного оборудования.

Достоверность и метрологическая надежность измерений при проведении экспериментальных исследований в ЦАГИ [1, 2] стали приоритетным направлением деятельности института с момента его основания в 1918 году. Измерительная информация и сегодня является основной продукцией уникальной экспериментальной базы ЦАГИ, используемой при отработке конкретных типов летательных аппаратов.

Принятие в 1993 году Федерального Закона «Об обеспечении единства измерений» потребовало существенной перестройки системы метрологического обеспечения измерений в ЦАГИ [3]. Главной задачей стало построение эффективной организационной, правовой и технической основ метрологического комплекса ЦАГИ, отвечающего нормативным требованиям законодательства и обеспечивающего повышение качества экспериментальных исследований в современных условиях.

2. Процесс мониторинга измерений системы менеджмента качества института

В соответствии с требованиями международных стандартов серии ИСО 9001 сертифицирована система менеджмента качества (СМК) института. Ее важным разделом является процесс мониторинга измерений, регламентируемый рядом разработанных документированных процедур (ДП):

- Порядок ввода в эксплуатацию, консервации, утилизации средств измерений и испытательного оборудования. Перевод в индикаторы средств измерений;
- Порядок испытаний средств измерений с целью утверждения типа;
- Порядок поверки и калибровки средств измерений;
- Порядок аттестации испытательного оборудования;
- Порядок аттестации методик выполнения измерений;
- Порядок метрологической экспертизы технической документации;
- Порядок метрологического контроля и надзора.

Для оценки результативности процесса мониторинга измерений разработан интегральный количественный критерий достигнутого уровня метрологического обеспечения измерений основанный на состоянии эталонной базы института.

$$Y_{MO} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta K_i \cdot \Delta C_i \cdot \Delta \sigma_i$$

где $\Delta K_i = \frac{K_{нов}}{K_{баз}}$ — относительное изменение количества эталонов в группе;

$\Delta C = \frac{C_{нов.}}{C_{баз.}}$ — относительное изменение стоимости i -ой группы эталонов;

$\Delta \sigma = \frac{\sigma_{баз.}}{\sigma_{нов.}}$ — относительное изменение погрешности i -ой группы эталонов;

K — количество эталонов в группе;

n — количество групп эталонов по видам измерений.

Расчет критерия за отчетный период ведется относительно базовых показателей групп эталонов (видов измерений) метрологического комплекса по относительному изменению количества (номенклатуры) эталонов, их стоимости (новизна) и погрешностей (среднеарифметические значения по каждой группе). Полученное относительно единицы значение критерия наглядно характеризует степень происшедших изменений. В данный момент руководством ЦАГИ поставлена задача подготовки СМК института к аккредитации в системе международного авиационного стандарта AS 9100.

3. Метрологический комплекс ЦАГИ

На рисунке 1 представлены состав, структура и основные функции метрологического комплекса ЦАГИ [4], обеспечивающего реализацию поставленных задач. Комплекс имеет организационную, правовую и техническую основы.



Рис. 1. Метрологический комплекс ЦАГИ

3.1. Организационную основа

- Метрологическая служба (на базе отделения измерительной техники и метрологии), аккредитованная на право поверки и калибровки 87 типов средств измерений (СИ), аттестации методик измерений и метрологической экспертизы технической документации;
- Государственный центр испытаний средств измерений, аккредитованный на право испытаний СИ с целью утверждения их типа;
- Центр аттестации испытательного оборудования, аккредитованный на право аттестации 14 видов испытательного оборудования в интересах обороны и безопасности;
- Отдел технического контроля, в состав которого входит центральная измерительная лаборатория, осуществляющие контроль качества производственной продукции института и необходимые технические измерения.

3.2. Правовая основа

Правовой основой метрологического комплекса являются представленные на схеме аттестаты аккредитации по направлениям деятельности:

- поверка СИ;
- калибровка СИ;
- аттестация методик измерений и метрологическая экспертиза технической документации;
- испытания в целях утверждения типа СИ;
- аттестация испытательного оборудования.

Ежегодно выполняется комплекс работ по их поддержанию и при необходимости пролонгации.

3.3. Техническая основа

Технической основой метрологического комплекса является база рабочих исходных эталонов физических величин и специальных эталонов включающая более 100 единиц.




Эталоны являются объектом государственного метрологического контроля и надзора, который регулярно проводится комиссиями Росстандарта. Ежегодно выполняется комплекс работ по их техническому обслуживанию, сличению с вышестоящими эталонами, актуализации нормативной документации. В последнее время произошло существенное обновление исходных эталонов физических величин. На базе современных прецизионных средств измерений созданы автоматизированные рабочие места поверителей средств измерения давления, температуры и электрических величин, обновляются и модернизируются эталонные силоизмерительные машины. Проводится работа по аттестации эталонов путем калибровки и прослеживаемости передачи единиц величин к Государственным первичным эталонам. На рисунках 2–8 показаны состав, характеристики и перспективы развития рабочих эталонов силы, массы, давления, температуры, влажности, геометрических и электрических величин.

Диапазон воспр. силы, кН	0,1...10	10...50	50...600	600...1000	1000...5000	
Эталонная база НИО-7	Комплекты гирь и динамометров 	Силевоспроизводящие машины с комплектами динамометров				
		ДО-2-5 	LFMZ-500 	Instron-600 кН  Рабочее пространство – 6 м	HBM-100 	HBM-500 
Достигнутые погрешности воспр. силы	(0,06...0,45) %	(0,06...0,45) %	(0,06...0,45) %	(0,06...0,45) %	(1,5...2) %	
Перспективы на 2014 г.	(0,01...0,12) %					
	1. Исследования, калибровка и аттестация эталонов совместно с ВНИИМ им. Менделеева 2. Ввод в эксплуатацию испытательной машины LFV до 20 000 кН					

Рис. 2. Рабочие эталоны силы

Наименование характеристик	Лабораторные весы																																										
	механические						электронные																																				
																																											
ВЛО-200-2	ВЛО-1кг	ВЛО-5кг-4	ВЛТ-10кг-3кл	ВЛТ-20кг-3кл	ВО-50кг-4	AF-R220E	LN1202CE	LN6202CE	AY-12KCE	HJR-22KCE	HY-62KSDCE																																
Диапазон измерения, г.	50...200	200...1000	1000...5000	2000...10000	4000...2000	5000...50000	0,01...220	0,5...1200	1...6200	5...12000	5...22000	5...62000																															
Кл. точности, разряд	2р	1р	4р	II	II	4р	I	II	II	II	II	II																															
Характеристики рабочих СИМ		Рабочие эталонные массы (Гири, разновесы)																																									
Наименование характеристики	Значение	Тип						МГО-III-1100						Г-2-210						ГО-III-1110						Г-2-1110						КГ-3-20						КГ-3-30					
Весы лабораторные, общего назначения		Верхний предел измерений, г.		150000		Диапазон номинальных значений, г.		От 0,01 до 150000		Класс точности		M1÷M3		Количество, шт.		550-600																											
Количество, шт.		50		Средний, низкий		Класс точности		M1÷M3		Количество, шт.		550-600																															
Перспективы: компаратор XP15KS		Перспективы: гири, разновесы																																									
																																											
Диапазон измерения, г.	0...150000	Диапазон номинальных значений, г.		1...500		1...1000		1000...10000		10000		20000																															
Кл. точности,	I	Тип		F1		F1		F1		F1		F1																															
Количество, комплект, шт.		1		1		1		1		1		7																															

Рис. 3. Рабочие эталоны массы

Эталонная база									
Наименование характеристики	Жидкостные		Грузопоршневые						
									
	МКВ-250	МКМ-4	МВП-2,5	МПА-15	МАД-3	МАД-8	МП-6	МП-60	МП-600
Диапазон воспроизведения давления, Па	0...2500	100 ...4000	-1*10 ⁵ ... 2,5*10 ⁶	2,7...4*10 ⁵	2,7*10 ² ...2,9*10 ⁵	2,7*10 ² ...2,5*10 ⁵	(0,04 ...0,06)*10 ⁶	(0,1 ...6)*10 ⁶	(1 ...60)*10 ⁶
Допустимая приведенная погрешность, %	0,02	0,01	0,05	0,01	0,005	0,001	0,02+0,05	0,02+0,05	0,05



Характеристики рабочих средств измерения давления		Ввод в эксплуатацию автоматизированного стенда для поверки СИД с калибратором Метран-530 и модулями давления Метран-518		Перспективы развития		Грузопоршневой Манометр высокого давления СРВ 5000-HP		
Диапазон измерений, Па	1,3*10 ⁻³ ... 400*10 ⁶			-0,1+60	Диапазон измерения, МПа	2+25 0	5+400	
Суммарная приведенная погрешность измерений, %	0,01...4,0			0,01+0,06	Приведенная погрешность, %	0,02	0,5	
Рабочий диапазон температур, °С	-15...+25			Преимущество: Возможность поверки одновременно до пяти СИД, обеспечения выхода автоматически с использованием ПК.		Преимущество: Увеличит диапазон воспроизведения давления 400 10 в 6 МПа		
Относительная влажность, %	50+80			Модернизация – МАД-8				
Количество в год, шт.	900+1100							

Рис. 4. Рабочие эталоны давления



Характеристики рабочих СИТ

Диапазон измерений, °С	От -20 до 1100
Суммарная абсолютная погрешность, °С	От 0,3 до 2,5
Количество в год, шт.	200+220

Наименование характеристики	Эталонные средства воспроизведения температуры				
	КТ-1	КТ-2	КТ-3	ТПП1.1	ТС-250-2
Диапазон воспроизведения температур, °С	-40...+110	+40+420	+300...+1100	-40...+100	+50...+250
Абсолютная погрешность воспроизведения температуры, °С	± 0,05	± 0,05	±0,2	± 0,004	± 0,3
Дискретность задания температуры регулирования, °С	0,01	0,01	0,01	0,01	0,1
Температура окружающей среды, °С	+15...+25				
Относительная влажность, %	30...80				
Атмосферное давление, кПа	84...106				

Перспективы развития

1. Оснащение эталонной базы переливным прецизионным термостатом ТПП 1.1 для поверки комплектов разностных платиновых термометров сопротивления до +300 °С
2. Оснащение эталонной базы мобильным калибратором КТ-5.1 для поверки термометров сопротивления на месте их эксплуатации.

Рис. 5. Рабочие эталоны температуры



Наименование характеристики	Эталонные средства	
	Родник-2	НМК-15
Диапазон воспроизведения относительной влажности, %	5...99	11...98,8
Абсолютная погрешность относительной влажности, %	± 0,5	±(1,0±1,5)
Время установления воспроизводимой влажности, ч	0,5	0,7
Рабочий диапазон температур, °С	15... 25	0...50
Атмосферное давление, мм. рт. ст.	630...803	630...803
Относительная влажность, %	Не более 80	Не более 80

Характеристики рабочих СИВ

Диапазон измерения влажности: - относительной, % - абсолютной, г/м	5...99 0,7...128,9
Суммарная абсолютная погрешность измерения относительной влажности, %	От 1 до 3
Диапазон измерения температур (у термогигрометров), °С	0... +60

Перспективы развития:

Оснащение эталонной базы генератором влажного газа HygroGen-2 (Швейцария), имеющего следующие преимущества:

- одновременная поверка как по каналу относительной влажности, так и по каналу температуры;
- малое время выхода на установившейся режим при воспроизведении влажности и температуры – 0,2 ±0,3 ч.;
- отсутствие необходимости подключения к газам в баллонах высокого давления;
- возможность обеспечения выхода на режим и поддержание влажности и температуры автоматически с использованием ПК.

Рис. 6. Рабочие эталоны влажности

Характеристики эталонов длины:

- диапазон — от 0,5 мм до 4 м;
- класс точности от 0-го до 4-го разряда;
- абсолютная погрешность — $\pm 0,03 \dots 10$ мкм



Универсальный измерительный микроскоп УИМ-21

Измерительные машины ИЗМ-10, ИЗМ-11

Установка для поверки концевых мер длины КИТ КМД

Штриховая мера длины

Характеристики эталонов плоского угла:

- диапазон — от 0 до 360°
- класс точности — от 0-го до 4-го разряда
- погрешность — от $\pm 0,4$ до 30 угл. с



Уровень электронный М-050-3

Экзаменатор М 130

Угловые меры

Прибор для поверки квадрантов

Перспективы: ремонт и модернизация установок 60-70-х годов производства, оснащение лабораторий системами климатического контроля, приобретение эталонов на современной элементной базе, расширение области аккредитации по номенклатуре, диапазонам и точностным характеристикам, дооснащение отдельных установок для воссоздания условий окружающей среды, возникающих при проведении аэродинамических испытаний.

Рис. 7. Рабочие эталоны геометрических величин

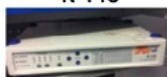
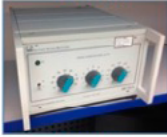






Величина	Тензометрия, мВ/В	Сопротивление, Ом	Напряжение и ток, В, А
Диапазон	100 мВ/В	($10^{-1} \dots 10^9$) Ом	- 1000 В, ~1000 В, - 20 А, ~20А
Класс точности Погрешность Разряд	- 0,0025, ~ 0,0005	3 разряд	0,001%, 0,01%, 0,001%, 0,01%
Эталоны	K-148  BN-100  K3607 	P3026-2  P40105, P40107  P327 	Fluke 9100E  H4-12 

Рис. 8. Рабочие эталоны электрических величин

3.4. Специальные эталоны

Особенностью экспериментальных исследований в ЦАГИ является широкое использование специально разработанных, уникальных средств измерений, которые обеспечивают основной объем экспериментальных исследований института. Для воспроизведения и передачи единиц физических величин таким рабочим средствам измерения были созданы специальные эталоны (рис. 9), многие из которых не имеют аналогов в институтах Росстандарта:

- Комплекс стендов для метрологических исследований и паспортизации многокомпонентных аэродинамических тензовесов, измеряющих аэродинамические нагрузки на модели летательных аппаратов (ЛА) при испытаниях в аэродинамических трубах. Стенды позволяют задавать необходимые для получения рабочих формул весов сочетания компонентов нагрузок одновременно по трем осям силы в диапазоне от 10 Н до 40 кН и трем моментам сил с погрешностью 0,05...0,1 %.
- Стенды для метрологических исследований и паспортизации многоточечных модулей давления (ММД). Созданы малогабаритные модули на 24, 32, 48, 64 и 128 точек измерения давления. Измерительные системы на базе ММД позволяют исследовать распределение давления на поверхности моделей ЛА более чем в 1000 точек. Метрологические стенды обеспечивают автоматизацию всех процессов задания давления, измерения сигналов ММД, обработки и представления результатов. Диапазоны давления $(0,05 \dots 5) \times 10^5$ Па, погрешность ± 10 Па.
- Установки для калибровки датчиков пульсаций давления в диапазоне 10...1600 кПа, частот 0,2...100 кГц с погрешностью не более 0,7 Па. В состав комплекса входит ударная труба УТ-4 и безударная установка на нижний диапазон частот.
- Контрольные тела для поверки и калибровки стендов для определения массы в диапазоне $(10 \dots 5) \times 10^3$ кг с погрешностью 0,3 кг, координат центра масс в диапазоне $(10 \dots 5) \times 10^3$ мм с

погрешностью 0,05...0,5 мм и моментов инерции в диапазоне $(4...5) \times 10^2$ кг*м² с погрешностью 0,2%.

- Стенды для поверки и калибровки средств измерений угловой скорости, ускорения, вибрации и позиционирования. В состав комплекса входят виброустановка электродинамическая ВСВ-133 и одноосевой стенд ACUTRONIC AC1120S.
- Установка для воспроизведения единиц деформаций УГТ-1. Установка обеспечивает метрологические исследования, сертификационные испытания и паспортизацию тензорезисторов и оптоволоконных датчиков деформации. Основные технические характеристики: воспроизводимая деформация 3000 млн⁻¹; дискретность задания 2 млн⁻¹; погрешность 0,5 %, габариты балки чистого изгиба 16×20×350 мм.
- Стенд СТА-1 для метрологических исследований, поверки и калибровки тензометрической аппаратуры и систем. Стенд обеспечивает автоматизацию трудоемкого процесса метрологических исследований и паспортизации многоканальной широкополосной (до 100 кГц) аппаратуры.
- Установки для метрологических исследований и калибровки люминесцентных преобразователей давления (ЛПД). Преобразователи представляет собой покрытие чувствительное к давлению и температуре и позволяет панорамно исследовать распределение давления на поверхности моделей ЛА без дренажа модели. Перед нанесением на поверхность модели ЛА образец ЛПД на пластине помещают в специальную кювету метрологической установки и калибруют в заданном диапазоне давления и температуры.
- Средства для метрологических исследований и калибровки видеogramметрических систем. Системы обеспечивают бесконтактные измерения (до сотен тысяч точек) геометрических параметров формы, движения и деформации испытываемых объектов с пространственным (от мкм) и временным (от мкс) разрешением. Калибровка систем основана на применении специальных реперных устройств, методик и математических моделей.



ЭМС-0,1/60 — единица скорости воздушного потока
 Диапазон: 0,1–60 м/с
 Погрешность: $\pm(0,006+0,0005V)$



СГД-4 для многокан. модулей давления
 Диапазон: $(0,05...5) \times 10^5$ Па
 Погрешность: ± 10 Па



Комплекс ГС для тензовесов
 Диапазон: от 10 Н до 40 кН
 Погрешность: 0,05...0,1%



Контр. присп. для ССМиМИ
 Масса: $(10...5) \times 10^3$ кг (п. = 0,3 кг)
 Длина: $(10...5) \times 10^3$ мм
 (погрешность = 0,05...0,5 мм)
 М. энер.: $(4...5) \times 10^2$ кг*м² (п. = 0,2%)



УГТ-1 деформации тензорезисторов
 Диапазон — 3000·млн⁻¹
 Погрешность — 0,5%



СТА-1 для тензоаппаратуры
 Диапазон — до 100 кГц
 Погрешность — 0,08%



Комплекс эталонов ОФИ

- Видеogramметрические системы
- ЛПД-преобразователи

Рис. 9. База специальных эталонов ЦАГИ

Развитие и сохранение базы рабочих исходных и специальных эталонов, являющихся основой обеспечения единства измерений и необходимого уровня качества экспериментальных исследований, является приоритетным, стратегическим направлением работ метрологического комплекса ЦАГИ. Необходимо подчеркнуть, что накопленный в течение многих десятилетий научно-технический потенциал ЦАГИ в области метрологического обеспечения измерений может быть востребован не только авиационно-космической, но и другими отраслями промышленности. Одним из конкретных примеров таких работ в области метрологии газовых потоков является создание рабочего эталона единицы скорости воздушного потока «ЭМС-0,1/60» для диапазона скоростей 0,1...60 м/с [4].

Одной из наиболее острых проблем метрологии газовых потоков является отсутствие в стране эталона больших скоростей. В середине 80-х годов, при активном участии ЦАГИ, во ВНИИМ им. Д.И. Менделеева Госстандарта СССР был создан Государственный первичный специальный эталон единицы скорости воздушного потока ГЭТ-150-85 в диапазоне 0,1...100 м/с. В состав эталона вошли эталонные приемники ЦАГИ ПД-53 № 60 и № 62, с коэффициентами преобразования установленными в результате многолетних исследований в аэродинамических трубах. Одновременно в ЦАГИ был создан эталон-копия Государственного эталона, в состав которого вошел ПД-53 № 61. Для поддержания единства измерений предусматривалось периодическое групповое сличение этих трех приемников в двух эталонах.

Воспроизведение, хранение и передача единицы скорости воздушного потока в диапазоне малых дозвуковых скоростей удовлетворяет потребности большинства отраслей экономики использующих анемометры. Российский парк рабочих средств измерений скорости воздушного потока насчитывает порядка 500 тысяч единиц, которые широко используются в метеорологии, охране труда на высотных сооружениях и в шахтах, экологии и санитарии, медицине и контроле технологических процессов в промышленности.

Важным этапом развития стало усовершенствование Государственного первичного специального эталона. В состав ГЭТ-150 вошли лазерный доплеровский анемометр ЛАД-015 и пневмометрическая система измерения параметров потока СИПП ЦАГИ. При этом был расширен до 0,05 м/с диапазон воспроизведения единицы скорости и в 1,5 раза снижена погрешность измерения. В конце 2012 года комиссия Росстандарта, при активном участии ЦАГИ, завершила аттестацию эталона.

Однако до сих пор остается нерешенной проблема правового и нормативного регулирования метрологического обеспечения измерений скорости воздушного потока в диапазоне больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростей. Эта область является наиболее актуальной для авиационной и ракетно-космической отраслей, а также скоростного транспорта. Первоочередной актуальной задачей является метрологическое обеспечение аттестации аэродинамических установок ЦАГИ и отрасли в соответствии с требованиями Российских и международных стандартов.

Действующий ГОСТ 8.542-86 «Государственный специальный эталон и государственная поверочная схема для средств измерений скорости воздушного потока» был утвержден в 1986 году. За эти четверть века существенно возросли требования отечественных и мировых производителей, исследователей и потребителей средств измерений скорости воздушного потока по расширению диапазона и повышению точности измерений в области малых дозвуковых скоростей. Остается нерешенной проблема метрологического обеспечения единства измерений в области больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростей. Поэтому в соответствии с Постановлением Правительства РФ от 23 июня 2010 года № 734 «Об эталонах единиц величин, используемых в сфере государственного регулирования обеспечения единства измерений» техническому комитету Росстандарта ТК 206 была поручена разработка проекта национального стандарта Российской Федерации ГОСТ Р 8.542-20... «Государственная поверочная схема для средств измерений скорости воздушного по-

тока». Целью и задачей разработки стандарта является пересмотр ГОСТ 8.542-86 в связи с проведенными работами по совершенствованию государственного первичного эталона и системы передачи единицы скорости воздушного потока, м/с, от эталона рабочим средствам измерений в связи с ростом соответствующих требований. Работа выполняется на базе ВНИИМ им. Д.И. Менделеева и подкомитета Росстандарта ПК 206.2 «Эталон механических величин» с представительством ЦАГИ. В 2013 году подготовлена первая редакция стандарта, в этом году планируется завершить окончательную редакцию ГОСТ Р 8.542-20...

Новой поверочной схемой предусмотрено создание в ЦАГИ комплекса государственных эталонов до-, транс- и сверхзвуковых скоростей представленного на рисунке 10. В состав комплекса должны войти эталоны единицы скорости воздушного потока малых дозвуковых скоростей (эталон-копия Государственного первичного специального эталона) в диапазоне 0,05...100 м/с и впервые в стране рабочий эталон больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростей в диапазоне чисел Маха 0,2...4.



Рис. 10. Новая государственная поверочная схема для средств измерения скорости воздушного потока (ГОСТ Р 8.542-20...)

В результате анализа материалов исследований предложено использовать в качестве средств передачи единицы скорости воздушного потока эталонные приемники давления ЦАГИ: «ПД-53», входящего в состав Государственного первичного специального эталона и эталона-копии, в диапазоне малых дозвуковых скоростей и приемника с аэродинамической компенсацией «ПД-75» в диапазоне больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростей, что позволит обеспечить единство и прослеживаемость измерений во всем диапазоне скоростей.

Проведены исследования по разработке и созданию систем измерения параметров потока для эталонов единицы скорости воздушного потока. Предложено использовать пневмометрическую систему типа «СИПП-Э» на базе прецизионных датчиков давления, температуры и влажности, реализующую алгоритм оперативного метрологического контроля измерения скорости с погрешностью $\pm (0,01 + 0,001 v)$. Для измерения ультранизких скоростей от 0,05 м/с целесообразно использовать специальную измерительную систему на базе лазерного доплеровского измерителя скорости «ЛДИС-Э». Дополнительно рассмотрен вариант измерения ультранизких скоростей на базе теплоэлектрического датчика «ИТА-Э» в составе пневмометрической системы, что позволит существенно повысить метрологическую надежность измерения скорости за счет использования трех независимых методов.

Подготовлены предложения по доработке и техническому дооснащению аэродинамической установки «УВС», в качестве рабочего эталона больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростей, для чего необходимо спроектировать и изготовить: поддерживающее устройство для эталонных и градуируемых приемников; дополнительный набор сменных сопел для реализации чисел Маха $M=2; 2,5; 3; 4$; координатное устройство для градуировки скосомеров в диапазоне больших дозвуковых скоростей, с учетом варианта открытой рабочей части; прецизионную систему измерения параметров потока; систему автоматизированного управления технологическим процессом.

4. Заключение

В заключение необходимо отметить, что по мере развития уровня техники и технологии, в условиях модернизации экономики авиационно-космической и других отраслей промышленности, необходимости создания интегрированных организационных структур вопросы метрологического обеспечения исследований по созданию новой техники становятся одними из наиболее приоритетных. При этом для достижения адекватного современным требованиям уровня достоверности, качества измерений и обеспечения их единства крайне важно эффективное использование комплекса рабочих специальных эталонов предприятий. В перспективе для наиболее полного учета отраслевой специфики и оптимизации ресурсов основой метрологического обеспечения измерений могут стать отраслевые центры коллективного пользования ведущих институтов и предприятий по отраслям промышленности.

Список литературы

- 1 Дубов Б.С. Основы обеспечения качества испытаний в аэродинамических трубах. М., БГ, 2003.
- 2 Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. М., Машиностроение, 1996.
- 3 Богданов В.В., Маскаев В.К., Самойленко А.И. Метрологическое обеспечение измерений. Датчики и системы. 2004. №3.
- 4 Самойленко А.И. Метрологический комплекс ЦАГИ. Мир измерений. 2011. №12.
- 5 Самойленко А.И., Маскаев В.К. Рабочий эталон единицы скорости воздушного потока «ЭМС-0,1/60». Датчики и системы. 2010. №5.

ОСОБЕННОСТИ МЕТОДИКИ ИЗМЕРЕНИЯ СИЛ ПРИ НАЗЕМНЫХ ЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОНСТРУКЦИЙ САМОЛЕТОВ

Логунов Б.А.¹, Довыденко О.В.²

^{1,2} ФГУП «ЦАГИ»

Ключевые слова: эталон, динамическая сила, частотные испытания, калибровка, методика измерений

Аннотация

В настоящем докладе излагаются особенности методики измерения силы, развиваемой вибро-возбудителем в выбранной точке конструкции самолета или его отдельного агрегата (двигателя, опор шасси и др.) при наземных частотных испытаниях, связанные с отсутствием в органах Росстандарта эталона динамической силы. Показано, что предлагаемая методика, использующая результаты косвенного измерения динамической силы посредством имеющихся в ЦАГИ средств измерений утвержденного типа, позволяет обеспечить измерения динамических сил от 2 до 1000 Н с погрешностью не более 5 % в частотном диапазоне от 5 до 500 Гц.

При проведении наземных частотных испытаний возбуждаются колебания конструкций самолетов с помощью вибровозбудителей.

Развиваемая каждым вибровозбудителями сила определяется по результатам косвенного измерения. При этом сила рассчитывается с использованием результатов измерений сигнала датчика силы и коэффициента преобразования датчика силы.

$$F = \frac{U_c}{K_c}, \quad (1)$$

где F - сила (амплитудное значение), Н;

K_c – коэффициент преобразования датчика силы, мВ/Н;

U_c – выходное напряжение датчика силы, мВ.

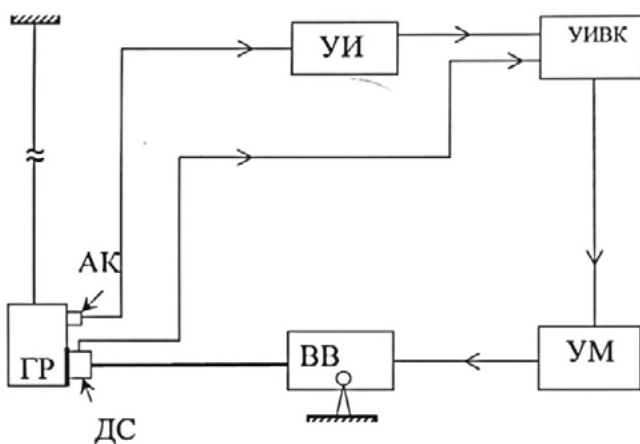
Сигналы датчиков силы непосредственно измеряются с помощью измерительных модулей, входящих в состав управляющих и измерительно-вычислительных комплексов (УИВК), а коэффициенты преобразования датчиков силы определяются по результатам калибровок.

Так как в органах Росстандарта отсутствует эталон динамической силы, позволяющий выполнять калибровку датчиков сил в требуемом частотном диапазоне, то в докладе предлагается определять коэффициенты преобразования датчиков силы по результатам калибровок, осуществляя передачу единицы силы к датчикам косвенным способом от рабочих эталонов виброускорения, массы и напряжения переменного тока. В таком случае погрешность косвенных измерений дина-

мических сил по предлагаемой методике будет состоять в соответствии с МИ 2083-90 «ГСИ. Измерения косвенные. Определение результатов измерений и оценивание их погрешностей из частной погрешности» измерений выходного напряжения датчика силы во время испытаний и частной погрешности установления коэффициента преобразования датчика силы посредством предварительной калибровки.

На рисунке 1 представлены испытательное оборудование и средства измерений, использующиеся при калибровке. На тросе в виде маятника подвешивается калибровочный груз, масса которого измерена на лабораторных весах. К калибровочному грузу крепится эталонный акселерометр и датчик силы, коэффициент преобразования которого определяется при калибровке. С помощью вибровозбудителя и усилителя мощности, управляемого генератором УИВК, возбуждаются его гармонические колебания.

Виброускорения калибровочного груза измеряются с помощью эталонного виброметра в составе акселерометра и измерительного усилителя. Выходной сигнал эталонного виброметра (с выхода измерительного усилителя), а также датчика силы измеряется с помощью измерительных модулей УИВК.



АК – эталонный акселерометр;
 УИ – эталонный усилитель измерительный;
 ДС – датчик силы;
 ГР – калибровочный груз;
 УИВК – управляющий измерительно-вычислительный комплекс, имеющий в составе измерительные модули, генератор тестовых сигналов, систему сбора и обработки данных;
 ВВ – вибровозбудитель;
 УМ – усилитель мощности

Рис. 1

По измеренным данным вычисляют базовое значение коэффициента преобразования датчика силы, используя соотношение:

$$K_c = \frac{K_B \cdot U_c}{M \cdot U_B}, \quad (2)$$

где K_c – базовый коэффициент преобразования датчика силы, мВ/кН;

U_c – выходной сигнал датчика силы, мВ;

K_B – коэффициент преобразования виброметра, мВ/(м·с⁻²);

U_c – выходной сигнал виброметра (с выхода усилителя измерительного), мВ;

M – масса калибровочного груза, кг.

С целью контроля отклонений коэффициента преобразования от базового значения снимаются зависимости коэффициента преобразования от амплитуды динамической силы при фиксиро-

ванной базовой частоте (например, 30 Гц) и коэффициента преобразования от частоты при фиксированной базовой амплитуде динамической силы (например, 50% от номинального значения силы).

По полученным зависимостям определяют максимальное отклонение коэффициента преобразования датчика силы от базового значения при изменении амплитуды при фиксированной частоте:

$$\delta K_{C_AЧj}^a = \frac{K_{Cj}^a - K_C^b}{K_C^b} \quad (3)$$

и при изменении частоты при фиксированной амплитуде:

$$\delta K_{C_AЧi}^f = \frac{K_{Ci}^f - K_C^b}{K_C^b} \quad (4)$$

Данные отклонения используются также в качестве критерия для контроля точности по предлагаемой методике. В случае, если максимальные отклонения $\delta K_{C_AЧi\max}$, рассчитанные по соотношениям (3), (4), не выходят за границы $\pm 2\%$, то погрешность измерений по данной методике не выходит за границы приписанной погрешности.

Формула измерений (2) при калибровке имеет вид степенной зависимости, поэтому относительная инструментальная погрешность установления коэффициентов преобразования датчиков сил при использовании предложенной методики калибровки оценивается следующим образом:

$$\delta K_{C_инстр} = \sqrt{\delta K_B^2 + \delta M^2 + \delta U_B^2 + \delta U_C^2}, \quad (5)$$

где δK_B , δM , δU_B , δU_C – относительные погрешности измерений величин эталонами: акселерометром, лабораторными весами и измерительными модулями соответственно. Как видно из формулы (5), инструментальная погрешность не зависит от частотных и амплитудных значений, задаваемых при калибровке.

В таблице 1 представлены результаты расчета относительной инструментальной погрешности калибровки датчиков сил компании РСВ Piezotronics (США), используемых в ЦАГИ при частотных испытаниях конструкций самолетов. Показано, что для указанных датчиков сил она не превышает 1% ($\delta K_{C_инстр} = 0,0076$ для всех датчиков).

Если максимальное отклонение коэффициента преобразования от базового значения по амплитудно-частотной характеристике, вычисленное по формулам (3) и (4), не выходит за границы $\pm 2\%$, то максимальная относительная погрешность калибровки составит:

$$\delta K_C = \pm \sqrt{\delta K_C^2 + \delta K_{C_AЧ\max}^2} = \pm \sqrt{0,76^2 + 2^2} = \pm 2,1\% \quad (6)$$

Таблица 1

Датчик силы	Номинальный коэффициент преобразования датчика силы K_c , мВ/кН	Масса калибровочного груза M , кг	Отклонение коэффициента преобразования акселерометра δK_v	Относительная погрешность взвешивания калибровочного груза δM	Относительная погрешность измерения выходных сигналов $\delta U_c, \delta U_v$	Относительная инструментальная погрешность калибровки δK_c
208С01	112,41	5	$\pm 0,0050$	$\pm 0,00020$	$\pm 0,0040$	$\pm 0,0076$
208С02	11,241	20	$\pm 0,0050$	$\pm 0,000075$	$\pm 0,0040$	$\pm 0,0076$
208С03	2248	50	$\pm 0,0050$	$\pm 0,000030$	$\pm 0,0040$	$\pm 0,0076$

Таким образом, погрешность калибровки составляет 2,1 %. Следовательно, с коэффициентом запаса точности 2,5 можно утверждать, что отклонение коэффициента преобразования датчика силы, установленного при калибровке, не превышает ± 5 %.

Относительная погрешность измерений динамических сил с использованием калиброванных датчиков оценивается следующим образом:

$$\delta F = \pm 1,1 \cdot \sqrt{\delta K_c^2 + \delta U_c^2}, \quad (7)$$

и составляет ± 5 %. Так как в разработанной методике измерений нормируется значение приписанной погрешности, приведенной к верхнему значению диапазона измерений, то в качестве границ приписанной погрешности измерений можно установить диапазон ± 5 %, что соответствует требованиям технического задания.

Таким образом, в данной работе предложен способ калибровки датчиков динамических сил с использованием косвенных измерений, получена оценка погрешности калибровки и погрешности измерений динамических сил при наземных частотных испытаниях конструкций самолетов. Методика измерений аттестована (свидетельство об аттестации № 031/РОСС СОБ.6.00112.2013/2014).

ТЕНЗОВЕСЫ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЕЙ СО СТРУЯМИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Андреев В.Н., Козловский В.А., Лагутин В.И.

ЦНИИмаш, г. Королев, Московская обл.

Аннотация

Изучение влияния струй двигательных установок на аэродинамические характеристики летательных аппаратов является одной из важных задач экспериментальной аэродинамики. Для ее решения разрабатываются соответствующие методики испытаний, конструируются специальные «струйные» модели и создаются специализированные средства измерения аэрогазодинамических нагрузок.

В представленном докладе рассматриваются шестикомпонентные трубчатые тензovesы, специфические особенности которых (компактный динамометрический блок, сформированный в стенках трубчатого корпуса с внутренним каналом большого размера) позволяют оптимальным образом решать многие задачи измерения аэрогазодинамических нагрузок на струйных моделях различного типа летательных аппаратов.

Даны примеры применения разработанных тензovesов для испытаний в аэродинамических трубах моделей летательных аппаратов нескольких типов со струями разгонных, тормозных и управляющих двигательных установок.

Для проведения исследований влияния струй двигательных установок (ДУ) на аэродинамику летательных аппаратов (ЛА) в большинстве случаев создаются специальные модели ЛА, сопла ДУ которых связаны трубопроводом со стационарным внешним источником моделирующего струи газа. При этом наиболее часто ставится задача измерения аэрогазодинамических нагрузок, действующих на внешний контур модели ЛА «в присутствии» истекающих струй ДУ (т. е. без измерения тяги ДУ). Моделирование струй разгонных, маршевых и тормозных ДУ в соответствии с принятыми критериями подобия обеспечивается, как правило, с использованием воздуха высокого давления (более 100 бар) при достаточно значительном его расходе.

Поставленная задача измерения аэрогазодинамических нагрузок оптимальным образом может быть решена при применении тензovesов (ТВ) трубчатого типа, которые широко используются в практике аэродинамических испытаний ЦНИИмаш [1–3].

Общими требованиями для тензovesов при решении «струйных» задач являются:

- обеспечение размещения ТВ с минимально возможными размерами динамометрического блока внутри модели на трубопроводе большого диаметра;
- обеспечение жесткости, достаточной для предотвращения контакта «взвешиваемых» оболочек модели ЛА с ее корпусными элементами, трубопроводом и соплами при действии измеряемых нагрузок;

- обеспечение требуемой чувствительности ТВ и точности измерений при требуемом сочетании величин компонент аэрогазодинамической нагрузки;
- обеспечение близкого взаимного расположения (желательно, совмещения) центра давления взвешиваемой оболочки (или блока оболочек) модели и моментной точки ТВ.

Конструкцию одного из типов шестикомпонентных трубчатых тензочувствительных весов, разработанных для исследований аэродинамических характеристик струйных моделей, иллюстрирует рисунок 1.

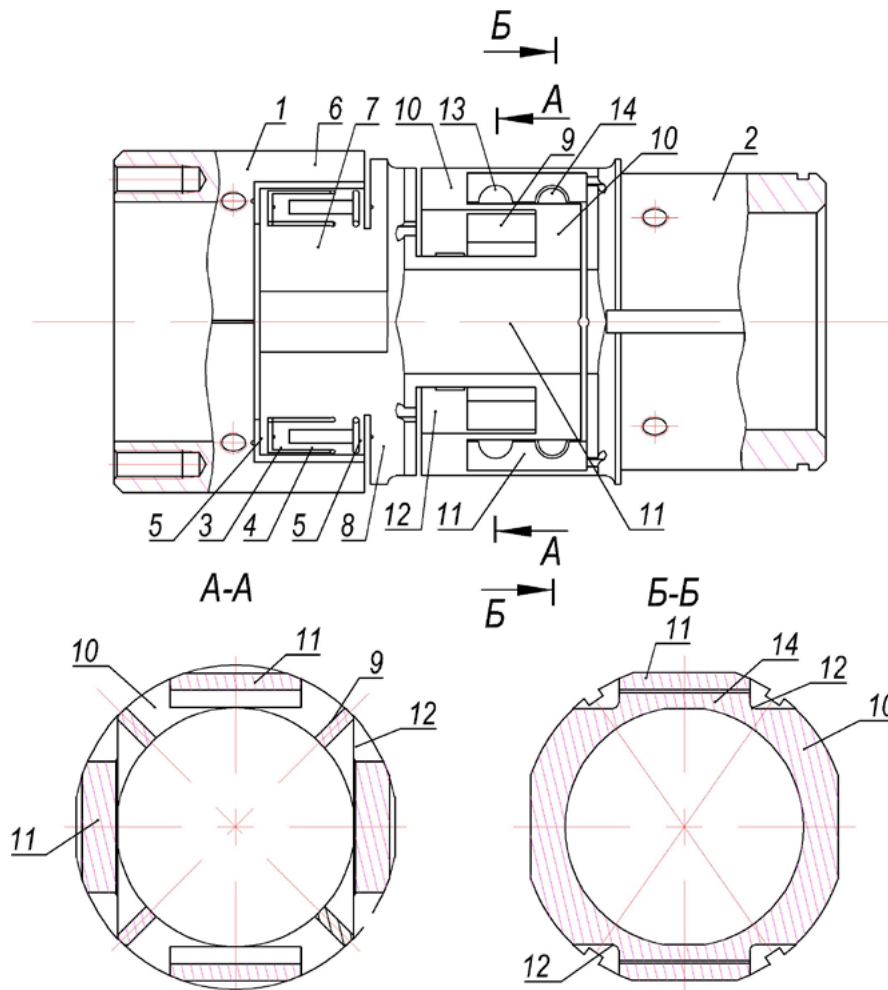


Рис. 1. Конструкция корпуса ТВ. 1 – силоводводящий элемент; 2 – хвостовик; 3 – жесткая перемычка; 4 – продольная упругая пластина; 5 – упругие балка параллелограмма; 6,7 – жесткие продольные балки; 8 – центральное кольцевое основание; 9 – продольные пластины измерительной системы типа «беличье колесо»; 10 – кольца промежуточных оснований; 11 – упругие балки параллелограммов; 12 – лыски; 13 – поперечный подрез; 14 – жесткие перемычки

Особенностью конструкции динамометрического блока представленных тензочувствительных весов является его компактность (длина менее одного калибра) и возможность обеспечения максимально большого поперечного сечения внутреннего канала. Это достигается за счет сложения в две петли и последовательно — параллельного размещения упругих элементов 4-х динамометрических систем ТВ

измеряемых компонентов [4, 5] и обеспечения дополнительной жесткости колец промежуточного основания за счет использования жестких поперечных перемычек, размещенных в пространстве внутренних поперечных подрезов продольных упругих балок параллелограммов [6]. При этом даже при размере отверстия внутреннего канала вплоть до касания внутренней поверхности продольных упругих балок обеспечивается целостность и жесткость конструкции.

Согласно результатам расчетов, подтвержденным проведенными испытаниями, заложенные в конструкцию ТВ технические решения обеспечивают хорошую чувствительность и избирательность динамометрического блока к компонентам нагрузки при высокой жесткости конструкции. Собственная частота тензовесов составляет более 450 Гц.

Компактность динамометрического блока тензовесов обеспечивает его размещение внутри испытываемой модели даже достаточно малого удлинения. Этот же фактор способствует снижению влияния градиентов температуры при сильном охлаждении трубопровода подачи сжатого воздуха в модель. Дополнительным существенным достоинством конструкции ТВ, обладающей симметрией и не имеющей глухих вырезов, является ее хорошая технологичность: основной объем работ при изготовлении приходится на электроэрозионные работы (резание проволокой), выполняемые на современных прецизионных станках с ЧПУ, обеспечивающих высокую производительность, точность и хорошее качество поверхности. Это является предпосылкой достижения весьма высоких метрологических показателей ТВ.

К настоящему времени разработано несколько типов подобных ТВ, одно из семейств которых показано на рисунке 2.

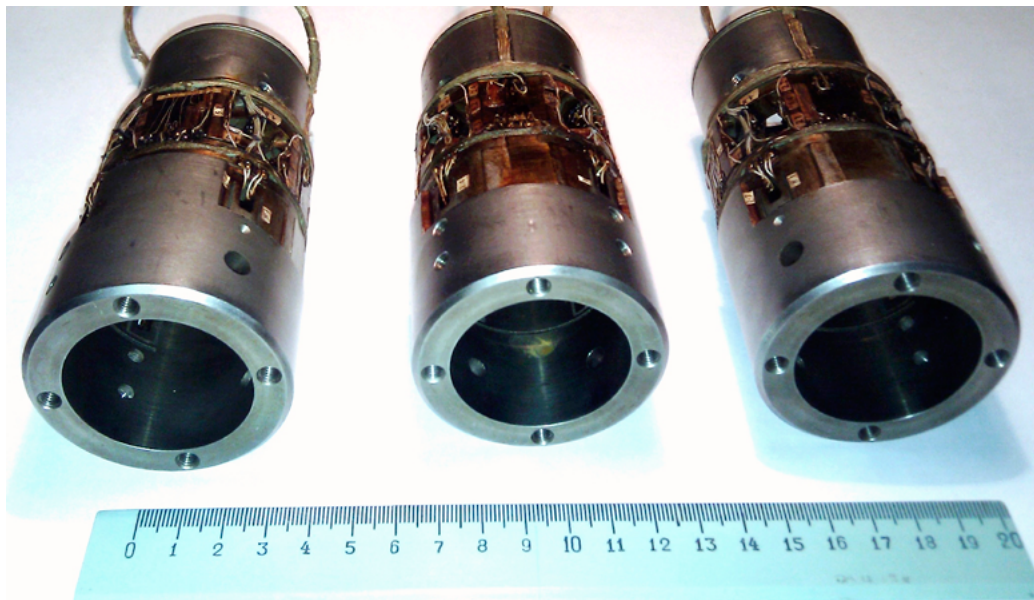


Рис. 2. Трубчатые тензовесы для «струйных» испытаний

Тензовесы имеют измерительный диапазон от 50 до 200 кг. Упругие измерительные элементы динамометрического блока ТВ размещаются в стенках трубки толщиной 6–7 мм, а его длина составляет ~50 мм при наружном диаметре весов 60 мм. Утвержден и внесен в Госреестр тип средства измерений [7].

Рассмотренные тензovesы были использованы при проведении испытаний в аэродинамических трубах «струйных» моделей ЛА различных типов: космических спускаемых аппаратов, систем их аварийного спасения, ракет-носителей. Целью проводимых исследований было установление влияния на аэродинамические характеристики (АДХ) ЛА струй различных типов двигательных установок (разгонных, тормозных, управляющих). В процессе испытаний с помощью тензovesов измерялись величины компонентов аэрогазодинамической силы и момента, действующих на оболочку моделей. При этом, в частности, определялись «струйные» поправки к аэродинамическим коэффициентам лобового сопротивления c_x , подъемной силы c_y , момента тангажа m_z и др. — разности величин этих коэффициентов при работающих и не работающих ДУ при различных условиях испытаний: числах M потока, ориентации модели в потоке по углам атаки α и рыскания β , степени нерасчетности струй n (отношения статического давления на срезе сопла в струе и в набегающем потоке) и др.

В качестве примера на рисунке 3 показано основанное на применении ТВ рассматриваемого типа устройство «струйной» модели системы аварийного спасения (САС) космического спускаемого аппарата (СА) сегментально — конической формы, разработанной для исследования влияния на АДХ СА струй двигательных установок САС, которое могло проявляться как через изменение структуры обтекающего корпус модели потока, так и через непосредственное их воздействие на поверхность корпуса.

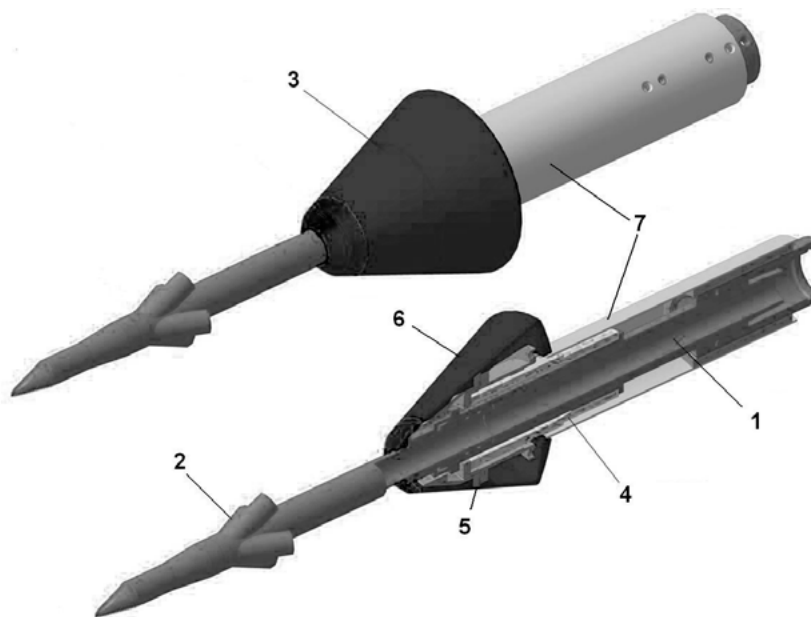


Рис. 3. «Струйная» модель САС космического спускаемого аппарата. 1 – державка-трубопровод; 2 – сопловой блок ДУ; 3 – модель СА; 4 – тензovesы; 5 – адаптер; 6 – взвешиваемая оболочка; 7 – обтекатель тензovesов

Модель представляет собой соединенный с источником высокого давления трубопровод большого проходного сечения, на передней части которого сформирован модельный сопловой блок четырех двигательных установок увода спасаемого СА. Для моделирования работы таких ДУ необходимо обеспечить достаточно большой расход сжатого воздуха. Шестикомпонентные тензovesы установлены на трубопроводе; в свою очередь, с помощью адаптера взвешиваемая оболочка модели СА закреплена на силовыводящем элементе ТВ с малым зазором относительно центрально-

го трубопровода. В донной части модели размещен обтекатель тензовесов, установленный на трубопроводе. Величина зазора выбиралась из условия отсутствия контакта взвешиваемой оболочки с корпусными элементами модели при расчетных вариантах ее нагружения и соответствующей деформации тензовесов, при этом перетекание воздуха через зазор должно быть минимизировано и не искажать картины обтекания модели.

В качестве иллюстрации сложности характера влияния струй ДУ САС на АДХ СА на рисунке 4 показаны результаты определения «струйной поправки» к коэффициенту лобового сопротивления C_x СА в зависимости от числа M потока при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ [8].

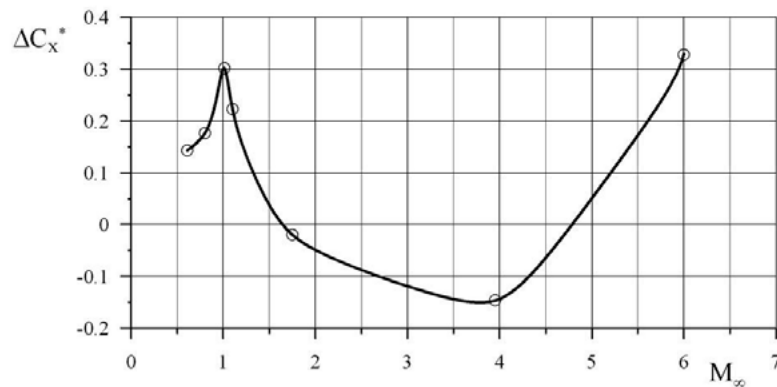


Рис. 4. «Струйная поправка» коэффициента C_x модели СА в зависимости от числа M при угле атаки $\alpha = 10^\circ$

Другой пример [9] применения трубчатых ТВ иллюстрирует рисунок 5, на котором показано устройство модели для исследования влияния на АДХ космического СА струй тормозных и посадочных ДУ (в том числе — при взаимодействии струй с поверхностью посадки СА), которое при торможении могло проявляться через изменение структуры обтекающего корпус модели потока, а при посадке — через непосредственное воздействие на корпус модели отраженных от поверхности посадки струй.

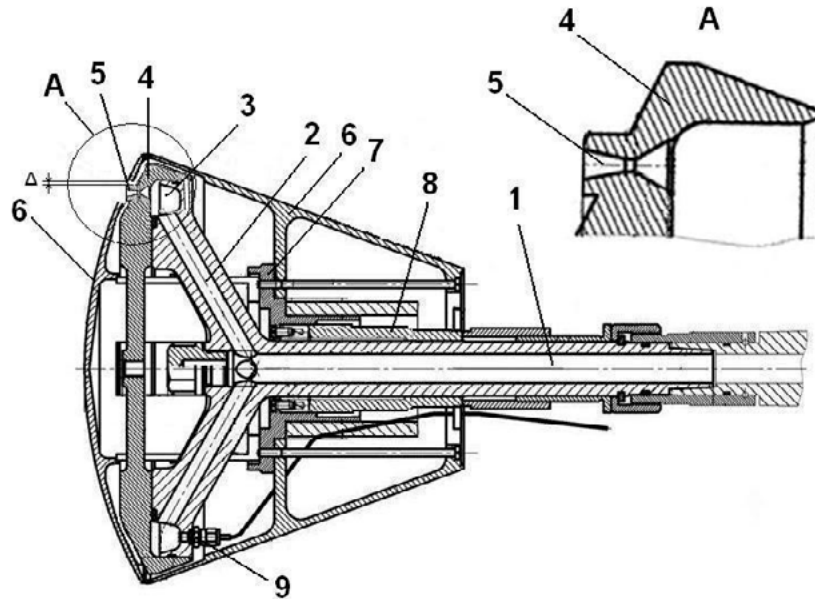


Рис. 5. Модель космического аппарата с тормозными ДУ. 1 – державка-трубопровод; 2 – пилон; 3 – камера высокого давления; 4 – сопловой блок; 5 – сопло ДУ; 6 – взвешиваемая оболочка; 7 – адаптер; 8 – тензovesы; 9 – датчик давления

Модель представляет собой соединенный с источником высокого давления трубопровод большого проходного сечения, на передней части которого с помощью пилонов размещена кольцевая камера высокого давления со сменным сопловым блоком, в теле которой размещены сопла тормозных или посадочных ДУ. Сопла ДУ, сопловой блок и камера высокого давления отделены зазором Δ от взвешиваемой тонкостенной оболочки (включающей лобовой экран и конический корпус) модели СА, закрепленной с помощью адаптера на шестикомпонентных тензovesах, установленных на трубопроводе. Контроль величины давления в камере осуществляется с помощью специального датчика.

Аналогичная конструктивная схема модели была использована для исследования влияния струй управляющих ДУ на АДХ СА при выполнении соплового блока с соответствующими соплами ДУ управления движением СА по тангажу и крену.

Показанная на рисунке 6 «струйная» модель была создана для исследования возможности снижения лобового сопротивления с помощью плазменной струи [10], истекающей навстречу потоку. С этой целью в модели был установлен импульсный генератор плазмы в виде камеры большого диаметра с тепло- и электроизолированными стенками и двух медных трубок, по которым подается сжатый воздух. К трубкам подавался высоковольтный потенциал. Горение электрической дуги в течение $\sim 0,05$ с создавало высокотемпературный поток плазмы, истекающей через сопло. Так же, как и в предыдущем случае, сопло отделено зазором от установленной на тензovesах тонкостенной цилиндрикоконической оболочки. Кратковременность исследуемого процесса потребовала обеспечения необходимого быстродействия силоизмерительной системы и тщательного подхода к оптимизации соотношения массы взвешиваемой оболочки и жесткости ТВ, обеспечению соответствующего размещения центров масс и давления оболочки относительно моментной точки ТВ.

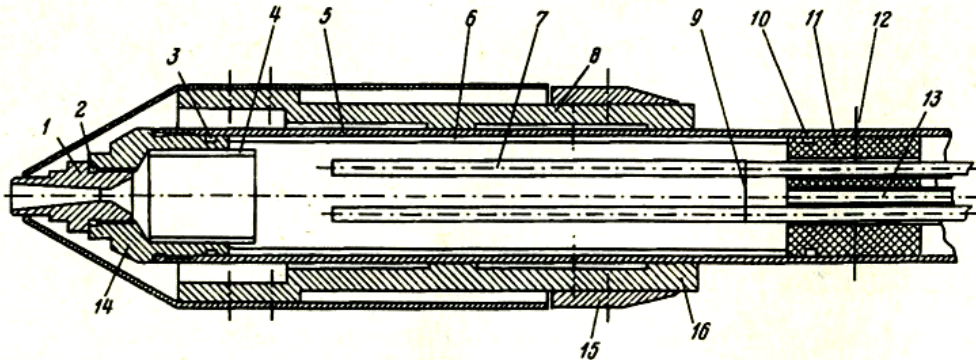


Рис. 6. «Струйная» модель с генератором плазмы. 1 – сопло; 2, 3, 10 – уплотнительные кольца; 4, 6 – электро-, теплоизоляторы; 5 – корпус; 7 – электроды; 8, 12 – стопорные винты; 9 – тонкая медная проволока; 11 – фторопластовый изолятор; 13 – трубка измерения давления; 14 – адаптер; 15 – донный обтекатель; 16 – тензovesы

На рисунке 7 представлена картина изменения лобового сопротивления модели в процессе испытаний при $M = 4$, свидетельствующая о высоком быстродействии силоизмерительной системы (собственная частота ~ 400 Гц) и хорошем качестве выходного сигнала, обеспечивших получение надежных данных по измерению лобового сопротивления модели и выявлению особенностей его изменения в зависимости от изменения параметров плазменной струи при соответствующей перестройке структуры и свойств обтекающего модель потока [10].

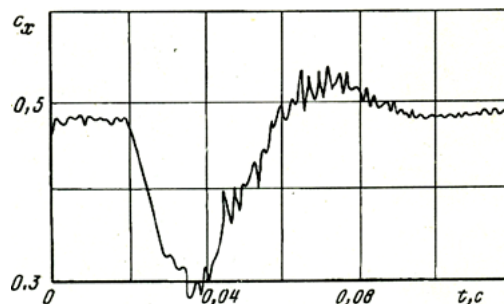


Рис. 7. Изменение лобового сопротивления модели в процессе испытаний

Еще один пример применения рассматриваемых тензovesов иллюстрирует рисунок 8, на котором представлена схема «струйной» модели, использованная в задаче определения влияния струй разгонных двигательных установок ракеты-носителя (РН) на ее аэродинамические характеристики при различных числах M , степени нерасчетности струй ДУ, угловых положениях РН относительно вектора скорости и вариантах работы ДУ.

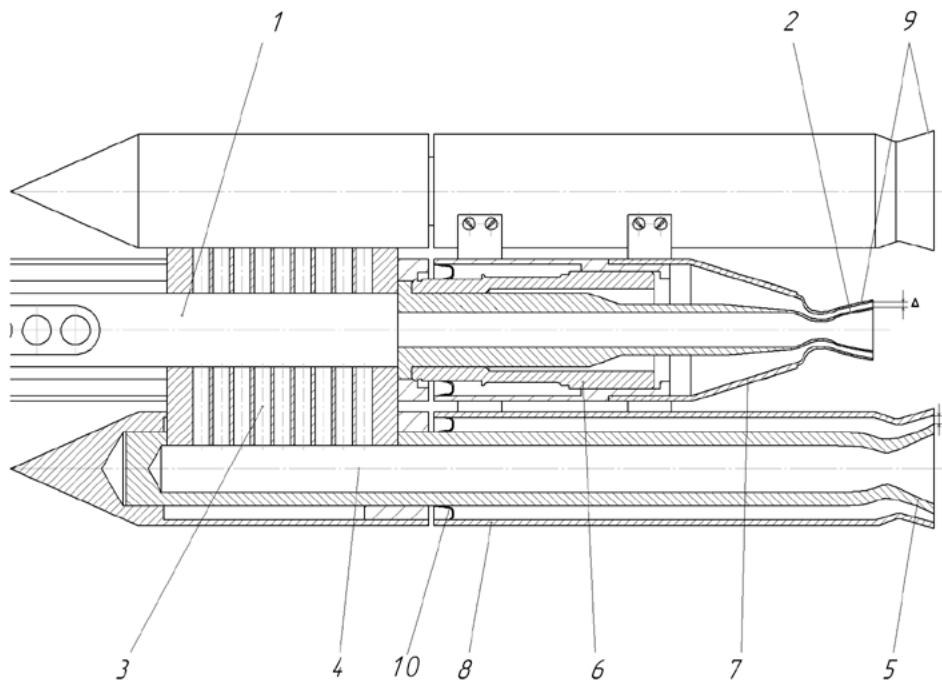


Рис. 8. Кормовая часть модели РН для определения «струйных» добавок к аэродинамическим коэффициентам. 1 – трубопровод; 2 – сопло ДУ центрального блока; 3 – боковой пилон; 4 – трубопровод бокового блока; 5 – сопло бокового блока; 6 – тензосенсоры; 7 – оболочка отсека центрального блока; 8 – оболочка отсека бокового блока; 9 – фальш-сопло; 10 – гибкая мембрана

Поскольку в данном случае влияние струй распространяется, главным образом, на кормовую часть корпуса РН, особенностью разработанной конструкции является выделение «взвешиваемых» (устанавливаемых на тензосенсорах) частей внешнего контура кормовой части модели ракеты в отдельный блок. В представленной конструкции воздух высокого давления для воспроизведения струй ДУ поступает через центральный боковой пилон в трубопровод и сопло центрального блока РН, а через боковые пилоны — из центрального трубопровода в трубопроводы и сопла боковых. В представленной конструкции воздух высокого давления для воспроизведения струй ДУ поступает через центральный боковой пилон в трубопровод и сопло центрального блока РН, а через боковые пилоны — в трубопроводы и сопла боковых блоков. Взвешиваемая часть модели, закрепленная на тензосенсорах, установленных на центральном трубопроводе, состоит из соединенных между собой и отделенных зазором Δ от корпусных частей модели тонкостенных оболочек отсеков центрального и боковых блоков модели ракеты и оболочек выступающих частей сопел (фальш-сопел) ДУ. Гибкие мембраны предохраняют внутренние полости взвешиваемых отсеков оболочек от затекания внешнего потока.

На рисунке 9 в качестве иллюстрации результатов, полученных с применением разработанных ТВ, представлены зависимости «струйной поправки» коэффициента c_x модели РН от числа M потока и степени нерасчетности струй ДУ [8]. Показанные графики также иллюстрируют достаточно сложные перестройки картины обтекания при наличии струй ДУ.

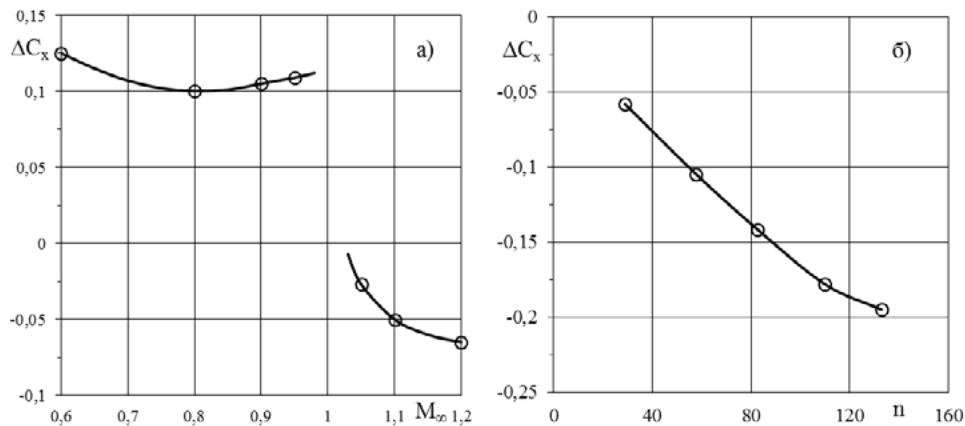


Рис. 9. Зависимость «струйной поправки» коэффициента c_x модели РН от числа M (а) и нерасчетности струй ДУ (б)

Отметим, что во всех приведенных примерах разработанные трубчатые тензвесы органично вписываются в конструкции «струйных» моделей и удовлетворяют всем требованиям, сформулированным выше для решения подобных задач: удобного и компактного размещения ТВ вокруг трубопровода подачи сжатого воздуха, высокой жесткости ТВ для минимизации величины зазора между взвешиваемой оболочкой и корпусной частью модели и возможности приближения или совмещения моментной точки ТВ с центром давления взвешиваемой оболочки (или блока оболочек) модели.

Опыт применения трубчатых тензвесов, разработанных с использованием новых технических решений [4–6], в рассмотренных случаях аэродинамических испытаний со «струйными» моделями подтвердил их высокие эксплуатационные и метрологические качества и обеспечил получение ряда новых результатов [8–10] по аэродинамике таких моделей.

Список литературы

- 1 Lagutin V.I. New Design of Tubular Type Strain-Gauge Balances. *Proc. of the 1-st International Symposium on Strain-Gauge Balances*, NASA/ CP-1999-209101, Hampton, USA, 1999, pp. 619–624.
- 2 Lagutin V.I., Lapygin V.I. Balance technique for jet models wind tunnel testings. *Proc. of the 2-nd International Symposium on Strain-Gauge Balances*, Bedford, England, 1999.
- 3 Козловский В.А., Лагутин В.И., Лапыгин В.И. и др. Создание средств измерения сил и моментов для наземной аэрогазодинамической отработки ракетно-космической техники в установках экспериментальной базы ЦНИИ-маш. // Труды 23-ей научной конференции по аэродинамике. / ЦАГИ. – 2012.
- 4 Лагутин В.И., Радченко Ю.И. Тензометрический динамометр, авт. свид. СССР №1397756, 1986.
- 5 Лагутин В.И. Тензометрический динамометр, заявка на патент РФ №2014129080/28, 2014.
- 6 Лагутин В.И. Тензометрический динамометр, патент РФ на изобретение №2511060, 2012.
- 7 Свидетельство об утверждении типа средств измерений. RU.C.010.A № 44770, срок действия до 15.12. 2016 г.
- 8 Андреев В.Н., Буланкин П.А., Игнатов С.Ф., Козловский В.А., Лагутин В.И. Развитие метода струйно-весовых испытаний в аэродинамических трубах больших скоростей. Доклад, представленный на школе-семинаре «Современные проблемы аэрогидродинамики», изд. Московского университета, 2014.
- 9 Андреев В.Н., Козловский В.А., Дядькин А.А. и др. Экспериментальное исследование особенностей струйного торможения космического корабля в условиях посадки. // Труды 22-ой научной конференции по аэродинамике. / ЦАГИ. – 2011. – С. 20–26
- 10 Ganiev Yu.Kh., Krasilnikov A.V., Lagutin V.I. et al. Theoretical and Experimental Study of the Possibility of Reducing Aerodynamic Drag by Employing Plasma Injection, *AIAA 99-0603*, Reno, NV, USA, 1999.

ТЕРМОАНЕМОМЕТРИЯ: ДОСТИЖЕНИЯ, ПРОБЛЕМЫ

Лебига В.А.^{1,2}

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук

² Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Новосибирский государственный технический университет»

Ключевые слова: термоанемометрия, до-, транс- и сверхзвуковые потоки, вихревая, энтропийная, акустическая моды пульсаций, диаграммы пульсаций

Аннотация

Рассматривается применение методов термоанемометрии, для измерения характеристик течений при до-, транс- и сверхзвуковых скоростях, включая требования к создаваемой современной аппаратуре, методические вопросы на примерах исследования различных видов течений.

Приводятся особенности применения созданных в ИТПМ термоанемометров разного типа: постоянного тока ТПТ-6, постоянного сопротивления ТПС-5, многоканального для работы с датчиками, изготовленных по MEMS-технологии, рассматриваются характеристики разработанных в ИТПМ оригинальных трубчатых датчиков. Разработанные термоанемометры входят в автономные измерительные комплексы с программным обеспечением для сбора, преобразования и обработки полученных данных. На примерах измерений в различных установках, аэродинамических трубах больших скоростей рассматриваются как новые возможности и перспективы использования термоанемометрии, так и проблемы, возникающие при измерениях, обработке данных, интерпретации результатов измерений.

1. Введение

Проблему экспериментального исследования пульсаций с помощью термоанемометров можно считать решенной для малых скоростей и, в значительно меньшей степени, для сверхзвуковых скоростей, то для больших дозвуковых и трансзвуковых скоростей задача остается актуальной. Основная причина состоит в том, что при малых скоростях преобладающими являются пульсации скорости потока в виде турбулентности, а в сжимаемых потоках в принципе возможно присутствие и турбулентности, и температурной неоднородности, и акустических волн.

Знание детальной структуры пульсаций высокоскоростных потоках позволит при необходимости целенаправленно вести работу по снижению уровня возмущений в аэродинамических трубах, что даст более качественную экспериментальную информацию как при определении аэродинамических характеристик исследуемых объектов, так и для верификации расчётных данных и построении теоретических моделей при выполнении фундаментальных исследований.

Вопросы, требующие решения при использовании термоанемометрического метода, можно сгруппировать по трем взаимосвязанным направлениям, а именно: а) проблемы, касающиеся вы-

бора аппаратуры и датчиков, которые будут использованы, б) установления связи выходного электрического сигнала термоанемометра с воздействующими параметрами потока, в) интерпретации результатов измерений в соответствии с положениями аэрогидродинамики.

2. Термоанемометры и датчики

Термоанемометрическая аппаратура должна удовлетворять современным требованиям – достаточным частотным диапазоном в широких пределах нагрева датчиков, малым уровнем собственных шумов, автоматизацией управления и т.д. Серия разработанных в ИТПМ СО РАН термоанемометров постоянного тока удовлетворяет этим требованиям при больших длинах соединяющих датчик с прибором кабелей [1]. На рис. 1 приведены частотные характеристики компенсирующего усилителя термоанемометра ТПТ-6, обеспечивающего компенсацию тепловой инерции датчика термоанемометра до частот порядка сотен килогерц.

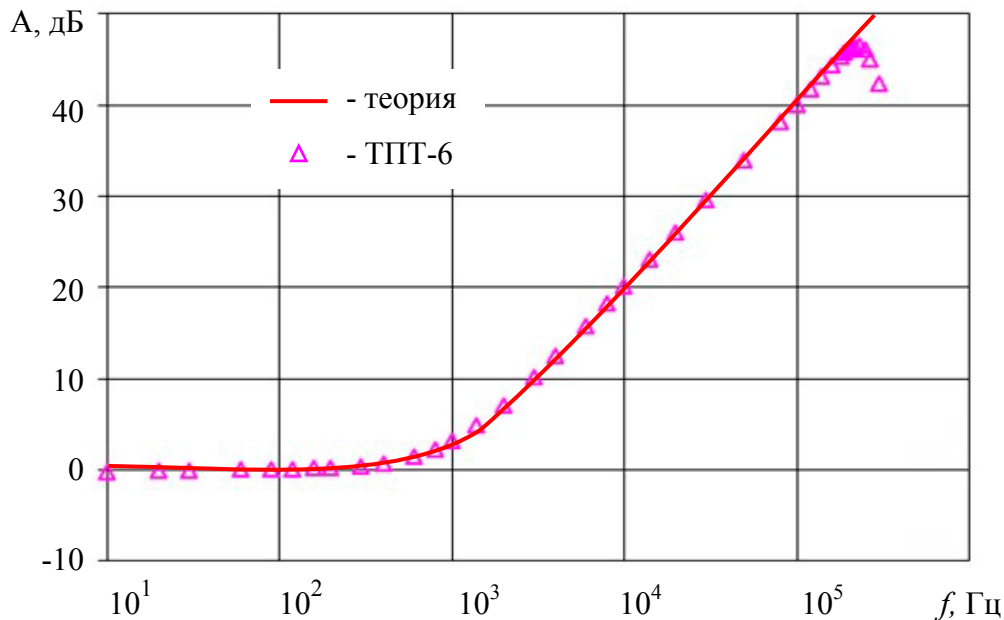


Рис. 1. Пример частотной характеристики термоанемометра ТПТ-6

Благодаря применению при создании термоанемометров современной элементной базы достигнуты высокие показатели "сигнал-шум", но опыт измерений в ряде отечественных и зарубежных труб показал, что актуальной является проблема электрических и электромагнитных помех и наводок, создаваемых как в электросетях, так и оборудованием экспериментальных установок.

При использовании проволочных датчиков предъявляются повышенные требования к качеству потока – необходима осушка и очистка газа от частиц. Особо стоят вопросы использования проволочных датчиков в потоках разреженного газа при больших числах Кнудсена, когда длина свободного пробега сравнима с диаметром нити. В ИТПМ совместно с Институтом физики полупроводников СО РАН разработана технология изготовления трубчатых датчиков, что позволяет увеличить диаметр чувствительных элементов без увеличения их тепловой инерции. На рис. 2 да-

но сравнение частотных диапазонов обычных и трубчатых датчиков. Видно, что частотный диапазон может быть увеличен на порядки.

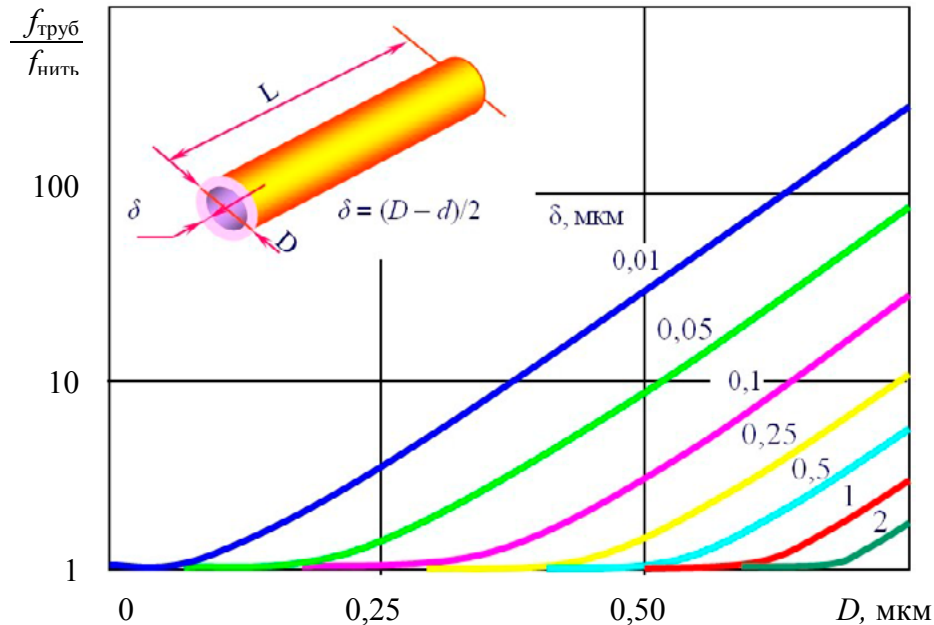


Рис. 2. Сравнение частотных характеристик трубчатых и проволочных датчиков

В высокоскоростных аэродинамических трубах пленочные датчики имеют ограниченное применение. Среди их недостатков – малый частотный диапазон из-за практически невозможности компенсации тепловой инерции. Этот же недостаток был характерен для датчиков, изготовленных в Национальном Чен-гун университете Тайваня по MEMS-технологии [2]. Благодаря использованию этих датчиков с разработанным в ИТПМ 8-ми канальным термоанемометром постоянного сопротивления СТА-8 стало возможным расширить их частотный диапазон до 20 кГц [3].

3. Тарировка и определение коэффициентов чувствительности датчиков

Известно, что в общем случае датчик термоанемометра чувствителен к температуре торможения потока T_0 и массовому расходу $m = \rho u$, предполагая одинаковую чувствительность к скорости u и плотности ρ . Некоторые исследователи полагают, что чувствительности к скорости u и плотности ρ не равны. Особенно это относится к трансзвуковым скоростям потока. Вопросам определения коэффициентов чувствительности датчиков термоанемометра F и G к массовому расходу и температуре торможения прямой тарировкой либо по полуэмпирическим зависимостям типа $Nu(Re)$ с учетом влияния числа Маха и других факторов уделено достаточно много внимания [4–5].

Методы термоанемометрии находят новые приложения, при этом необходимо определение коэффициентов чувствительности датчиков для параметров, выходящих за пределы традиционного применения. Так, проблема тарировки датчиков при больших числах Кнудсена при относительно небольших скоростях потока возникла при определении пульсаций в потоке сильно разреженного газа в CO_2 лазере, когда другие методы их измерения, например, оптические, применить было невозможно [6]. Созданные и разрабатываемые методы тарировки датчиков позволяют расширить диапазон применения методов термоанемометрии.

4. Интерпретация данных термоанемометрических измерений

Методы разделения пульсаций потока на составляющие моды были предложены Коважным [4, 7] для интерпретации термоанемометрических измерений при сверхзвуковых скоростях потока в последующем развиты для трансзвуковых скоростей в работах [8–10] в соответствии с предположением о том, что безразмерный среднеквадратичный выходной сигнал термоанемометра $\langle e \rangle$ и пульсации массового расхода $\langle m \rangle$ и температуры торможения $\langle T_0 \rangle$ потока связаны между собой соотношением

$$\mathcal{G}^2 = r^2 \langle m \rangle^2 - 2rR_{mT_0} \langle m \rangle \langle T_0 \rangle + \langle T_0 \rangle^2 \quad (1)$$

где $\mathcal{G} = \langle e \rangle / G$ и $r = F/G$ – переменные Коважного, а R_{mT_0} – коэффициент корреляции.

Уравнения для мод пульсаций выглядят следующим образом:

вихревая $– \mathcal{G} = |\beta - r| \langle u \rangle,$

энтропийная $– \mathcal{G} = (\alpha + r) \langle T \rangle,$

акустическая $– \mathcal{G} = |\alpha(\gamma - 1)(1 + M \cos \chi) - r(1 + M^{-1} \cos \chi)| \langle p \rangle / \gamma,$

где χ – угол распространения акустических волн, а α и β – функции числа Маха:

$$\alpha = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-1}, \quad \beta = 2(1 - \alpha)$$

Из выражений для мод следует, что значение \mathcal{G} обращается в ноль

для вихревой моды при $r_{0u} = \beta(M),$

для энтропийной моды при $r_{0T} = -\alpha(M),$

для акустической моды при

$$r_{0p} = \beta \frac{\cos \chi + M^{-1}}{\cos \chi + M}$$

На рис. 3 приведены зависимости $r_0(M)$ в диапазоне скоростей от дозвуковых до сверхзвуковых [5]. Для акустической моды значения r_{0p} приведены для различных углов распространения волн χ . Видно, что при $M < 1$ область двусвязна, а при $M > 1$ – односвязна, а значения r_{0u} и r_{0p} не совпадают во всем диапазоне чисел Маха за исключением значений $M = 0$ и $M = 1$, см. рис. 3, поэтому диаграммы пульсаций для вихревых и акустических возмущений всегда различаются и тип пульсаций может быть определен. Значения r_{0T} для энтропийной моды при дозвуковых скоростях и при $M \geq 2,5$ лежат в области значений r_{0p} для акустических диаграмм, поэтому может иметь место неопределенность при идентификации типа возмущений. Отметим, что Коважный

рассмотрел только моды пульсаций при сверхзвуковых скоростях потока [4, 7], соответствующие пунктирным линиям на рис. 3.

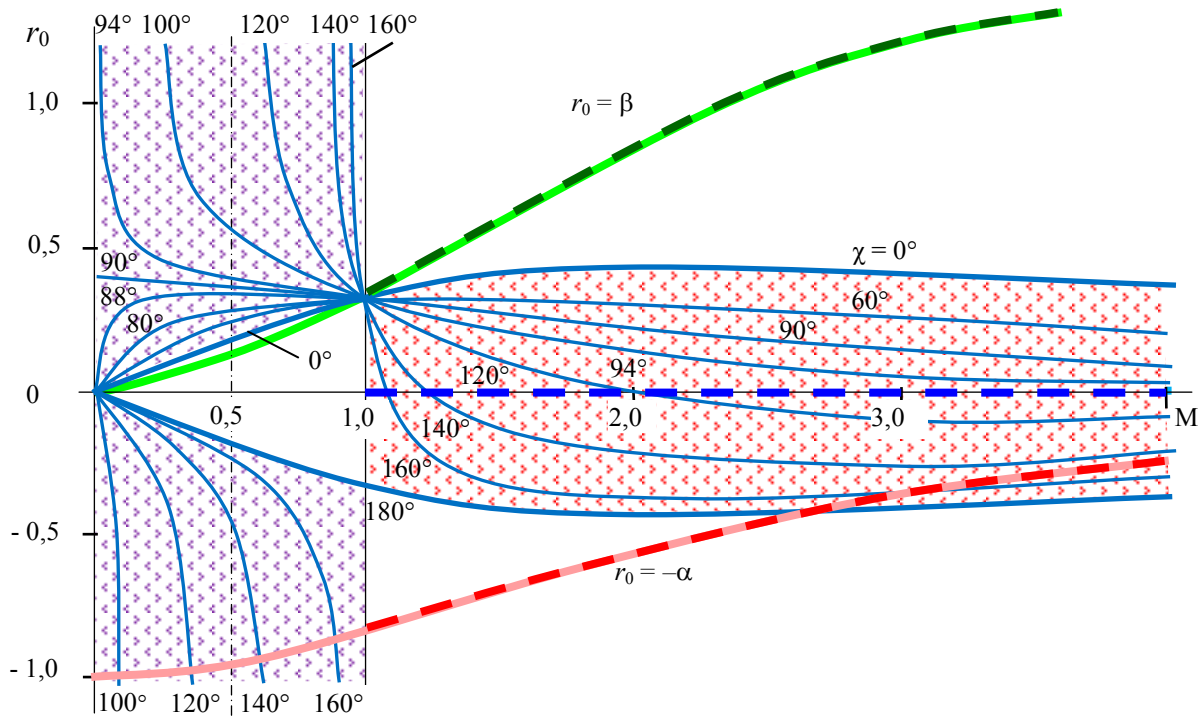


Рис. 3. Зависимость координаты точки пересечения диаграммы пульсаций с осью абсцисс от числа Маха для разных мод пульсаций

Из вышеприведенного следует, что координата точки пересечения диаграммы пульсаций с осью абсцисс является признаком, по которому можно определить моду пульсаций, а для акустической моды – и направление распространения акустических волн. При одновременном присутствии пульсаций различного типа для их разделения необходимо привлекать дополнительную информацию, например, спектры пульсаций и строить диаграммы пульсаций для различных участков спектра.

5. Экспериментальное исследование пульсаций в высокоскоростных потоках

Полученные методические результаты были применены при исследовании характеристик пульсаций в трансзвуковых и сверхзвуковых потоках. В работах [9–15] приводятся данные исследований пульсаций в рабочих частях различного типа в широком диапазоне параметров потока. Ниже основное внимание будет уделено возможности получения с помощью термоанемометра дополнительной полезной информации о структуре и источниках пульсаций в высокоскоростных потоках.

5.1. Распространение искусственных акустических возмущений при смешении до- и сверхзвукового потоков

Исследовались акустические возмущения, генерируемые в дозвуковом потоке на частоте 6.8 кГц и проходящие через слой смешения этого потока со сверхзвуковым. Схема эксперимента показана на рис. 4. Подробное описание условий экспериментов и результаты приведены в работе [16].

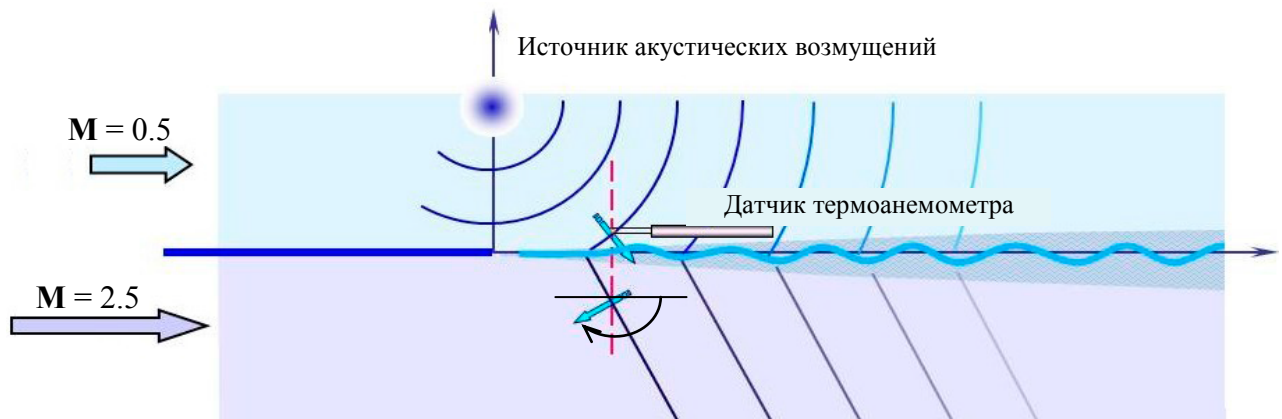


Рис. 4. Схема эксперимента по введению искусственных акустических возмущений в слой смешения

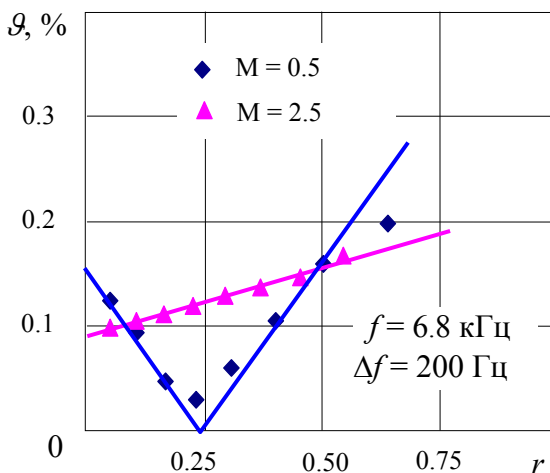


Таблица 1

M	0.5	2.5
$\langle p \rangle, \%$	0.39	0.38
$\cos \chi$	0.49	-0.85
χ	61°	148°
c/u	-	0.53

Рис. 5. Диаграммы пульсаций искусственных возмущений

В дозвуковой и сверхзвуковой частях потока были определены характеристики искусственных возмущений с помощью диаграмм пульсаций, примеры которых приведены на рис. 5. Диаграмма, полученная в дозвуковой части потока, имеет V-образный вид, соответствующий волнам, которые распространяются в направлении потока, а нормаль к фронту звуковой волны составляет с вектором скорости угол 61°. Эти возмущения вызывают в слое смешения пульсации, которые генерируют в сверхзвуковой части потока волны Маха, им соответствует линейная диаграмма, из которой определены угол между нормалью к фронту волны (волнам Маха) и вектором средней

скорости, составляющий 148° , и относительная скорость источников акустических пульсаций c/u в слое смешения, см. Табл. 1.

5.2. К определению источников акустических возмущений в сверхзвуковой рабочей части

В сверхзвуковой аэродинамической трубе Института аэрогидродинамики Штутгартского университета с размером рабочей части $1.2 \times 0.8 \text{ м}^2$ при $M = 2.54$ используется плоское полусопло Лаваля. Измерение пульсаций с помощью термоанемометра показали, что диаграмма пульсаций построенная, по экспериментальным данным, хорошо аппроксимируется прямой, продолжение которой пересекается с осью абсцисс при положительных значениях r , [17]. Поскольку, как следует из приведенных выше соотношений, нормаль к волнам Маха всегда направлена против потока, волнам Маха соответствуют диаграммы, для которых $r_0 \leq 0$. Это позволяет заключить, что в данном случае скорость источников относительно потока дозвуковая, и акустические волны сносятся в рабочую часть из форкамеры.

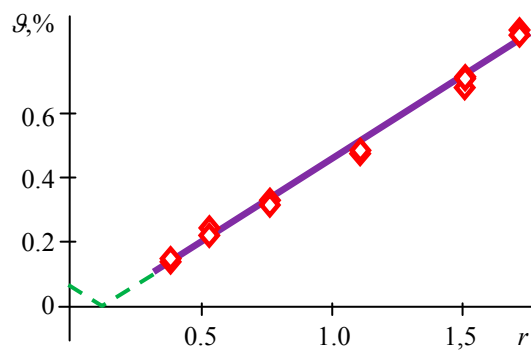


Рис. 6. Диаграмма пульсаций за полусоплом Лаваля

5.3. Пульсации в криогенной аэродинамической трубе РЕТВ

Для проведения измерений в криогенной аэродинамической трубе (Кёльн, Германия, ЕТВ) потребовалось решение ряда технических и методических проблем: оборудование, помещённое в поток, должно работать при низких температурах вплоть до 120 К, экспериментаторы с приборами должны находиться на большом расстоянии от места измерений, поэтому длина соединительных кабелей достигала 50 м. Предварительная тарировка датчиков не проводилась; допустимые перегревы датчика значительно увеличивались из-за низких температур потока, что могло привести к повышению постоянного времени датчика и, соответственно, уменьшению частотного диапазона и т.д.

Для всех режимов были записаны временные реализации выходного сигнала термоанемометра и с помощью Фурье-преобразования определены частотные спектры пульсаций выходного сигнала термоанемометра, среднеквадратичные значения пульсаций электрического напряжения на датчике, которые затем использовались для построения диаграмм пульсаций [18].

Практически все полученные частотные спектры выходного сигнала термоанемометра, пример которых приведены на рис. 7 а, можно разделить на две области – низкочастотную и высокочастотную с условной границей между ними около 500 Гц. Диаграммы пульсаций, построенные для низкочастотной части спектра, см. рис. 7 б, представляют собой диаграммы типичной энтро-

пийной моды, что свидетельствует о преобладающих температурных возмущениях. Максимальные амплитуды имеют место при частотах около 10 Гц, что соответствует периоду обращения газа в тракте РЕТW и эти пульсации можно соотнести с возмущениями, вызванными впрыском жидкого азота и последующими распадом и диссипацией температурных неоднородностей.

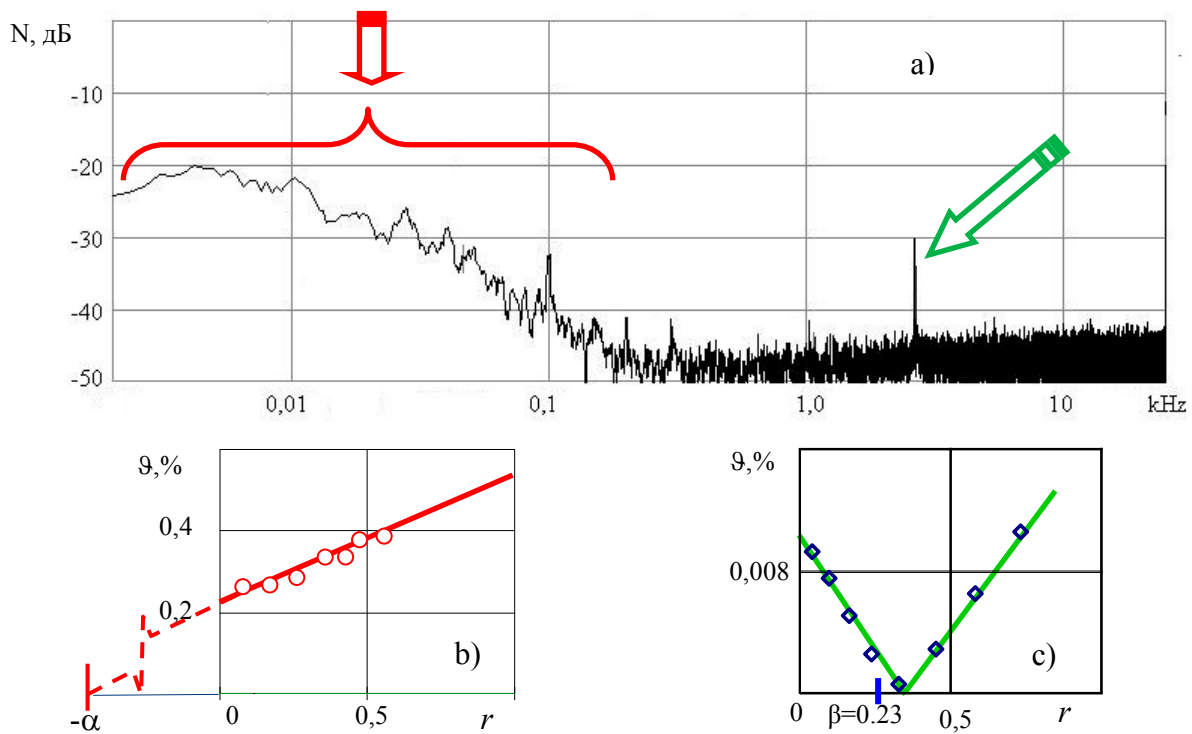


Рис. 7. Пример спектра и диаграмм пульсаций для криогенной аэродинамической трубы

Диаграммы пульсаций в узких полосах, см. рис. 7 с, включающих характерные пики на спектрах пульсаций, соответствуют генерируемым вентилятором акустическим возмущениям, проникающих в рабочую часть из форкамеры.

5.4. О пульсациях в аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ

Интенсивность пульсаций массового расхода и температуры торможения в рабочей части аэродинамической трубы Т-128 определялись с помощью диаграмм пульсаций, построенных по результатам измерений при восьми значениях перегревов датчика [19].

Результаты измерения интенсивности пульсаций массового расхода приведены на рис. 8. Значительный разброс данных вызван тем, что измерения выполнялись в широком диапазоне чисел Маха, Рейнольдса и степеней перфорации. Для выделенных данных, соответствующих 6%-перфорации, наблюдается минимум в районе $M = 0,4-0,5$.

Определение интенсивности и спектрального состава возможных мод (акустической, вихревой, температурной) требует совместного анализа спектральных данных и диаграмм пульсаций в узких частотных полосах с применением методики интерпретации данных. Как показывают изме-

рения в современных аэродинамических трубах различного типа, из-за больших поджатий потока и мер по снижению возмущений в форкамере вихревая мода (турбулентность) на входе в рабочую

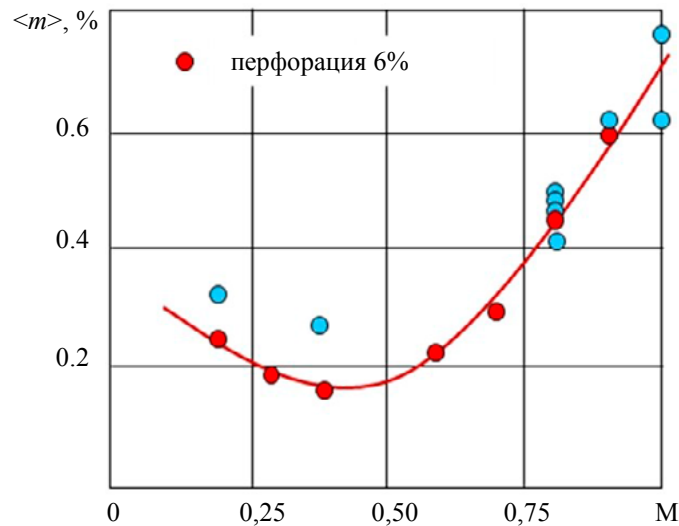


Рис. 8. Интенсивность пульсаций массового расхода в рабочей части аэродинамической трубы T-128

часть не обнаруживается. В то же время для присутствия акустической и энтропийной мод в T-128 есть все основания. Акустические возмущения генерируются перфорированными стенками рабочей части, а температурная неоднородность возникает из-за диссипации механической энергии и нагревании потока при несовершенной работе охлаждающих устройств.

Слева на рис 9 показан пример диаграммы пульсаций для полного выходного сигнала термоанемометра (до 50 кГц), а справа – для характерной частоты 2700 Гц. Высокий коэффициент корреляции указывает на преимущественный вклад акустической моды.

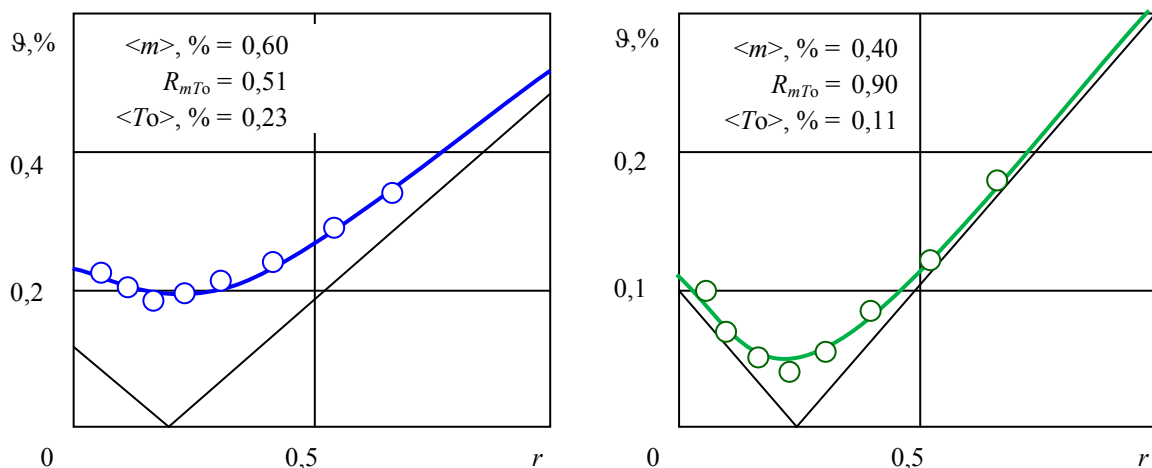


Рис. 9. Диаграммы пульсаций в рабочей части аэродинамической трубы T-128

6. Заключение

Созданы термоанемометры, позволяющие проводить измерения пульсаций в сложных экспериментальных условиях высокоскоростных потоках.

Развита методика термоанемометрических измерений, включающая методику определения чувствительности датчиков, в том числе при транс- и сверхзвуковых скоростях потока.

Метод диаграмм пульсаций, устанавливающий связь между выходным сигналом термоанемометра и пульсациями разных мод (вихревыми, энтропийными, акустическими), распространен практически на все случаи сжимаемых течений. Установлен параметр диаграммы пульсаций, определяющий моду пульсаций во всем диапазоне скоростей.

Список литературы

- 1 Lebiga V.A., Pak A.Yu., Repkov V.V., and Zinoviev V.N. Portable autonomous hot wire equipment for measurements in compressible flows. *17th Inter. Conf. on methods of aerophysical research*, Novosibirsk, Russia, vol. II, p. 120, 2014.
- 2 V. Lebiga, D. Mironov, A. Pak, and V. Zinoviev Application of MEMS sensors for fluctuation measurements in high-speed flows. *Joint International Conference 7th ISEM 2012*, Taipei, Taiwan, 2012.
- 3 Pak A.Yu., Lebiga V.A., Zinoviev V.N., and Repkov V.V. Multichannel anemometer for film probes based on MEMS technology. *17th Inter. Conf. on methods of aerophysical research*, Novosibirsk, Russia, vol. II, pp. 189-190, Novosibirsk, Russia, 2010.
- 4 Kovaszny L. The Hot-wire anemometer in supersonic flow. *J. of. Aeronautical Sci.*, vol. 17, no. 9, pp. 565–572, 1950.
- 5 Лебига В.А., Зиновьев В.Н., Пак А.Ю. Термоанемометрия сжимаемых течений // *Аэромеханика и газовая динамика*. – 2003. – № 4. – С.
- 6 Зиновьев В.Н., Лебига В.А., Пак А.Ю., Афонин Ю.В., Оришич А.М. Измерение пульсаций потока в проточной части контура непрерывного электроразрядного CO₂ лазера // *Теплофизика и аэромех.* – 2011. – № 1, – С. 73–80.
- 7 Kovaszny L. Turbulence in supersonic flow. *J. of. Aeronautical Sci.*, vol. 20, no. 10, pp. 657-674, 1953.
- 8 Lebiga V.A., Zinoviev V.N. Acoustic measurements with hot-wire anemometer at high subsonic velocities. *DANTEC Information*, – no. 10, pp. 14–16, 1991.
- 9 Лебига В.А. Термоанемометр в сжимаемом дозвуковом потоке // *Известия АН СССР. МЖГ*. – 1991. – № 6. – С. 160–167.
- 10 Lebiga V.A., Zinoviev V.N. Fluctuation characteristics of flows in test sections of high-speed wind tunnels. *Proc. Aerodynamics of Wind Tunnel Circuits and their Components, AGARD-CP-585*, Moscow, pp. 31.1–31.9, 1997.
- 11 Зиновьев В.Н., Лебига В.А. Измерение пульсаций термоанемометром при больших дозвуковых скоростях // *Журнал прикладной механики и технической физики*. – 1988. – №3. – С. 80-84.
- 12 Зиновьев В.Н., Лебига В.А. Исследование акустических возмущений в потоке при наличии проницаемых границ с помощью термоанемометра // *Ученые записки ЦАГИ*, – т. XLI, – № 4, – 2010, – С. 11–18.
- 13 Лебига В.А. Экспериментальное исследование турбулентности в сверхзвуковом потоке // *Известия АН СССР. МЖГ*. – 1990. – № 3. – С. 119-124.
- 14 Зиновьев В.Н., Лебига В.А. Измерение с помощью термоанемометра в сжимаемых потоках // *Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук*. – 1990. – Вып. 5. – С. 22-31.
- 15 Lebiga V.A. Flow fluctuations in high-speed wind tunnels. *Proceedings of the 106th Semi-annual STAI meeting*, Moscow, 17–19 Sept. 2006, p. 23.
- 16 Lebiga V.A., Zinoviev V.N., Pak A.Yu. Investigation of compressible mixing layer affected by artificial acoustic disturbances. *European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, Moscow, 7 p., 2005.
- 17 Gaisbauer U., Knauss H., Wagner S., Weiss J. Measurement techniques for detection of flow disturbances and transition localization in a short duration wind tunnel. *10th Inter. Conf. on methods of aerophysical research*, vol. 2, Novosibirsk, pp. 54–67, 2000.
- 18 Zinovyev V. N., Lebiga V. A., Pak A. Yu. and Quest J. Preliminary results of flow fluctuation measurements in the cryogenic transonic wind tunnel, *Progress in Flight Physics*, pp. 3–14, 2012.
- 19 V.A. Lebiga V.A., Pak A.Yu., Zinovyev V.N., Chernyshev S.L., Gorbushin A.R., Ivanov A.I. Background flow fluctuations in test sections of transonic wind tunnels. *17th Inter. Conf. on Methods of Aerophysical Research*, Novosibirsk, 2014, Russia, Part II, p.121.

ВНУТРИМОДЕЛЬНЫЕ ШЕСТИКОМПОНЕНТНЫЕ ВЕСЫ НА ЛЕНТОЧНОЙ ПОДВЕСКЕ

**Богданов В.В., Панченко И.Н., Куликов А.А.,
Манвелян В.С., Бугров А.Ю., Сашин А.В.**

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»),
г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1. Тел. (495) 556-42-81, mera@tsagi.ru*

Ключевые слова: внутримодельные тензометрические весы, измерение компонентов аэродинамической нагрузки, ленточная подвеска модели, деформация тензометрических весов

Аннотация

АДТ Т-128 ЦАГИ оборудована механическими весами с ленточной подвеской моделей, состоящими из жесткой охватывающей рамы и комплекта тензометрических динамометров, удерживающих раму в положении равновесия. Модель крепится на раме при помощи растяжек, представляющих собой ленты профилированного сечения, ориентированные вдоль потока.

Основным недостатком внешних весов в том, что они суммируют нагрузки, действующие на модель и ленты. В результате этого аэродинамические характеристики модели оказываются искаженными.

Для устранения этого недостатка механических весов сотрудниками ЦАГИ были предложены два оригинальных варианта схем внутримодельных тензометрических весов, позволяющих измерять составляющие аэродинамической силы и момента, действующие на испытываемую модель, оставаясь нечувствительными к аэродинамическим силам, действующим на ленты, и к внутренней осевой силе.

По одному из вариантов выполнен проект и изготовлены весы. В настоящее время проводятся их наладка и исследование.

Обозначения

АДТ	Аэродинамическая труба
ДЭ	Динамометрический элемент
НК	Начало координат
ОXYZ	Система координат, связанная с моделью
РКП	Рабочий коэффициент передачи

1. Введение

ЦАГИ является родоначальником испытаний моделей летательных аппаратов на ленточной подвеске в трансзвуковых аэродинамических трубах.

Механическими весами с ленточной подвеской моделей оборудованы аэродинамические трубы ЦАГИ АДТ Т-128 и Т-106. Весы выполнены по классической схеме, состоящей из жесткой охватывающей рамы и комплекта тензометрических динамометров, удерживающих раму в положении равновесия. Модель крепится на раме при помощи растяжек, представляющих собой ленты профилированного сечения, ориентированные вдоль потока. Рама имеет замкнутую форму, охватывающую рабочую часть аэродинамической трубы.

Основным недостатком внешних весов в том, что они суммируют нагрузки, действующие на модель и ленты. В результате этого аэродинамические характеристики модели оказываются искаженными. Степень искажения растет по мере совершенствования аэродинамических форм летательных аппаратов. Для уменьшения искажений и повышения точности аэродинамических характеристик модели проводят специальные эксперименты по определению поправок на влияние лент. Для этого в "пустой" трубе при отсутствии модели измеряются составляющие аэродинамической нагрузки, действующей на ленты. Результаты измерений используются в качестве поправок.

Учитывая, что характеристики модели с лентами и поправки определяются в разных опытах, то точность измерения характеристик модели падает. Кроме того, эксперименты по определению поправок требуют дополнительных затрат, что, в свою очередь, снижает экономическую эффективность испытаний.

Для исключения влияния лент на измерения аэродинамических характеристик испытываемых моделей в начале 1950-х годов В.И. Зименковым была предпринята попытка создания внутримодельных тензометрических весов на ленточной подвеске моделей нечувствительных к внешним аэродинамическим силам, действующим на ленты.

Испытания модели в АДТ Т-106 показали неудовлетворительную точность измерения продольной компоненты X аэродинамической силы. Было выяснено, что причиной неудовлетворительной точности является внутренняя осевая сила, действующая между носовой и хвостовой лентами, которая наряду с измеряемой, воспринимается чувствительными элементами компонента X . Эта сила по величине соизмерима с силой X и значение ее не известно.

В последнее время (2006г.) вновь возник интерес к внутримодельным весам на ленточной подвеске, в связи с чем, было принято решение проработать техническое задание и разработать техническое предложение по весам на ленточной подвеске для АДТ Т-128.

Коллективом авторов Богдановым В.В., Волобуевым В.С., Ананьевой Л.Н. и Кондаковым В.Н. были предложены две оригинальные схемы внутримодельных тензометрических весов, на которые получены патенты на изобретение.

Весы, выполненные по этим схемам позволяют измерять составляющие аэродинамической силы и момента, действующие на испытываемую модель, оставаясь нечувствительными к аэродинамическим силам, действующим на ленты, и к внутренней осевой силе. Этим исключается влияние на результаты измерений степени натяжения лент и аэродинамических сил, действующих на них и обеспечиваются высокие метрологические характеристики измерений.

В первом варианте предложены внутримодельные весы, выполненные по двухопорной схеме.

Второй вариант представляет собой консольную схему тензовесов, размещаемых внутри промежуточной рамы, устанавливаемой вместе с весами внутри испытываемой модели.

Для реализации была выбрана консольная схема весов.

Проведен расчет, выполнен проект, изготовлен 6-ти компонентный весовой элемент, выполнены аппликация тензорезисторов и электрический монтаж весов.

2. Анализ схемных решений

2.1. Внутримодельные весы для трубы Т-106

Первые попытки создать внутримодельные весы на ленточной подвеске, у которых сопротивление лент не влияет на показания весов, были реализованы в 1951 году. Были разработаны изготовлены 6-ти компонентные весы, схема которых представлена на рисунке 1.

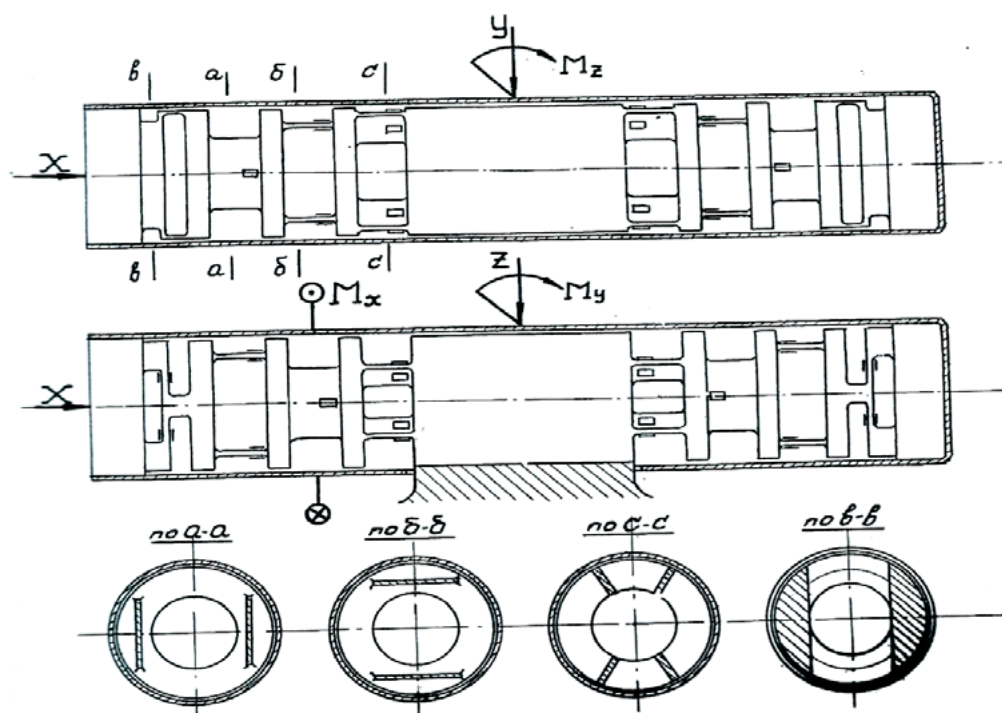


Рис. 1. Весовой элемент первых внутримодельных весов на ленточной подвеске

Упругие элементы всех компонентов весов расположены симметрично с двух сторон вдоль продольной оси. Весы располагались внутри фюзеляжа и жестко соединялись с моделью.

Крепление весов к ленточной подвеске осуществлялось с помощью специального рычага, имеющего узлы крепления на поперечной базе 200 мм и на продольной базе 600 мм.

Расположение упругих элементов с двух сторон от центральной части образует два независимых контура: центральная часть — носовая лента и центральная часть — хвостовые ленты.

Основная погрешность во время аэродинамического эксперимента вызывалась различным сопротивлением носовой и хвостовой лент. Разность нагрузок на носовую и хвостовую ленты полностью входят в погрешность измерения компонента X . Также при натяжении лент возникают паразитные напряжения в обоих контурах случайным образом независимо друг от друга по величине и направлению и, складываясь геометрически, вносят погрешность в измерение компонента X . На рисунке 2 показана ленточная подвеска модели с внутримодельными весами.

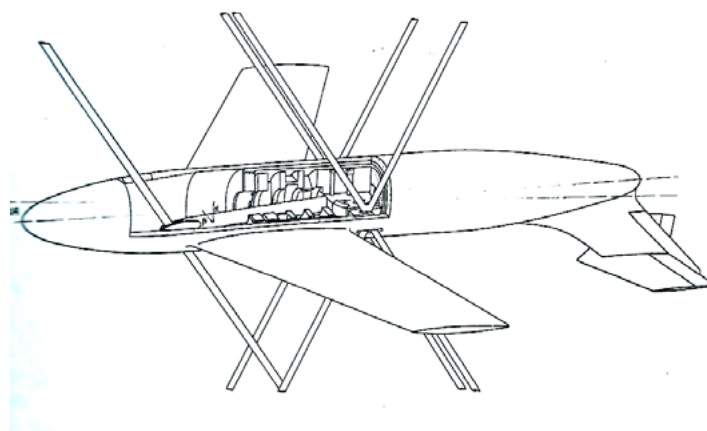


Рис. 2. Ленточная подвеска модели с внутримодельными весами

В 1951 году были проведены испытания в трубе Т-106. На рисунке 3 приведена фотография установки и монтажа весов в рабочей части трубы Т-106, а на рисунке 4 — калибровка весов.

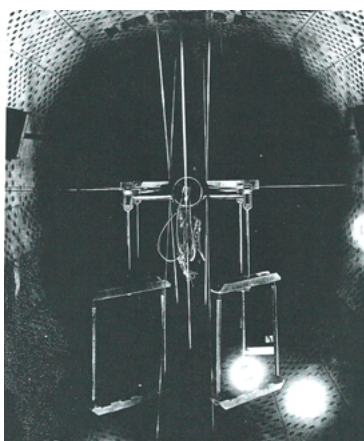


Рис. 3. Установка и монтаж весов

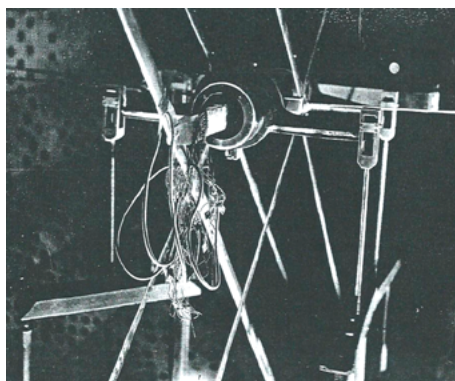


Рис. 4. Калибровка весов в трубе

При проведении эксперимента проводились измерения одновременно на механических и тензометрических весах.

Погрешность измерений нагрузок тензометрическими весами была больше, чем погрешность измерений механическими весами для всех компонентов, особенно компонента X . Погрешность измерения нагрузок тензометрическими весами по компоненту X из-за указанных выше причин была соизмерима с нагрузками компонента, измеренного механическими весами.

2.2. Весы с двухопорной схемой крепления

На рисунке 5 показана общая компоновка весов внутри модели с опорами на хвостовую и носовую ленты. В отличие от широко распространенной консольной схемы данная компоновка получила название двухопорной схемы.

Весы 1 через втулки 2 и 3 шарнирно соединены с носовой 4 и хвостовой 5 лентами. Весы снабжены двумя трехкомпонентными динамометрическими элементами (ДЭ), служащими для измерения составляющих Y, Z — вектора силы и составляющих M_x, M_y, M_z — вектора момента. Однокомпонентный ДЭ служит для измерения продольной составляющей X — вектора силы.

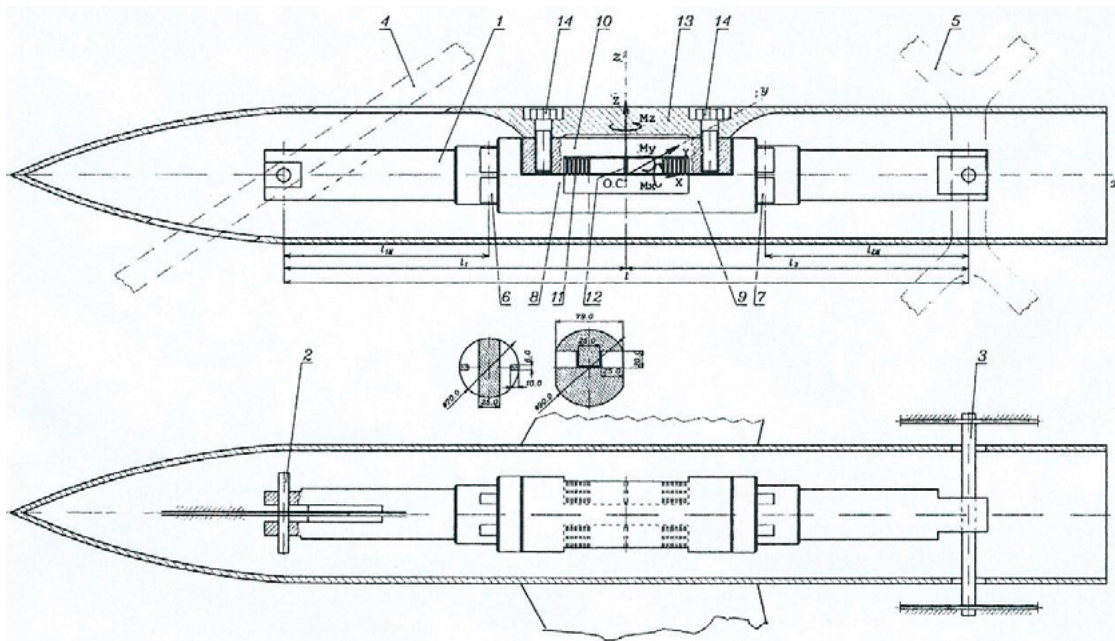


Рис. 5. Компоновка весов с двухопорной схемой крепления

ДЭ для измерения компонента X состоит из жесткого неподвижного основания 9 и жесткой подвижной платформы 10. Основание и платформа соединены между собой пакетом плоских упругих шарниров 11. Две стойки 12 являются чувствительными элементами, преобразующими продольную силу X в электрический сигнал. Испытываемая модель 13 при помощи болтов 14 крепится к платформе 10.

Начало координат связанной с моделью прямоугольной системы координат с осями X, Y, Z расположено в точке НК, лежащей на оси весов.

2.3. Консольная схема весов

В середине 70-х годов была предложена схема весов (В.И. Зименков и Н.П. Левицкий), размещаемых внутри промежуточной рамы, устанавливаемой вместе с весами внутри испытываемой модели.

Весы выполняются плоскими, а та часть рамы, внутри которой располагаются весы, выполняется в виде двух сегментов, дополняющих весы до тела цилиндрической формы, что позволяет существенно уменьшить диаметр системы «весы + рама».

Достоинством схемы является то, что тензовесы не подвергаются действию паразитной внутренней силы, которая воспринимается рамой весов.

На тензовесы в осевом направлении воздействует только измеряемая продольная составляющая X аэродинамической силы.

На рисунке 6 показана компоновка консольных весов внутри модели.

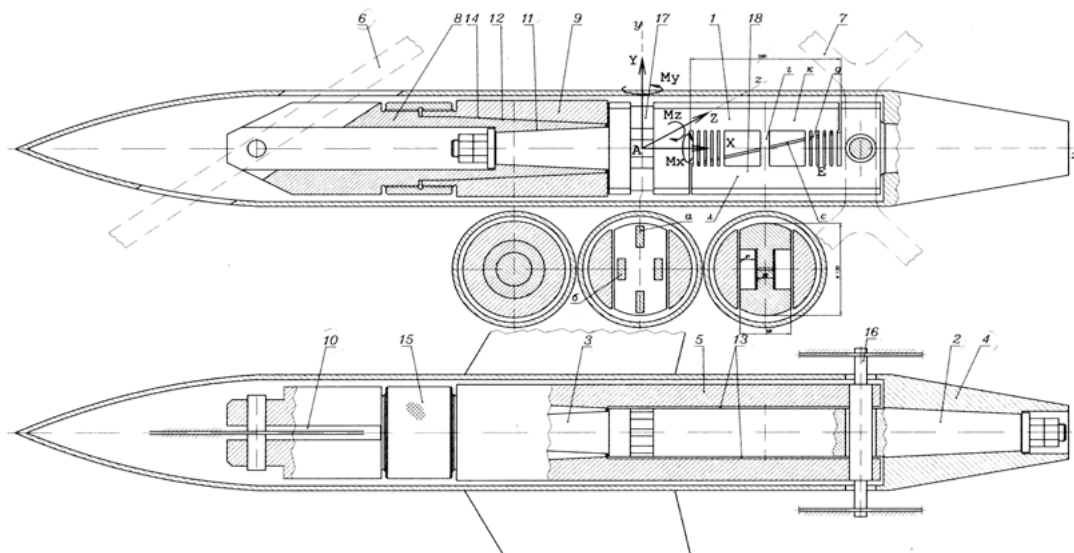


Рис. 6. Компоновка консольных весов

Тензовесы выполнены в виде динамометрического элемента 1 с конусными концевыми элементами 2 и 3.

На переднем конусе весов 2 закрепляется исследуемая модель 4. С помощью заднего конуса 3 весы соединяются с промежуточной рамой 5, шарнирно опирающейся на носовую 6 и хвостовые 7 ленты.

Рама состоит из передней 8 и задней 9 частей. Передняя часть рамы 8 выполнена в виде цилиндра, на левом конце которого узкая сквозная прорезь 10, в которой устанавливается носовая лента 6. На другом конце цилиндра конусное гнездо 11 для крепления тензовесов и наружный конус 12 для соединений с задней частью рамой-цилиндром, на определённой длине которого выполнена широкая сквозная прорезь 13, в которой размещаются тензовесы.

По бокам прорези остаются части цилиндра в виде 2-х сегментов. Задняя часть рамы имеет вид двух зубцовой вилки.

На цилиндрической части вилки имеется конусное гнездо 14 для соединения с передней частью рамы.



Передняя и задняя части рамы соединяются конусным соединением 12 и 14, стягиваемым между собой гайкой 15.

Хвостовые ленты закрепляются на сегментной части рамы с помощью оси 16, проходящей насквозь через сегменты и тело тензовесов. Вокруг оси в теле тензовесов, а также между тензовесами и рамой оставлены большие зазоры с тем, чтобы при деформации тензовесов от действия измеряемых нагрузок не происходило касания тензовесов с осью и рамой. Можно утверждать, что данные тензовесы являются тензовесами консольного (стержневого) типа, широко используемыми в ЦАГИ.

Державкой тензовесов является промежуточная рама, шарнирно опирающаяся на носовую и хвостовые ленты.

2.4. Анализ и выбор схемы весов

Выше были рассмотрены недостатки схемы первых внутримодельных весов на ленточной подвеске разработанных и созданных для АДТ Т-106, поэтому здесь будем рассматривать только последние две схемы.

Весы, выполненные по консольной схеме более компактные (меньшего диаметра), не нуждаются в промежуточной раме и в большей степени подходят для испытаний моделей современных истребителей, у которых относительно малый внутренний объем по сравнению с моделями пассажирских самолетов, но при этом для их калибровки необходимо создать специальные калибровочные приспособления, в то время как консольные весы могут калиброваться на стандартном оборудовании.

Известно, что если упругий элемент с наклеенными тензорезисторами входит в замкнутый контур, то на его напряженное состояние влияют деформации всего контура. Эти деформации могут возникать из-за недостаточной жесткости участков контура, из-за изменения температуры и из-за гистерезиса крепежных соединений, если они имеются.

Узлы крепления весов не должны располагаться вблизи измерительных балок.

Схема консольных весов с точки зрения точности измерений является предпочтительней двухопорной схемы. В них узлы крепления (конические соединения) находятся на значительном расстоянии от измерительных балок. В двухопорных весах крепление их к модели выполнено с двух сторон от весового элемента X на незначительном расстоянии от него. Это может привести к возникновению дополнительных погрешностей в измерениях по компоненту X .

Весы будут использоваться, в основном, для испытаний моделей пассажирских самолетов, когда нет жестких ограничений на их размеры, для проектирования и создания весов была выбрана консольная схема.

3. Проектирование весов

Взяв за основу принцип размещения тензовесов в раме, были рассмотрены несколько вариантов компоновки тензовесов. Выбор схем и предварительный расчет проводился традиционным способом с использованием аналитических методов сопротивления материалов. Проводился анализ напряжений в конструкции и чувствительности тензовесов. В результате проведенного анализа была выбрана схема тензовесов, обеспечивающая минимальные линейные взаимные влияния между компонентами и удовлетворительную чувствительность. Затем была сформирована конечно-элементная модель тензовесов. Диапазоны измерения нагрузок по компонентам в начале координат тензовесов представлены в Таблице 1.

Таблица 1. Диапазоны измерения нагрузок по компонентам

Измеряемые нагрузки	
• Продольная (осевая) сила X	8 КН
• Нормальная сила Y	30 КН
• Момент тангажа Mz	5 КН·м
Не измеряемые нагрузки	
• боковая сила Z	4 КН
• момент крена Mx	1,5 КН·м
• момент рыскания Mu	2,5 КН·м

Максимальные напряжения не должны превышать $\sigma_{\text{врем}}/3$, где $\sigma_{\text{врем}}$ — предел прочности материала весов.

Крепление весов к модели может осуществляться с помощью конусного узла, который должен выбираться в соответствии с действующими стандартами опытно-производственного института ЦАГИ (ОПИ ЦАГИ); либо иным принятым в ЦАГИ образом, в зависимости от конструкции весов.

Случайная среднеквадратическая погрешность измерения сил и моментов по результатам исследований на калибровочном стенде должна быть не более 0,1% от диапазона измерения по каждому компоненту. На рисунке 7 приведена 3D проекция весового элемента.

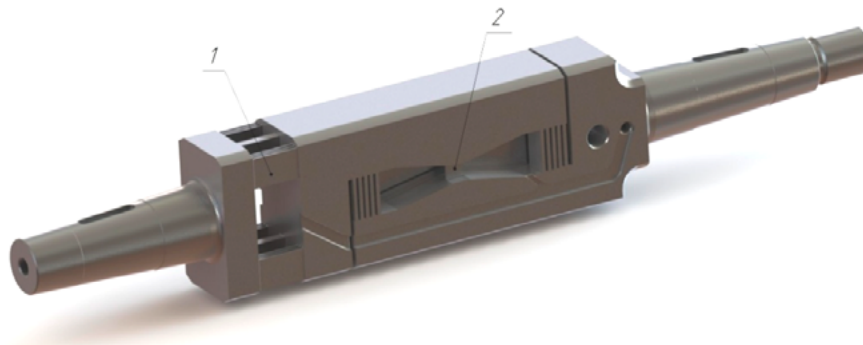


Рис. 7. 3D-проекция весового элемента

Весы имеют две группы упругих элементов, на которых располагаются сигнальные балки. Конструкция динамометрического элемента Z , Y , Mx , Mz и Mu (рисунок 8) представляет из себя систему упругих пластин. Центральные балки служат для наклейки тензорезисторов, а боковые пакеты пластин — для жесткости конструкции.

Температурный дрейф нулевых сигналов тензомостов при равномерном безградиентном нагревании конструкции динамометра должен быть не более $\pm 1,0 \cdot 10^{-4} \frac{\text{мВ}}{\text{В} \cdot 1^\circ\text{C}} \pm 1,0 [\text{мВ}/(\text{В} \cdot ^\circ\text{C})]$ для каждого компонента в диапазоне температур $+10^\circ\text{C} \dots +60^\circ\text{C}$.

На весах должны быть предусмотрены датчики температуры для алгоритмической компенсации дрейфа нулевых показаний.

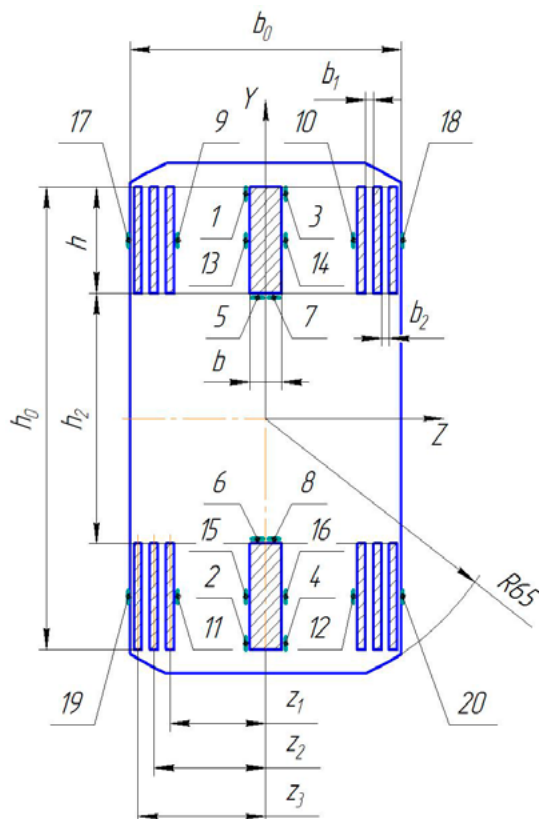


Рис. 8. Сечение упругих элементов компонентов Z, Y, M_x, M_z и M_y

Динамометрический элемент X (рисунок 9) состоит из упругого шарнира содержащего 20 стоек и двух чувствительных квадратных пластин. Под действием продольной силы X пластины испытывают деформацию сдвига.

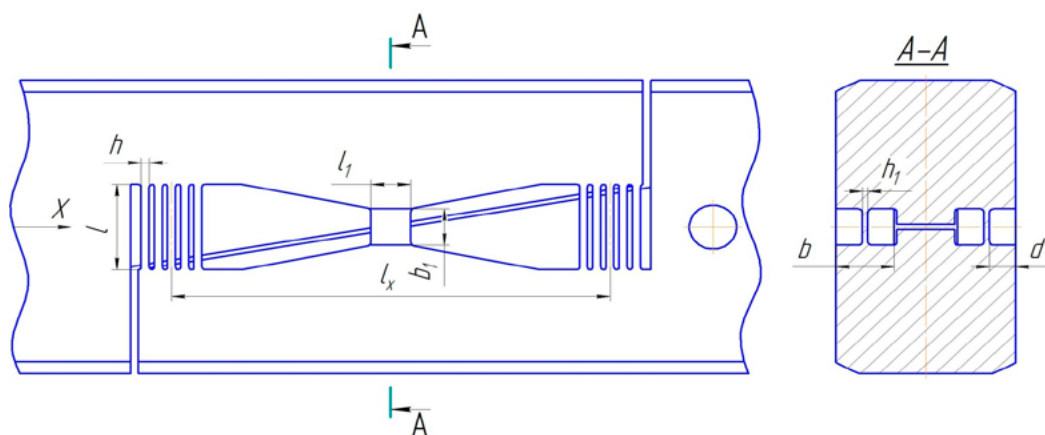


Рис. 9. Эскиз весового элемента X

Анализ напряжений в конструкции весового элемента был проведен при помощи специализированного программного обеспечения (ANSYS и SolidWorks Simulation). Для расчета напряжений

используется линейный статический анализ на основе метода конечных элементов. Метод конечных элементов (МКЭ) — это надежный численный метод для анализа задач по проектированию. МКЭ разбивает сложную задачу на несколько простых. В нем модель делится на несколько простых форм, называемых элементами.

Элементы имеют общие точки, называемые узлами. Поведение этих элементов хорошо известно при любых возможных сценариях с использованием опор и приложением нагрузок. Движение каждого узла полностью описывается перемещениями в направлениях X, Y и Z, которые называют степенями свободы (направление приложения силы).

Затем уравнения преобразуются в большую систему алгебраических уравнений. Решающая программа обнаруживает перемещения в направлениях X, Y и Z в каждом узле. Используя перемещения, программное обеспечение рассчитывает нагрузки, действующие в различных направлениях, а затем и соответствующие им напряжения в конструкции.

На рисунке 10 показаны эпюры в псевдоцвете напряжений и перемещений, которые получены в программном комплексе SolidWorks Simulation.

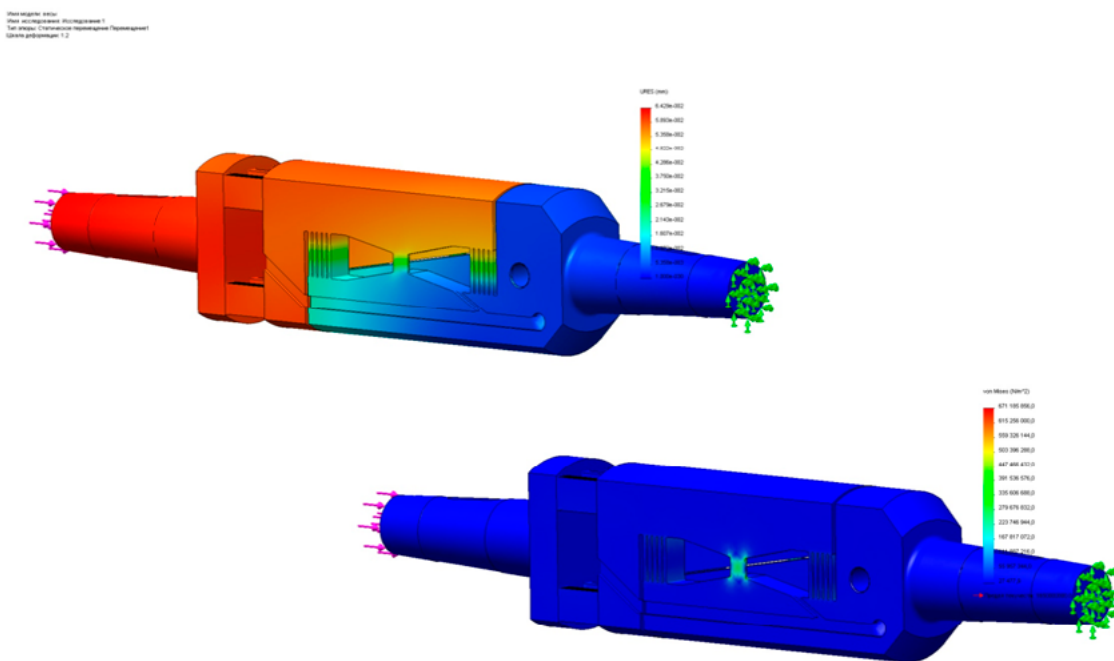


Рис. 10. Эпюры перемещений и эпюра напряжений в SW Simulation

На рисунке 11 представлены результаты исследований в программном комплексе ANSYS14. На рисунке сверху — предварительная сетка конечных элементов, на рисунке посередине - эпюра перемещений, на рисунке снизу эпюра максимальных напряжений.

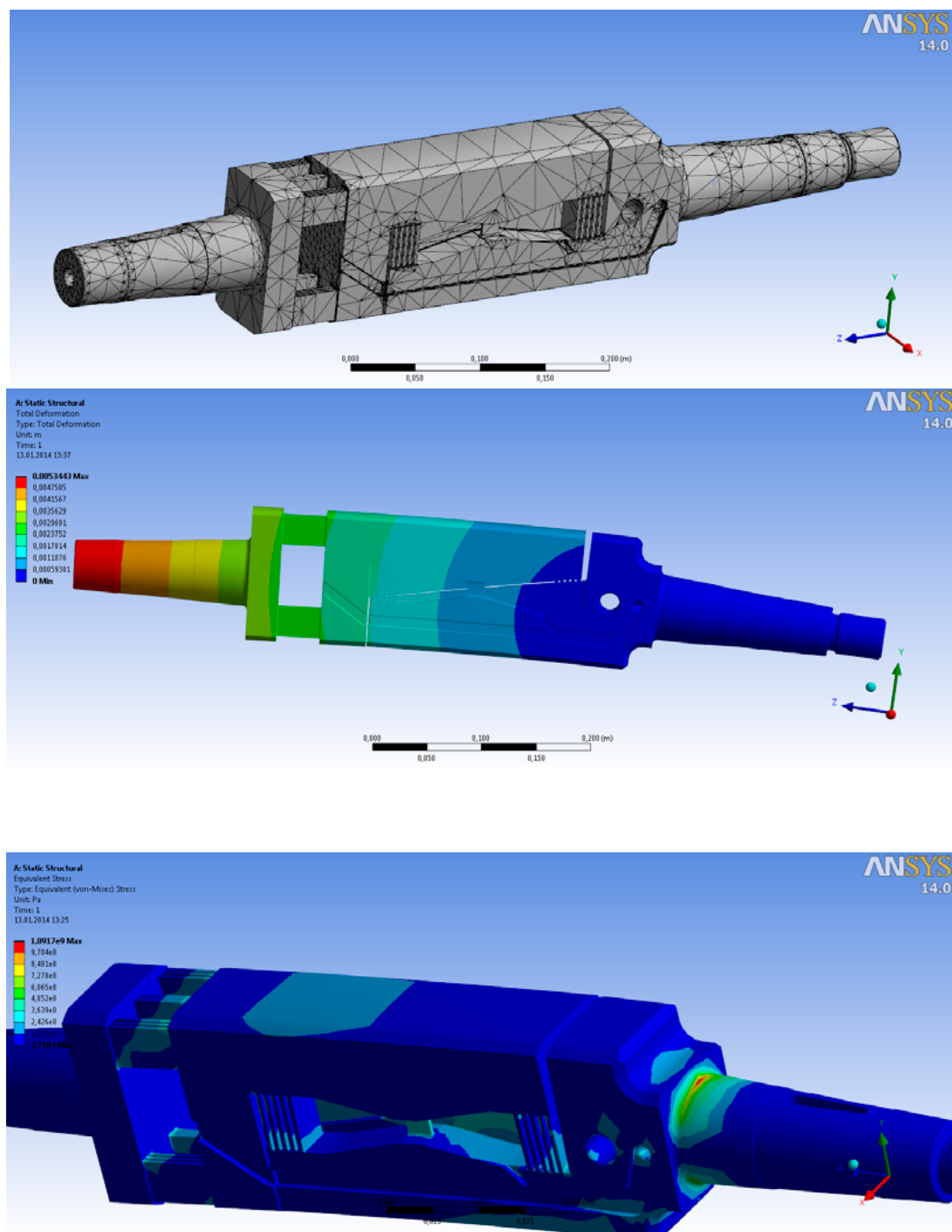


Рис. 11. Результаты исследований в ANSYS WORKBENCH

Программные пакеты помогают и ускорят в процессе расчета, но ввиду сложности и высокой степени ответственности изделия ручной расчет необходим.

Расчет проводился таким образом, чтобы под тензорезисторами при нагружении соответствующих компонентов напряжения были приблизительно равными 1,0 мВ/В.

В настоящее время весы проходят наладку и исследование.

4. Заключение

Проведен анализ и сравнение двух разных схем тензометрических весов для испытания моделей летательных аппаратов на ленточной подвеске, в результате чего была выбрана оптимальная схема, позволяющая упростить процесс калибровки.

Разработана трехмерная модель тензометрических весов, составлена конечно-элементная модель. Проведены поверочные и уточняющие расчеты, результаты которых использовались при производстве весов.

Предварительные нагружения весов показали приблизительные значения рабочих коэффициентов передачи компонентов.

Компоненты	X	Z	MY	Y	MX	MZ
РКП [мВ/В]	1,9	1,3	1,3	1,0	1,0	1,3

Наличие весов на ленточной подвеске позволит проводить испытания с неискаженной кормовой частью модели, а также исследовать влияние хвостовой державки на аэродинамические характеристики модели.

Список литературы

- 1 Пат. 2287795. Устройство для измерения составляющих векторов аэродинамической силы и момента / В.В. Богданов, В.С. Волобуев, Л.М. Ананьева, В.Н. Кондаков.
- 2 Пат. 2287796. Устройство для измерения составляющих векторов аэродинамической силы и момента / В.В. Богданов, В.С. Волобуев, Л.М. Ананьева, В.Н. Кондаков.

ДЕФОРМАЦИОННОЕ ТЕПЛООБРАЗОВАНИЕ В НАГРУЖЕННЫХ ЭЛЕМЕНТАХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ И ЕГО ВИЗУАЛИЗАЦИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЬЮТЕРНОЙ ТЕРМОГРАФИИ

Василевич Ю.В.¹, Мойсейчик А.Е.¹, Мойсейчик Е.А.²

¹ Белорусский национальный технический университет, г. Минск, ja-kytik_89@mail.ru

² НГАСУ (Сибстрин), г. Новосибирск

Аннотация

В процессе неразрушающего контроля качества (НКК) конструкций все более актуальной становится задача выявления всех опасных зон, в которых при эксплуатации возникают и развиваются дефекты, трещины. В современных производственных и эксплуатационных условиях НКК выполняется различными способами [1–4], отличающимися между собой по физической и приборной базе, трудоемкости и времени производства работ. Традиционные инструментальные методы выявления дефектов в конструкциях [1–4] предполагают наличие непосредственного доступа к поверхности обследуемых элементов, позволяют установить форму дефекта, его расположение, размеры, происхождение, являются технологически сложными и достаточно трудоемкими. Существенный недостаток таких подходов состоит в том, что технология НКК не учитывает данных прочностных, деформационных, энергетических расчетов конструкций, выполняемых на различных стадиях конструирования изделий.

Этот недостаток можно в значительной мере устранить, если скорректировать концепцию и методологию НКК таким образом, чтобы расчетный анализ и соответствующие физико-химические методы выявления, подтверждения и визуализации дефектов в изделии выполнялись как стадии (этапы) единой физико-аналитической технологии неразрушающего контроля (ФАТНК).

Одним из перспективных путей реализации ФАТНК может стать совмещение возможностей конечно-элементного анализа изделий в сочетании с физико-химическими методами выявления дефектов, основанных на взаимосвязи тепловых изменений с напряженно-деформированным состоянием и другими полями изделия при его испытании или эксплуатации (рис. 1). Такой подход является достаточно универсальным в силу связности различных физических полей.



Рис. 1. Схема взаимозависимости тепломеханических процессов, рассматриваемых при моделировании напряженно-деформированного состояния стального изделия

Применение концепции ФАТНК при неразрушающем контроле стальных изделий. Деформирование твердого тела сопровождается выделением или поглощением тепла, что приводит к изменению поля температур [5–8] и необходимости рассмотрения связанных задач. Теплообразование происходит неодинаково по объему деформируемого тела. Области локализации теплового эффекта являются участки локализации пластической деформации, обычно сопровождающиеся на поверхности изделия линиями Чернова-Людерса. Это может привести к изменению поведения нагретой области материала относительно остального объема в результате происходящих в объеме физико-химических процессов, инициированных конкретным напряженно-деформированным состоянием. Так, при пластической деформации в результате развития и взаимодействия дислокаций происходит фрагментация кристаллов и их взаимная разориентировка. При этом плотность дислокаций изменяется в теле субзерен и увеличивается по их границам. На стадии больших пластических деформаций поворотное смещение объясняется развитием и движением клиновых дислокаций. Развитие и движение дислокаций и смежные физико-химические процессы вызывают повышение температуры деформированной области изделия.

Преобразование энергии механического деформирования металла в окрестности дефекта в тепловую приводит к весьма существенному повышению там средней температуры [6–8]. В работе Брока [8] показывается, что такое повышение температуры в вершине трещины в сочетании с объемным напряженно-деформированным состоянием изменяет динамику развития трещины.

Для обнаружения дефекта в конструктивном элементе часто достаточно наблюдать за установившимся распределением деформационной температуры на поверхности тела. В иных случаях можно изменять состояние дефекта и инициировать его искусственный нагрев или охлаждение, чтобы усилить внутренний теплообмен. Для этого используются разнообразные приемы возбуждения теплового контраста между дефектными и бездефектными зонами элемента. Эти приемы можно разделить на внешние, при которых волна тепловой энергии поступает извне на поверхность, а затем распространяется через материал, пока не превратится в тепло в окрестности дефекта, и внутренние, в которых энергия в различной форме вводится в исследуемый элемент с целью стимулирования дефекта к возбуждению электромагнитных колебаний инфракрасного (ИК) диапазона [4]. В качестве внешних источников служат различные оптические устройства, (фото-вспышки — для импульсного теплообразования и галогенные лампы — для периодического воз-

буждения тепла). Внутренние возбуждения достигаются активацией деформаций в теле, которые по различным механизмам «внутреннего трения» на дефектах возбуждают деформационное теплообразование (механические колебания различной частоты и амплитуды и т. д.).

Благодаря ИК термографическому изображению следа потока деформационного тепла с использованием компьютерной термографии можно визуализировать дефекты металлургического, конструктивного, технологического и эксплуатационного происхождения (трещины, неоднородности и т. д.) [4], так как их теплопроводность отличается (обычно в меньшую сторону) от теплопроводности окружающего их материала. Теплопроводность материала изделия может локально меняться в тех областях, которые подвергались механическому или тепловому воздействию. Такие изменения зачастую являются более заметными, и поэтому их легче обнаружить, чем изменения в свойствах материалов. Тепловой поток наблюдается в изделиях всякий раз, когда уровни температур на каких-то смежных участках отличаются.

Преимущества изложенной технологии можно проиллюстрировать сопоставлением вида напряженного состояния отсеков стальной балочного образца в предельном состоянии (рис. 2) с данными компьютерной термографии отсека балки в предельном состоянии (рис. 3). Аналогичные расчеты могут быть выполнены и для других случаев, например растяжения образцов с дефектами (рис. 4).

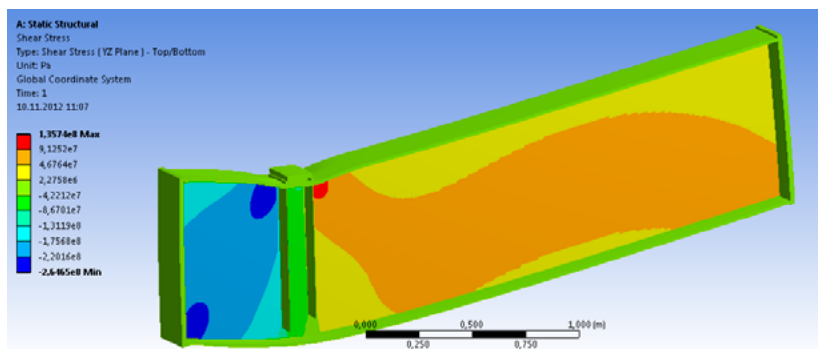


Рис. 2. Изображение напряженного состояния отсеков стальной балки в предельном состоянии, рассчитанное с использованием ПК ANSYS

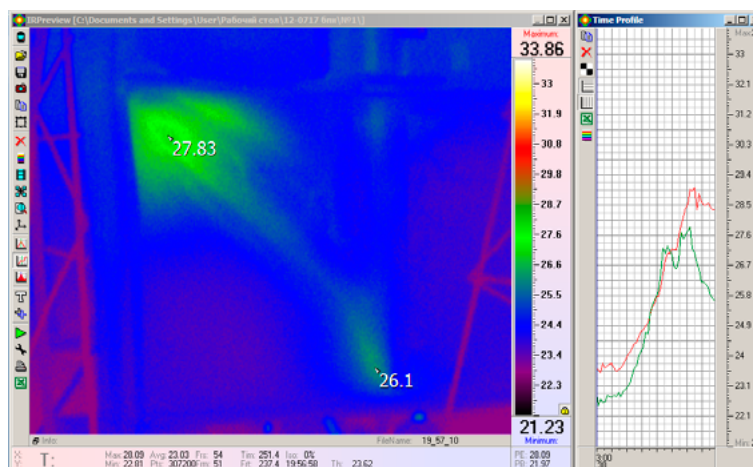


Рис. 3. Данные термографии фрагмента отсека балки в предельном состоянии, полученные с помощью компьютерного термографа ИРТИС-2000 и программного пакета ИРТИС

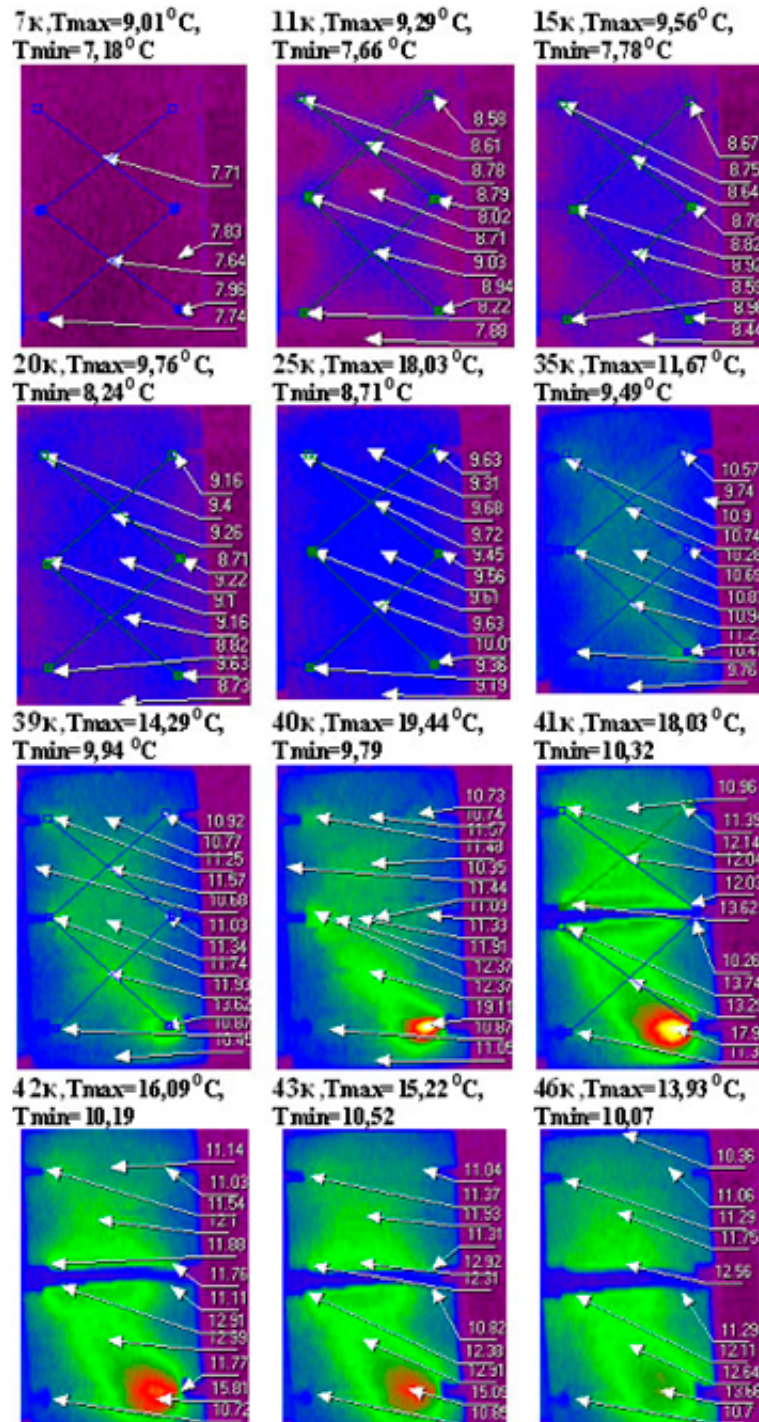


Рис. 4. Развитие деформационных полос и теплообразования на всех стадиях статического растяжения стального образца с боковыми надрезами

Вышеизложенной технологией можно обнаружить дефекты (трещины, неоднородности и т. д.), потому, что их теплопроводность отличается (обычно в меньшую сторону) от теплопроводности

сти окружающего их материала. При этом теплопроводность материала изделия может локально меняться в тех областях, которые подвергались механическому или тепловому воздействию. Эти изменения зачастую являются более заметными, и поэтому их легче обнаружить, чем изменения в свойствах материалов.

Выводы

Неразрушающий контроль изделий по технологии ФАТНК с использованием компьютерного ИК-термографического сканирования обладает высокой чувствительностью, наглядностью и объективностью результатов, позволяет с высокой производительностью в бесконтактном режиме определять локализацию и идентификацию дефектов, отслеживать их развитие с помощью пассивных и активных методов теплового контроля в процессе мониторинга. С помощью компьютерного термографирования можно проводить неразрушающий контроль изделий с использованием деформационного тепла. При этом изделия должны нагружаться усилиями, величина которых достаточна для возникновения тепла в контролируемых элементах.

Список литературы

- 1 Неразрушающий контроль: Справочник: В 8 т. / Под общ. ред. В.В. Клюева. Т. 2: В 2 кн. Кн. 2: Ю.К. Федосенко, В.Г. Герасимов, А.Д. Покровский, Ю.Я. Останин. Вихретоковый контроль. – 2-е изд., испр. – М.: Машиностроение, 2006. – 688 с.
- 2 Неразрушающий контроль: Справочник: В 8 т. / Под общ. ред. В.В. Клюева. Т. 3: И.Н. Ермолов, Ю.В. Ланге. Ультразвуковой контроль. – 2-е изд., испр. – М.: Машиностроение, 2006. – 864 с.
- 3 Неразрушающий контроль: Справочник: В 8 т. / Под общ. ред. В.В. Клюева. Т. 4: В 3 кн. Кн. 1: В.А. Анисимов, Б.И. Каторгин, А.Н. Куценко и др. Акустическая тензометрия. Кн. 2: Г.С. Шелихов. Магнитопорошковый метод контроля. Кн. 3: М.В. Филинов. Капиллярный контроль. – 2-е изд., испр. – М.: Машиностроение, 2006. – 736 с.: ил.
- 4 Неразрушающий контроль: Справочник: в 8 т. / Под общ. ред. В.В. Клюева. Т. 5: в 2 кн., кн. 1: Тепловой контроль / В.П. Вавилов. – М.: Машиностроение, 2004. – 679 с.
- 5 Экспериментальная механика: В 2-х книгах.: Кн. 2. Пер. с англ. / Под ред. А. Кобаяси. – М.: Мир, 1990. – 552 с.
- 6 Weichert R., Schoenert K. Heat generation at the tip of a moving crack. *J. Mech. Physics Solids*, vol. 26, pp. 151–161, 1978.
- 7 Мойсейчик Е.А. Исследование теплообразования и зарождения разрушения в стальной растянутой пластине с конструктивно-технологическим дефектом / Е.А.Мойсейчик // Прикладная механика и техническая физика. – 2013. – №1. – С. 134–142.
- 8 Brock L.M. Effects of Thermoelasticity and a von Mises condition in rapid steady-state quasi-brittle fracture. *Int. J. Structures*, vol. 33, no. 28, pp. 4131–4142, 1996.

Об авторах

Василевич Ю.В. — доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой СММП Белорусского национального технического университета, г. Минск.

Мойсейчик А.Е. — магистр технических наук, аспирант Белорусского национального технического университета, г. Минск.

Мойсейчик Е.А. — кандидат технических наук, доцент, докторант НГАСУ (Сибстрин), г. Новосибирск

ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И КОМПЛЕКСЫ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ

**Блокин-Мечталин Ю.К., Бирюков Г.В., Богатырев М.М.,
Заливако В.Ю., Шаныгин Я.А.**

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»),
г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1. Тел. (495) 556-42-81, mera@tsagi.ru*

Ключевые слова: экспериментальная аэродинамика, информационно-измерительные управляющие системы и комплексы, критерии эффективности, измерительно-вычислительный комплекс в международном стандарте, микропроцессорные и микроконвертерные измерительные преобразователи и аппаратура

Аннотация

Рассматриваются результаты разработки, создания и применения измерительных преобразователей, систем и комплексов для автоматизации исследований в аэродинамических установках и на испытательных стендах. Формулируются современные требования к высокоэффективным информационно-измерительным управляющим системам (ИИУС) для испытаний моделей летательной техники. Рассматривается состав, технические характеристики многофункционального измерительно-вычислительного комплекса ИВК М2 в международном стандарте.

Даются примеры построения ИИУС в ряде экспериментальных установок на основе комплекса ИВК М2. Представлены результаты разработок микропроцессорных и микроконвертерных измерительных преобразователей и аппаратуры, встраиваемых в объект испытаний. Рассматривается перспектива развития ИИУС в направлении повышения производительности, уровня синхронизации и точности измерений на основе магистрально-модульного стандарта PXI.

1. Введение

Автоматизация процессов исследований и испытаний изделий новой техники во всех отраслях науки и промышленности привела к коренной реконструкции измерительной техники. В ее задачи наряду с измерением стало входить информационное обеспечение исследуемого объекта, которое включает: автоматический сбор, доставку, запоминание, регистрацию, обработку, отображение, анализ и представление информации. Автоматизация предполагает также управление средствами измерения и экспериментальным оборудованием. Поэтому основой современных средств автоматизации являются не отдельные приборы, а комплексные информационно-измерительные и управляющие системы (ИИС и ИИУС), которые решают задачи обеспечения высокого качества и эффективности исследований и испытаний.

В ЦАГИ информационно-измерительные системы для экспериментальной аэродинамики начали создаваться в семидесятые годы прошлого столетия. Первая ИИС «Эпюра» с тензометрическими датчиками давления и мини-ЭВМ была создана в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-109 для исследования распределения давления на моделях дренажным методом.



В дальнейшем создавались ИИС для весовых и дренажных испытаний моделей на основе тензометрической аппаратуры на постоянном токе (ЛУЧ-3, ЛУЧ-4, ЛУЧ-5) и на несущей частоте (8АНЧ-23, 8АНЧ-25, 8АНЧ-26) с использованием промышленных измерительно-вычислительных комплексов отечественного (ИВК 7, ИВК 8, ИВК Л70), а также зарубежного производства (IMS 3510/PDP 11).

В рамках «Комплексной программы научно-технического прогресса стран-членов СЭВ» в восьмидесятых годах в практику автоматизации научных исследований начала широко внедряться методология аппаратуры САМАС. В ЦАГИ в стандарте САМАС был разработан магистрально-модульный измерительно-вычислительный комплекс ИВК М1 и на его основе измерительные системы для различных видов измерений и испытаний в АДТ.

Разработка и создание комплекса ИВК М1 послужили основой дальнейшего развития и бесконфликтного восприятия пользователями нового, более совершенного магистрально-модульного стандарта VME и на их основе современных ИИУС для АДТ и испытательных стендов.

2. Требования к современным ИИУС

По мере создания новых образцов авиационной и ракетно-космической техники, а также появления новых задач по отработке их аэродинамики постоянно повышаются требования к средствам и системам измерения и управления экспериментальным оборудованием. Среди этих требований наиболее важными являются:

- Обеспечение высокой точности и надежности измерений в условиях энергонасыщенности экспериментальных установок, воздействия помех в широком диапазоне возмущающих факторов (температуры, давления, вибраций, влажности).
- Повышение быстродействия сбора и регистрации измерительной информации для исследования быстропротекающих процессов и сокращения времени измерений.
- Повышение информативности испытаний (увеличение числа каналов измерения, расширение частотного диапазона измеряемых параметров, оперативное представление результатов измерений).
- Многофункциональность, предусматривающая возможности совмещения в одном эксперименте различных видов испытаний (весовых, исследование распределения давления, тепловых, динамических, оптико-физических и других).
- Обеспечение новых видов и технологий испытаний (например, технологии ведения эксперимента при непрерывном изменении параметров: α — угла атаки, M — числа Маха).
- Комплексная автоматизация эксперимента для повышения производительности и экономической эффективности исследований (централизованное управление механизмами и режимами работы аэродинамических установок, многорежимными процессами измерения, сбора, обработки и представления результатов испытаний).

Актуальной задачей при создании современных ИИУС является выработка концептуального единства организации и состава аппаратных и программных средств, призванных обеспечить комплексную автоматизацию эксперимента.

Современные информационно-измерительные управляющие системы должны отвечать следующим основным требованиям:

- **Точность измерений сигналов датчиков.** Требование к точности измерения определяется задачами исследований и частотным диапазоном изучаемых процессов. Как правило, точность измерений сигналов датчиков должна быть в 3÷5 раз выше точности датчиков. Так, погрешность измерений сигналов датчиков при измерении параметров потока должна быть не более 0,005%, сил и



моментов с помощью многокомпонентных тензосесов и сигналов многоточечных модулей давления 0,01–0,03%, при измерении динамических процессов 0,5–1%.

• **Быстродействие сбора данных от 10 Гц до 2,5 МГц, в зависимости от вида измерительного канала.**

Высокое быстродействие позволяет:

- регистрировать быстропротекающие процессы (например, пульсации давлений, вибрации и другие);
- повысить информативность, особенно при регистрации быстропротекающих и переходных процессов;
- снизить случайную составляющую погрешности в экспериментах при непрерывном изменении параметров (α , M) за счет осреднения и отбраковки сигналов, особенно при большом количестве опрашиваемых измерительных каналов.

• **Точное задание и регистрация времени измерения.** Точное задание времени измерения необходимо для синхронизации отсчетов, например, при фильтрации динамических составляющих сигналов тензосесов с целью получения средних значений аэродинамических нагрузок с требуемой точностью, при регистрации быстропротекающих процессов, например, в непрерывном эксперименте при многократных опросах сигналов со статистической их обработкой.

• **Количество измерительных каналов.**

С учетом совмещения разнообразных видов эксперимента количество измерительных каналов — до 1000, цифровых каналов управления — не менее 32.

• **Высокая скорость при вычислениях и отображении информации.** Во многих случаях в аэродинамических установках требуются быстрые вычисления по ходу эксперимента. Так, в методике эксперимента с непрерывным изменением параметров α , M между взятием отсчетов выполняется статистическая обработка с циклической отбраковкой экстремальных значений сигналов, интерполированием таблиц и т.д. Недостаточное быстродействие вычислений ограничит количество собираемых сигналов и скажется на точности результатов измерений. В дорогостоящем эксперименте оперативное отображение информации на экранах дисплеев по ходу эксперимента важно для предотвращения разрушения режима испытания, перегрузки и поломки модели и тензосесов, перегрева измерительного оборудования, для мониторинга параметров технологических систем. Текстовые сообщения, графики результатов по ходу эксперимента необходимы для принятия решения экспериментаторами.

• **Архитектура ИИУС — многофункциональная магистрально-модульная на основе международного стандарта,** позволяющая реализовать функциональную специализацию подсистем для различных видов измерений и испытаний, высокую степень унификации и стандартизации оборудования, совместимость с изделиями других фирм, гибко перестраивать ИИУС под новые задачи эксперимента.

Исходя из требований современного эксперимента, ИИУС должна включать в свой состав ряд подсистем, обеспечивающих в режиме реального времени выполнение следующих основных функций:

- измерение параметров воздушного потока и углов положения модели;
- многоканальные измерения распределения давления на моделях;
- измерение усредненных и динамических аэродинамических нагрузок;
- многоканальные измерения широкополосных динамических процессов;
- управление параметрами воздушного потока, положением модели ЛА, механизацией модели, механизмами экспериментальной установки;
- контроль безопасности испытаний модели;

- контроль табличного и графического отображения результатов измерений;
- мониторинг режимов работы и параметров технологического оборудования экспериментальной установки;
- управление ходом эксперимента в автоматическом режиме.
- **Синхронизация работы подсистем ИИУС.** Обусловлена необходимостью обмена данными между подсистемами, удаленного запуска и контроля их работоспособности. При этом подсистемы могут быть пространственно удалены друг от друга и включать в свой состав компьютеры, объединенные в локальную сеть.
- **Комплекс программных средств** должен обеспечивать функционирование системы на заданной конфигурации аппаратных средств и требуемые функции по автоматизации эксперимента. Комплекс программных средств должен поддерживать проведение всех видов испытаний моделей летательных аппаратов в основных промышленных аэродинамических установках.
- **Концептуальное единство системы.** Функциональные возможности и архитектура системы, аппаратные и программные средства должны быть типовыми и унифицированными для основных аэродинамических установок. Это обеспечивает единое обслуживание и обмен опытом эксплуатации ИИУ, совместимость и переносимость оборудования, программного обеспечения и экспериментальных данных, экономию материальных и кадровых ресурсов при создании и эксплуатации систем.
- **Автоматизация проведения эксперимента.** Направлена на повышение качества, сокращение времени испытаний и экономию энергоресурсов при испытаниях моделей ЛА в АДТ.
- Сформулированные требования являются руководством при разработке и создании современных высокоэффективных ИИУС с совокупностью показателей эффективности: **точность — быстрдействие — многофункциональность — унификация — экономичность.**

Для решения задач повышения качества и эффективности аэродинамического эксперимента в ФГУП «ЦАГИ» принята и реализуется концепция построения систем автоматизации на основе наиболее прогрессивных открытых магистрально-модульных систем (ММС) на основе международных стандартов.

Совершенствование магистрально-модульных систем развивается в направлении мезонинной архитектуры построения модулей. На модуль-носитель устанавливается несколько различных функциональных плат-мезонинов. Изменяя состав плат-мезонинов, пользователь имеет возможность комплектовать систему измерительными и управляющими устройствами для решения конкретных экспериментальных задач.

Использование мезонинной технологии имеет заметные экономические преимущества. При изменении числа и типа измерительных и управляющих каналов системы или их модернизации нет необходимости менять целиком модуль — меняются лишь мезонинные платы.

3. Измерительно-вычислительный комплекс ИВК М2

В ФГУП «ЦАГИ» совместно со специалистами ФГУП ЭЗАН (г. Черноголовка) разработан многофункциональный унифицированный измерительно-вычислительный и управляющий комплекс ИВК М2 в международном стандарте VME (ГОСТ Р МЭК 821-2000).

Анализ известных и развивающихся международных стандартов (VME, VXI, LXI, Compact PCI, PXI, PXI Express) показал целесообразность выбора стандарта VME по структурно-

функциональным возможностям, характеристикам, времени жизни (до 2025 г.) и стоимости оборудования для построения современных ИИУС для экспериментальной аэродинамики.

Специализированные измерительные и управляющие модули, разработанные в стандарте VME, могут быть реализованы и в других известных и перспективных стандартах по требованию потенциальных потребителей.

Комплекс ИВК М2 стал аппаратной основой информационно-измерительных и управляющих систем нового поколения для комплексной автоматизации аэродинамического эксперимента [1]. Оборудование комплекса обеспечивает (рис. 1):

- измерение нормированных и ненормированных сигналов первичных измерительных преобразователей и датчиков деформаций, сил, давлений, температуры, перемещений, сдвига фаз и других физических величин;
- измерение на постоянном токе и на несущей частоте статических и динамических сигналов тензорезисторных, индуктивных, термометрических, частотных, фотоэлектронных, трансформаторных, пьезоэлектрических и других датчиков;
- аналоговую и цифровую фильтрацию сигналов датчиков;
- управление режимами измерений: коэффициентом усиления, полосой пропускания, поляричностью и уровнем питания датчиков, разрядностью аналого-цифрового преобразования, скоростью измерения, балансировкой измерительных каналов;
- управление положением модели ЛА в АДТ, скоростью воздушного потока, числом Маха;
- управление технологическим оборудованием экспериментальной установки: исполнительными механизмами, задвижками, затворами, электродвигателями;
- контроль безопасности испытаний моделей в АДТ, мониторинг и диагностику технологического оборудования.



Рис. 1. Измерительно-вычислительный комплекс ИВК М2

Отличительные особенности комплекса:

- многофункциональность;
- измерение сигналов в широком диапазоне частот;
- высокая точность измерений;
- управление различным оборудованием;
- унификация оборудования;
- открытая архитектура.

Структурная схема базового состава комплекса ИВК М2, ориентированная на основные виды испытаний моделей ЛА в аэродинамических установках, приведена на рис. 2.

Комплекс ИВК М2 включает в свой состав встроенные в кейт высокопроизводительный компьютерный модуль (VP9), широкую номенклатуру измерительных и управляющих модулей и источник питания кейта (PWC). Состав и количество модулей варьируется и определяется видами исследований и особенностями экспериментальной установки.

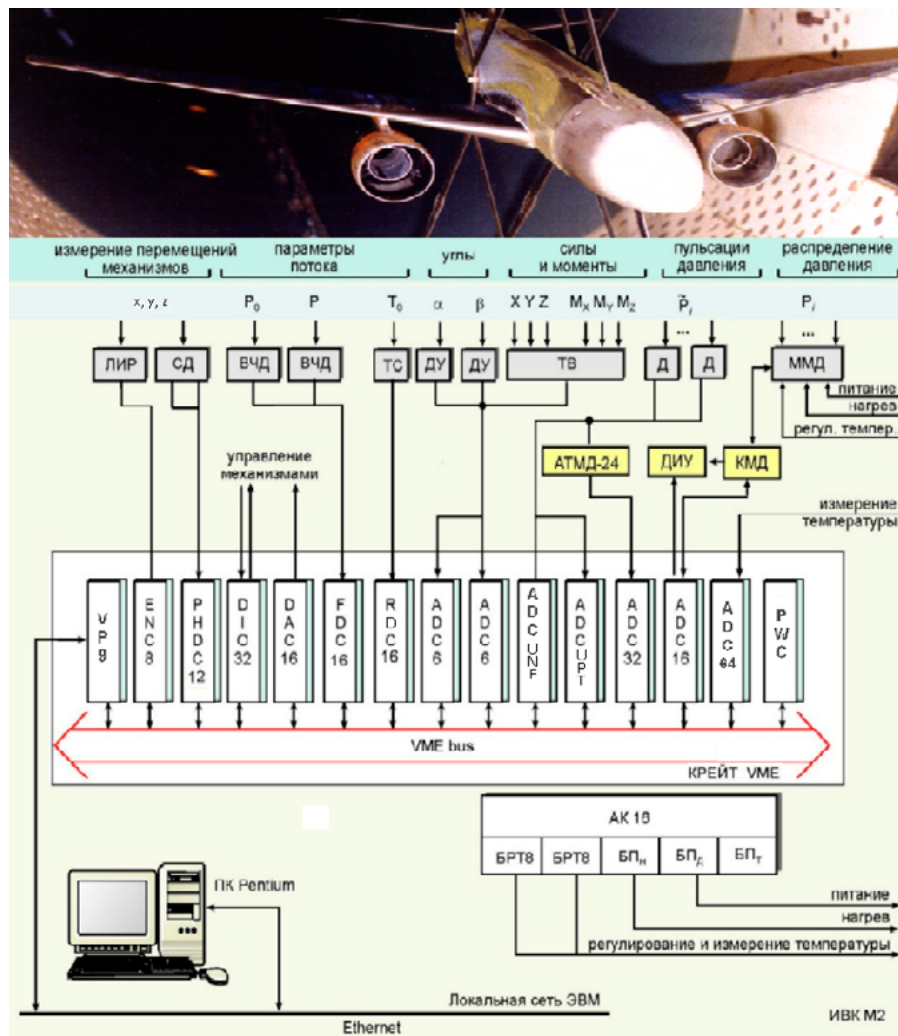


Рис. 2. Структурная схема базового состава комплекса ИВК М2

Измерительные модули комплекса обеспечивают измерение сигналов практически всех видов первичных измерительных преобразователей и датчиков, применяемых в аэродинамических установках.

Одним из основных методов измерений механических величин в экспериментальной аэродинамике является тензометрический метод. В составе комплекса разработано семейство тензометрических аналого-цифровых усилителей-нормализаторов для измерения статических и динамических сигналов в широком диапазоне частот (рис. 3) [2].

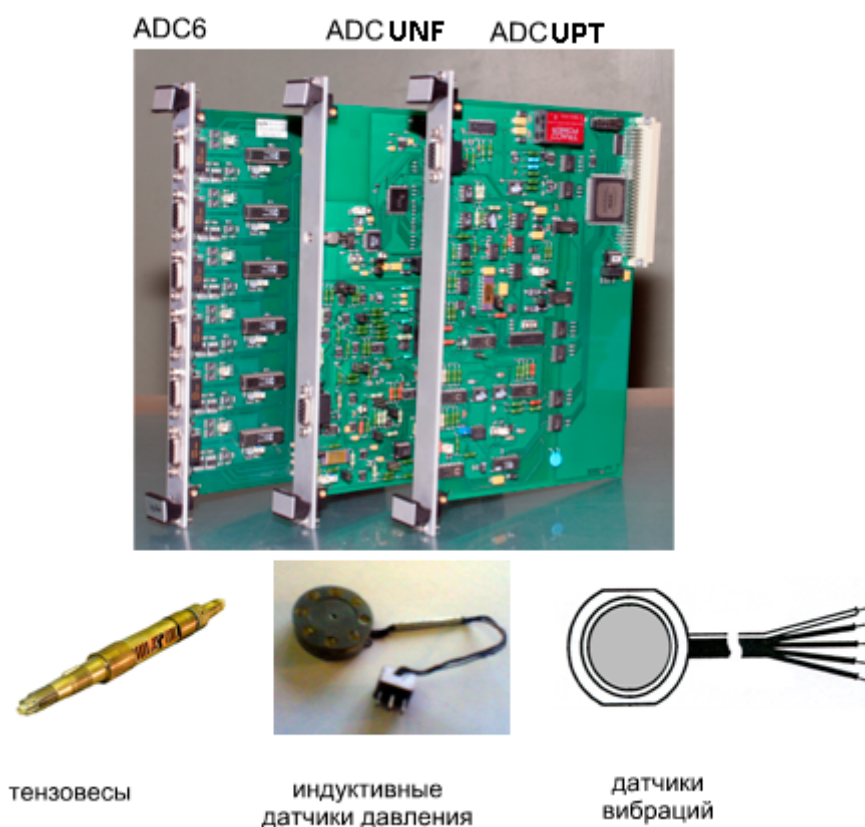


Рис. 3. Модули цифровых тензометрических измерительных преобразователей

Полный состав и характеристики оборудования комплекса (таблица 1) обеспечивают измерение сигналов практически всех первичных измерительных преобразователей, применяемых в аэродинамических установках, а также управление испытательным оборудованием.

Таблица 1. Состав и основные характеристики оборудования комплекса ИВК М2

Наименование оборудования	Обозначение	Основные характеристики	Применение
Крейт аппаратуры VME	KP VME	6U, 17 слот, вентпанель 1U.	Размещение модулей.
Блок питания импульсный (на шине VME)	PWC	6U, 5B/35A, 12B/8A, 12B/4A.	Питание модулей.
Процессорный модуль на шине VME	VP9	Intel Pentium M. 600...1600 МГц, ОЗУ 2 ГБ, жесткий диск 20...40 Гбайт, флоппи-диск 2 ГБ, плата связи с Ethernet. 10/100/1000 Base I: два последовательных порта RS232/422/485, три порта USB 2.0.	Программное управление сбором и обработка измерительной информации.
Цифровой тензометрический интегрирующий модуль	ADC6	Количество каналов — 6. Диапазон входных сигналов 0...±2,5 В. Напряжение питания тензорезисторных мостов датчиков — 5, 10 В. Разрядность АЦП — 16...24 бит. Частота отсчетов — 2÷100 Гц. Основная погрешность в диапазоне входных сигналов ±10 мВ (0,01...0,1)% (в зависимости от частоты отсчетов в пределах от 2 Гц до 100 Гц).	Измерение статических и квазистатических сигналов тензовесов, датчиков параметров потока, углов положения модели.
Цифровой тензометрический модуль на несущей частоте	ADC UNF	Количество каналов — 1. Несущая частота — 225...10000 Гц. Диапазон входных сигналов — ±5, ±10, ±20, ±40 мВ. Напряжение питания тензомоста датчика 5, 10 В. Полоса пропускания: на несущей частоте 225 Гц — 1, 2, 5, 10 Гц; на несущей частоте 20000 Гц — 500, 1000, 2500, 5000 Гц. Разрядность АЦП — 16 бит. Время преобразования — 50 мкс. Предел допускаемой основной приведенной погрешности на несущей частоте 225 Гц ±0,05%, на несущей частоте 5000 Гц ±0,1%, на несущей частоте 20000 Гц ±0,5%.	Измерение динамических сигналов тензорезисторных, индуктивных, трансформаторных датчиков. Измерение пульсаций давления, динамических нагрузок, вибраций конструкций.
Цифровой широкополосный тензометрический модуль на постоянном токе	ADC UPT	Количество каналов — 1. Диапазоны входных сигналов ±10, ±20, ±100, ±200 мВ. Напряжение питания тензомоста датчика — 5, 10, 15 В. Полоса пропускания: 0,5...20 кГц, 100 кГц. Разрядность — 14 бит. Время преобразования — 400 нс. Предел допускаемой основной приведенной погрешности ±0,1%.	Измерение динамических сигналов датчиков. Измерение пульсаций давления динамических нагрузок, вибраций конструкций.
Модуль аналого-цифрового преобразования и управления	ADC16	Количество каналов — 16. Диапазоны входных сигналов: ±10, ±5, ±2, ±1 В. Разрядность АЦП — 16 бит. Время преобразования — 40 мкс. Предел допускаемой основной приведенной погрешности ±0,05%. Выходной управляющий регистр — 8 разрядов. Выходное напряжение питания внешних устройств — ±5 В, ±15 В.	Измерение сигналов датчиков в диапазоне ±10 В. Управление и питание внешних устройств. Измерение распределения давления на моделях с помощью многоточечных модулей давления ММД.
Модуль преоб-	FDC16	Количество каналов — 16. Емкость счетчиков:	Измерение сигналов



разователей частота-код (измерителей частоты)		образцовой частоты — 32 разряда, измеряемой частоты — 16 разрядов. Диапазон измеряемых частот — 1 Гц...2 МГц. Предел основной приведенной погрешности $\pm 0,001\%$.	частотных датчиков. Измерение параметров потока с помощью виброчастотных датчиков давления. Измерение оборотов двигателей.
Модуль преобразования сигналов термометров сопротивления и термопар	RDC16	Количество каналов — 16. Разрядность — 20 бит. Время преобразования — 165 мс (16 каналов). Погрешность измерения сигналов: термометров сопротивления $\leq \pm 0,1\%$, термопар $\pm 0,05\%$, напряжения 0...2,5 В — $\pm 0,025\%$, токов 0...20 мА — $\pm 0,25\%$.	Измерение температуры потоков, технологического оборудования АДТ.
Модуль преобразователей сигналов термометров сопротивления	RDC32	Количество каналов — 32. Диапазон измерения сопротивления — 100÷138 Ом. Диапазон измерения температуры, °С — 0...100. Основная приведенная погрешность измерения — $\pm 0,1\%$.	Измерение сигналов термометров сопротивления ТС. Измерение температуры в форкамере и в технологических системах АДТ.
Модуль преобразователей сигналов фотоэлектронных датчиков угловых перемещений	ENC8	Количество каналов — 8. Число разрядов реверсивного счетчика — 21. Число разрядов счетчика таймера — 32. Тактовая частота — 16 МГц. Дискретность отсчета 1,2". Погрешность измерения $\leq 15''$.	Измерение сигналов датчиков угловых перемещений типа ЛИР. Измерение перемещений модели, координатника, экрана.
Модуль преобразователей сигналов сдвига фаз сельсин-датчиков угловых перемещений	PHDC12	Количество каналов — 12. Диапазон рабочих частот — 300...500 Гц. Диапазон измерения углов фазового сдвига сигналов сельсин-датчиков (0...360°) × число оборотов. Основная допускаемая погрешность измерения — $\pm 1^\circ$.	Измерение перемещений рейтера рычажных аэродинамических электромеханических весов.
Модуль аналого-цифрового преобразователя	ADC64	Количество каналов — 64 (64 однопроводных или 32 дифференциальных). Диапазоны измерения — ± 10 , ± 5 , ± 2 , ± 1 В. Разрядность — 16 бит. Время преобразования — 40 мкс. Предел основной приведенной погрешности — $\pm 0,05\%$.	Измерение нормированных сигналов промышленных датчиков и аналоговой измерительной аппаратуры.
Модуль быстродействующего аналого-цифрового преобразователя	ADC32	Количество каналов — 16. Диапазон измерения — 0...5 В. Разрядность — 14 бит. Время преобразования — 400 нс (2,5 МГц). Объем буферной памяти — 2 килобайта. Предел основной приведенной погрешности — $\pm 0,05\%$.	Измерение широкополосных нормированных сигналов датчиков и аналоговой измерительной аппаратуры.
Модуль цифро-аналоговых преобразователей и ввода/вывода дис-	DA16/ DIO32	DA16 (ЦАП): Количество каналов — 16. Диапазон выходного напряжения ± 10 В. Разрядность — 16 бит. Время преобразования — 10 мкс. Погрешность преобразования — $\pm 0,05\%$. DIO32: Количество каналов дискретного ввода — 16.	Управление механизмами и двигателями.

кретных сигналов		Входное напряжение — 5, 12, 24 В. Входной ток — не более 5 мА. Количество каналов дискретного вывода — 16. Максимальное напряжение входного транзистора — 50 В.	
Модуль управления шаговыми двигателями	МУШД2	Количество каналов — 2. Количество фаз двигателя — 4. Напряжение питания двигателей — не более 40 В. Ток в фазу — не более 5 А. Частота вращения двигателя — 50 шагов в секунду. Прием сигналов от концевых выключателей. Возможность ручного управления. Индикация состояния двигателей.	Управление шаговыми двигателями ДШМ-16-8 и аналогичными.

Основные характеристики комплекса ИВК М2

Количество измерительных каналов: тензорезисторных преобразователей силы — тензовесов — до 40; тензорезисторных многоканальных преобразователей давления — до 1000; тензорезисторных и индуктивных датчиков динамических процессов — до 16; термометров сопротивления и термопар — минимум 16; датчиков с частотным выходом — минимум 8; фотоэлектронных импульсных датчиков перемещений — минимум 4; сельсин-датчиков перемещений — минимум 6.

Основная погрешность измерения сигналов: тензорезисторных преобразователей силы и многоканальных модулей давлений $\pm(0,01 \div 0,1)\%$; тензорезисторных и индуктивных датчиков динамических процессов $\pm(0,05 \div 0,5)\%$; датчиков температуры $\pm(0,025 \div 0,1)\%$; датчиков с частотным выходом $\pm 0,005\%$; фотоэлектронных датчиков перемещений ± 1 бит (шкала 21 бит); сдвига фаз сельсин-датчиков перемещений $\pm 1^\circ$.

Быстродействие сбора данных от 0,1 с (10 Гц) до $0,4 \cdot 10^{-6}$ с (2,5 МГц) (в зависимости от вида измерительного канала).

Количество каналов управления: дискретного вывода — минимум 16; дискретного ввода — минимум 16; аналогового вывода — минимум 16.

Комплекс ИВК М2 функционирует под управлением унифицированного программного обеспечения — УПК «ПОТОК», разработанного в ЦАГИ [3].

4. Информационно-измерительные и управляющие системы аэродинамических установок и испытательных стендов

На основе комплекса ИВК М2 разработаны, созданы и эксплуатируются ИИС и ИИУС в ряде аэродинамических установок и испытательных стендов.

ИИС аэродинамической трубы Т-128 ЦАГИ. Крупнейшая в Европе трансзвуковая аэродинамическая труба Т-128 с поперечным размером рабочей части $2,75 \times 2,75$ м моделирует условия полета в диапазоне скоростей $M = 0,15 \dots 1,7$.

Особенностью ИИС Т-128 является функциональная и территориальная распределенность на специализированные системы: измерения параметров потока, аэродинамических нагрузок, исследования полей давления, измерения пульсаций давления, управления механизмами АДТ, управления числом Маха и углом атаки α , контроля безопасности весовых испытаний моделей.

На базе оборудования комплекса ИВК М2 в Т-128 создана информационно-измерительная система ИИС/РД, обеспечивающая прецизионные измерения параметров потока и исследование распределения давления по модели и контуру АДТ [4].

ИИС/РД (рис. 4) обеспечивает прецизионные измерения полного давления — P_0 , давления в камере давления — $P_{КД}$ и давления в контрольных сечениях рабочей части — $P_{КС}$ с помощью виброчастотных датчиков БИД-2 (5 блоков). Измерение распределения давления (P_i) осуществляется с помощью многоканальных термостабилизированных модулей давления ММД24 (48 модулей). Измеряются также температура потока в форкамере ($T_{Ф}$), углы положения модели (α, β), температура ММД ($T_{ММД}$).

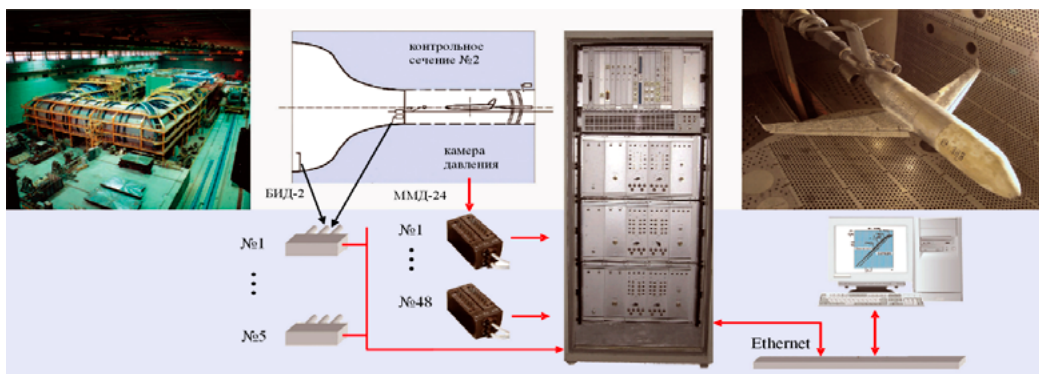
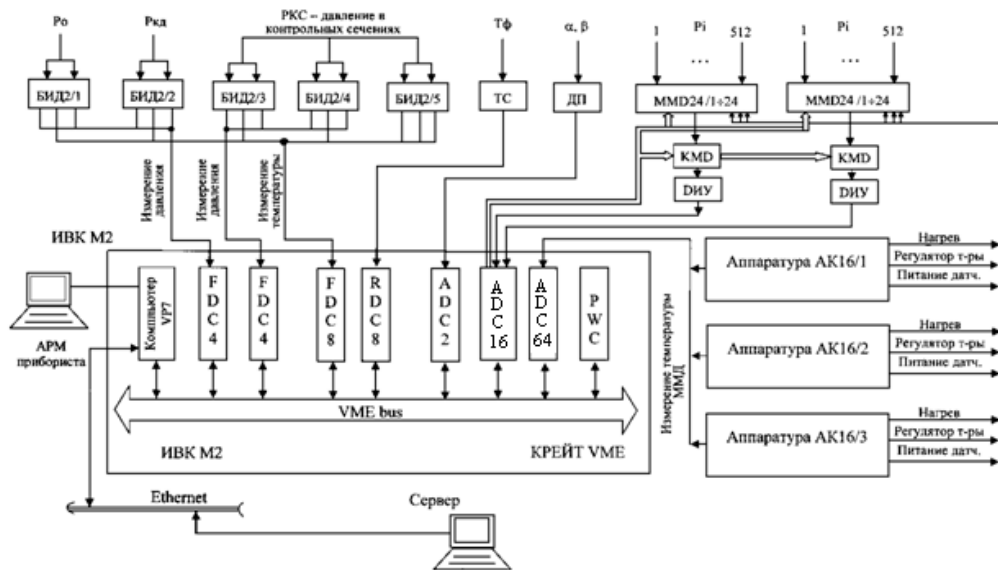


Рис. 4. ИИС/РД АДТ Т-128

В блоках БИД-2 частотные сигналы датчиков давления и датчиков температуры блоков измеряются модулями преобразователей частоты в код FDC4 и модулем с мезонином FDC8 с погрешностью $\pm 0,005\%$. С поправкой на температуру максимальная абсолютная погрешность измерения давления виброчастотным датчиком с диапазоном 14000 Па $\leq \pm 10$ Па ($\leq \pm 0,006\%$), датчиком с диапазоном $4 \cdot 10^5$ Па $\leq \pm 15$ Па ($\leq \pm 0,004\%$). Количество точек измерения давлений — 10, температуры блоков БИД2 — 5.

При исследовании полей давления модули ММД24 подключаются коммутаторами КМД к усилителям-нормализаторам сигналов ДИУ с дифференциальным входом и выходом. Коммутато-

ры КМД и усилители ДИУ размещаются в модели и камере давления в непосредственной близости от ММД24. Нормализованные сигналы датчиков давления измеряются аналого-цифровым преобразователем — модулем ADC16, осуществляющим также управление коммутаторами КМД и коммутаторами, расположенными в ММД24.

Модули ММД24 питаются и термостабилизируются с помощью трех блоков аппаратуры кондиционирования АК16/1/2/3. Аппаратура осуществляет питание модулей, их нагрев и поддержание установленной температуры с точностью $\pm 0,3^\circ\text{C}$. Температура модулей давления измеряется с помощью модуля ADC64 с целью контроля процесса термостабилизации модулей. Среднеквадратическая погрешность измерения давления в эксперименте $\leq \pm 50$ Па. Основная приведенная погрешность к диапазону $\pm 1 \cdot 10^5$ Па — $\pm 0,15\%$. Количество точек измерения полей давления на модели и по контуру АДТ более 1000. Диапазон измерения ММД24 $\pm 0,2 \cdot 10^5$ Па и $\pm 1 \cdot 10^5$ Па. Быстродействие сбора данных ≤ 10000 каналов в секунду.

Углы положения модели α , β измеряются потенциометрическими датчиками (ДП) с помощью двухканального усредняющего сигма-дельта аналого-цифрового преобразователя — модуля ADC2.

Температура потока T_Φ , а также в контуре АДТ измеряется модулем с мезонином RDC8.

ИИУС аэродинамической трубы Т-106. Трансзвуковая труба Т-106 с поперечным размером рабочей части диаметром 2,48 м моделирует условия полета в диапазоне скоростей $M=0,15 \div 1,1$.

ИИУС АДТ Т-106 построена на базе аппаратно-программного комплекса ИВК М2 и обеспечивает комплексную автоматизацию аэродинамического эксперимента [5]. ИИУС включает два комплекса (рис. 5): измерительно-вычислительный комплекс ИВК М2 и управляющий вычислительный комплекс с использованием оборудования VME фирмы VMIC (США).

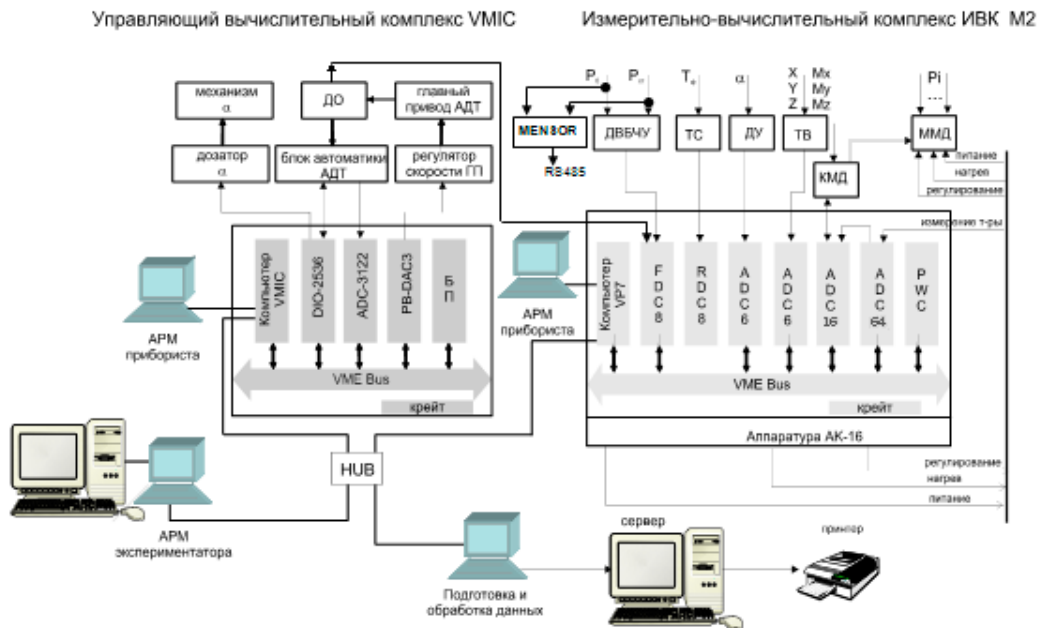


Рис. 5. ИИУС АДТ Т-106

Для весовых испытаний моделей в составе комплекса ИБК М2 используются шестиканальные тензометрические усредняющие сигма-дельта преобразователи — модули ADC6.

Измерение сигналов компонент тензочувствительных датчиков осуществляется одновременно и способствует уменьшению влияния нестационарности потока на точность определения аэродинамических нагрузок и коэффициентов.

Оценка точности измерений основных аэродинамических характеристик контрольной модели в весовом эксперименте при $M=0,8$ и углов атаки $\alpha = -2 \pm 20^\circ$ показала существенное повышение точности измерения сил и моментов.

При частоте отсчетов 10 Гц приведенная погрешность измерения сигналов тензочувствительных датчиков в диапазоне измерений ± 10 мВ не превышает 0,02% (погрешность тензометрической аппаратуры предыдущего поколения 0,1%).

Благодаря оснащению АДТ комплексом ИВК М2, а также новой ленточной подвеской модели со встроенной внутри электропроводной трассой и дренажными трубками, стало возможным проведение совместно двух видов эксперимента: весового и распределения давления.

Распределение давления по модели измеряется с помощью многоточечных модулей давления ММД24, расположенных в модели. Сигналы ММД24 коммутируются и нормализуются аппаратурой КМД, размещаемой в камере давления АДТ. Управление коммутацией и измерение нормализованных сигналов выполняются специализированным модулем аналого-цифрового преобразователя ADC16. Для обеспечения требуемой точности измерения давлений ММД24 термостабилизируются с помощью аппаратуры кондиционирования АК16. Температура модулей давления измеряется с помощью аналого-цифрового преобразователя — модуля ADC64.

Измерение аэродинамических сил и моментов в совмещенном эксперименте выполняется на электромеханических весах АВ-106 с тензодинамометрами. Полное P_0 и статическое P давления (параметры потока) измеряются с помощью прецизионных виброчастотных датчиков ДВБЧУ и модуля измерения частоты FDC8, а также с помощью датчиков MENSOR с цифровым выходом (RS485). В раздельном эксперименте распределение давления измеряется на модели, установленной на подфюзеляжной стойке, а при весовых измерениях — на ленточной подвеске. Угол атаки модели α измеряется внутримодельным датчиком углов ДУ на основе акселерометра А-17, с помощью модуля ADC6. Кроме того, обеспечена возможность измерения углов положения модели с помощью двухосевого датчика 2ADXL/203A на основе микромеханических акселерометров. Температура потока в форкамере T_Φ измеряется с помощью термометра сопротивления ТС и модуля с мезонином RDC8.

Как показывают результаты измерений, полученные в совмещенном эксперименте, аэродинамические характеристики $C_y(M, \alpha)$, $C_x(M, \alpha)$, $M_z(M, \alpha)$, $K(M, \alpha)$ и $\bar{C}_p(x, \alpha, M)$ практически совпадают с аналогичными зависимостями, но полученными в раздельном режиме испытаний.

Уменьшение продолжительности пуска АДТ путем сокращения времени выхода АДТ на заданный режим и сокращения времени поддержания режима достигается применением алгоритма управления АДТ, основанного на ее математической модели как объекта управления числом Маха. Точное соответствие математической модели реальной АДТ, полученной по экспериментальным результатам, позволило осуществлять управление без перерегулирования, что способствует быстрому и равномерному выходу на заданный режим по числу M .

Управление числом Маха осуществляется путем подачи управляющего напряжения от модуля цифро-аналогового преобразователя РВ — DAC3 на регулятор скорости главного привода (ГП). Управляющее воздействие рассчитывается на основании измеренного текущего значения числа M_T , частоты вращения n ГП и заданного значения числа M_3 . Частота вращения n измеряется с помощью датчика оборотов ДО, преобразователя частоты в напряжение и модуля аналого-цифрового преобразователя ADC-3122, а также непосредственно с помощью измерителя частоты — модуля FDC8. Значение M_T определяется по результатам измерения давлений P_0 и P .

Разработанные алгоритмы и программы управления числом Маха с корректирующими процедурами обеспечивают необходимые запасы устойчивости и качество регулирования.

Управление углом атаки модели α осуществляется путем задания дискретных сигналов на дозатор механизма α и принятия ответных дискретных сигналов о положении дозатора с помощью модуля ввода-вывода дискретных сигналов DIO-2536, а также на основании измеренного текущего значения α_T и заданного значения α_3 . Диагностика правильности работы аппаратных и программных средств системы управления α и M выполняется с помощью блока автоматики АДТ, который принимает от модуля ввода-вывода дискретных сигналов DIO-2536 меандр и сигнал «Готовность ЭВМ» и при их совпадении посылает ответный сигнал «Суммарная готовность». При отсутствии совпадения автоматика АДТ отключает компьютер от управления.

Экспериментальные исследования системы автоматизированного управления были проведены для типовых режимов работы АДТ: при постоянном значении числа Маха изменялся угол α ($\alpha=\text{var}$, $M=\text{const}$) и при постоянном угле α изменялось число Маха ($\alpha=\text{const}$, $M=\text{var}$). Установлено, что поддержание числа Маха обеспечивается во всем рабочем диапазоне с погрешностью $\pm 0,001 M$. Внедрение системы автоматизированного управления M и α позволило существенно (в $1,5\div 2$ раза) сократить время эксперимента.

Программа автоматизированного эксперимента заносится оператором в ЭВМ перед началом испытаний и, при наличии готовности всех устройств комплекса, разрешается проведение эксперимента. Выход на режим, сбор информации и переход на следующий режим испытаний осуществляется автоматически.

Данные эксперимента выдаются в графическом и табличном виде на экран монитора в темпе эксперимента.

ИИУС аэродинамических труб Т-102, Т-103. Аэродинамические трубы Т-102, Т-103 с поперечным размером $2,33 \text{ м} \times 4 \text{ м}$ моделируют условия полета при скоростях от 5 м/с до 55 м/с и от 5 м/с до 110 м/с соответственно.

Особенностью ИИУС АДТ Т-102, Т-103 является использование одного комплекта оборудования комплекса ИВК М2 для проведения различных видов испытаний одновременно в двух аэродинамических установках (рис. 6).

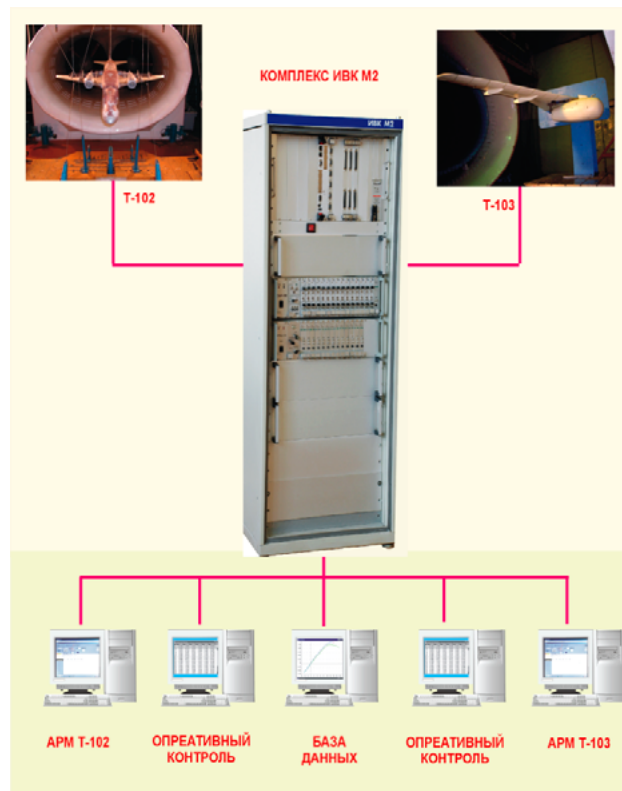
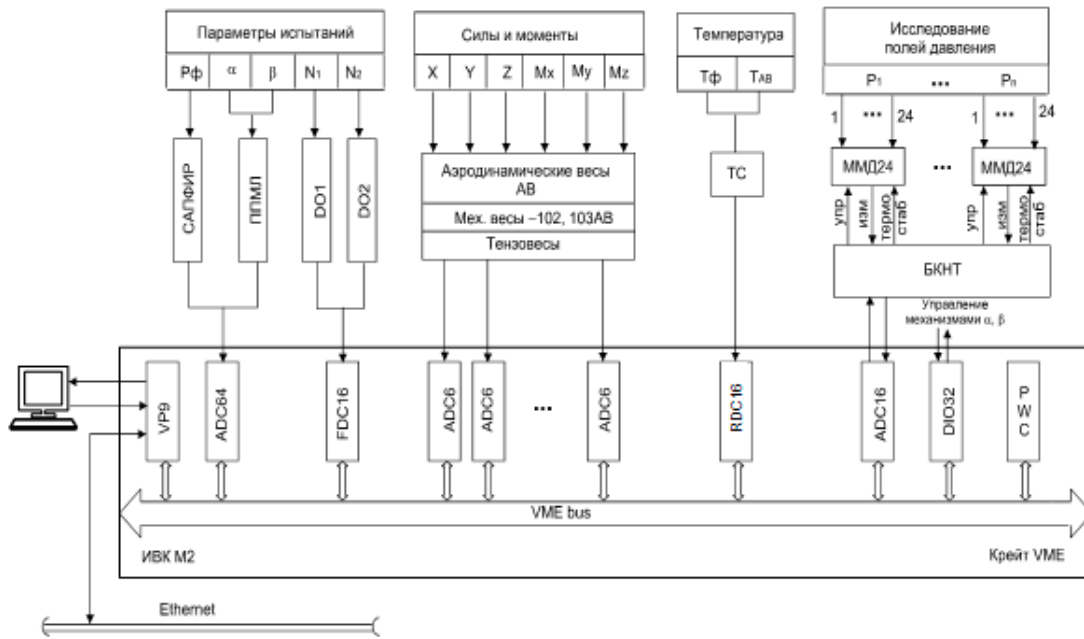


Рис. 6. ИИУС АДТ Т-102, Т-103

Измерение аэродинамических сил и моментов X, Y, Z, M_x, M_y, M_z (рис. 7) проводится на аэродинамических мехвесках с тензодинамометрами и на тензовесах с помощью тензометрических модулей ADC6. Для исследования полей давления на модели используются многоточечные модули давления ММД24, блок коммутации, нормализации и термостабилизации сигналов модулей

(БКНТ), модули VME ADC16, ADC64. Особенностью подсистемы измерения полей давления является применение в БКНТ непрерывных аналоговых регуляторов температуры ММД с меньшим уровнем помех. Модули ADC16 и ADC64 используются также для измерения параметров испытаний: давления в форкамере P_f с помощью датчиков САПФИР и углов положения модели α, β с помощью потенциометрических датчиков ППМЛ. При испытаниях моделей с вращающимися винтами измерения частоты вращения (чисел N_1 и N_2 оборотов) с помощью датчиков оборотов ДО1, ДО2 могут осуществляться модулем FDC16. Температура в форкамерах T_f и аэродинамических весов T_{AB} измеряются с помощью термометров сопротивления ТС и модуля с мезонином RDC8. Управление исполнительными механизмами установки углов α, β модели осуществляется в автоматическом режиме с использованием модуля ввода-вывода дискретных сигналов DIO32.

ИИС аэродинамической трубы Т-104. АДТ Т-104 с поперечным размером открытой рабочей части длиной 13 м моделирует условия полета при скоростях от 10 м/с до 120 м/с.

Экспериментальные исследования в Т-104 характеризуются разнообразием измерений и испытаний различных моделей летательных аппаратов, связанных, главным образом, с отработкой аэродинамики самолетных и вертолетных двигательных установок и их элементов.

Информационно-измерительная система АДТ Т-104 (рис. 7) обеспечивает измерения:

параметров потока (P_{of}, P_{atm}), температуры в форкамере T_{of} , углов положения модели (α, β), параметров атмосферы;

аэродинамических нагрузок (X, Y, Z, M_x, M_y, M_z) на моделях ЛА;

параметров винтового прибора ВП-107: тяговых усилий P_t , крутящих моментов M_k , оборотов двигателей N_1, N_2 , температуры потока за винтом T_{oi} , температуры подшипников и обмоток двигателей $T_{1п}^o, T_{2п}^o$, давления масла P_m в винтовом приборе.

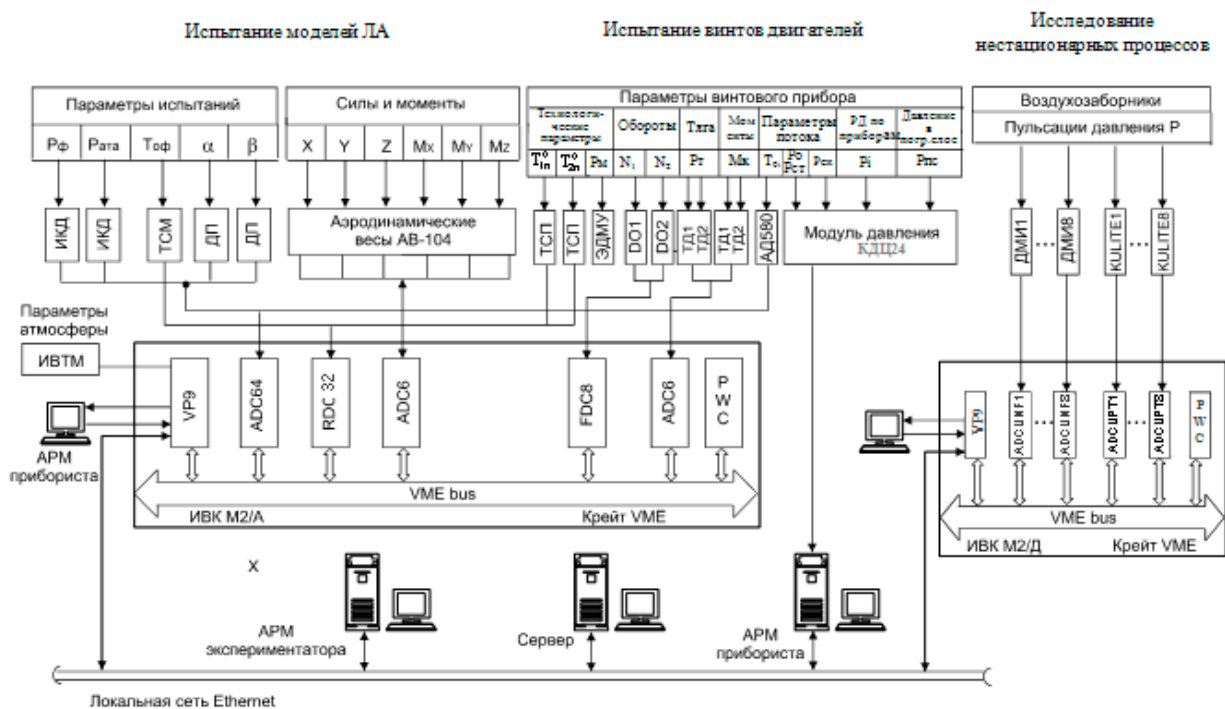


Рис. 7. ИИС АДТ -104

Измерение параметров потока $P_{0Ф}$ и $P_{АТМ}$ осуществляется датчиками давления типа ИКД, углов положения модели α , β — потенциометрическими датчиками ДП, температуры потока за винтом T_{01} — датчиками температуры АД590, давления масла в винтовом приборе P_m — датчиком ЭДМУ. Электрические сигналы этих датчиков преобразуются в цифровой код модулем ADC64.

Измерение аэродинамических сил и моментов X , Y , Z , M_x , M_y , M_z осуществляется с помощью аэродинамических весов АВ-104 с тензодинамометрами, тяговых усилий P_T и крутящих моментов M_K двигателей винтового прибора с помощью тензодинамометров ТД1, ТД2. Электрические сигналы тензодинамометров преобразуются в цифровой код тензометрическими модулями ADC6.

Обороты двигателей N_1 и N_2 винтового прибора измеряются с помощью импульсных датчиков оборотов ДО1, ДО2 и преобразуются в цифровой код модулем с мезонинном измерителя частоты FDC8.

Температура в форкамере $T_{0Ф}$, а также подшипников и обмоток двигателей винтового прибора $T_{1п}^o$, $T_{2п}^o$ измеряются с помощью термометров сопротивления ТСМ и ТСП и модуля RDC32.

Давления в потоке винтового прибора: полное (P_0) и статическое ($P_{ст}$) за винтом, в пограничном слое ($P_{пс}$), скаса потока ($P_{ск}$) за винтом (с помощью гребенок с приемниками давления), а также распределение давления на поверхности винтового прибора измеряются цифровыми электронными модулями давления КДЦ24, установленными в корпусе прибора и объединенными локальной сетью RS485 [6], с выходом на персональный компьютер или компьютер VP9 комплекса ИВК М2/А.

Параметры атмосферы (давление P_a , температура T_a , влажность ψ) измеряются прибором ИВТМ-7М5 с интерфейсом RS232.

Измерение указанных параметров обеспечивается с погрешностью $\pm(0,05\div 0,15)\%$.

При исследовании пульсаций давления (P_i) при испытаниях воздухозаборников с помощью индуктивных (ДМИ) и пьезоэлектрических (KULITE) датчиков давления разработан комплекс ИВК М2/Д на основе цифровых тензометрических модулей на несущей частоте ADC UNF и на постоянном токе ADC UPT [2].

ИИУС аэродинамической трубы Т-5 Научно-исследовательского Московского комплекса ФГУП «ЦАГИ». Аэродинамическая труба Т-5 с поперечным размером рабочей части диаметром 2,2 м моделирует условия полета в диапазоне скоростей $0\div 55$ м/с.

Комплекс ИВК М2 призван обеспечивать на качественно новом уровне широкий круг экспериментальных исследований различных моделей: летательных аппаратов, морских судов, подводных лодок, вентиляторных установок, разнообразных производственных объектов. Особенностью ИИУС АДТ Т-5 является измерение аэродинамических нагрузок X , Y , Z , M_x , M_y , M_z , полного давления P_0 и углов положения модели α , β с помощью прецизионных электромеханических рейтерных измерительных весовых элементов с сельсин-датчиками перемещений (рис. 8).

Сдвиги фаз сельсин-датчиков измеряются с помощью многоканальных модулей фазометров РНДС12. Сельсин-датчики совместно с модулями РНДС12 используются также для измерения перемещений координатников при исследовании полей давления и перемещений экрана, имитирующего влияние «земли». Перемещение координатников осуществляется шаговыми электродвигателями, экрана — электродвигателями постоянного тока. Для автоматизации управления электродвигателями, в том числе механизмов α и β , предусмотрены соответствующие модули управления шаговыми двигателями МУЩД2 и модуль с мезонинами цифро-аналоговых преобразователей и ввода-вывода дискретных сигналов DAC16/DIO32.

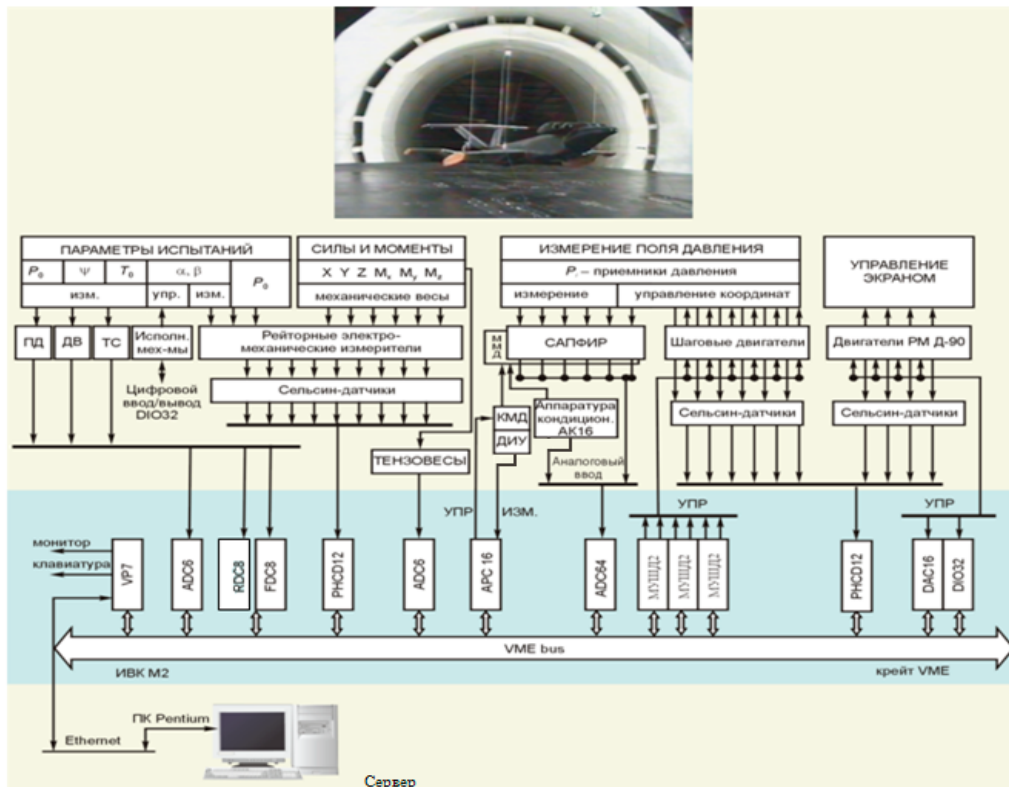


Рис. 8. ИИУС АДТ Т-5

Для измерения аэродинамических нагрузок с помощью тензовесов предусмотрен модуль ADC6. Для исследования полей давления с помощью датчиков САПФИР и многоканальных модулей давления ММД предусмотрена соответствующая аппаратура КМД, ДИУ, АК16 и модули ADC16 и ADC64. Для измерения атмосферного давления P_a , влажности ψ и температуры T_a соответствующими датчиками давления ПД, влажности ДВ и температуры ТС предусмотрены модуль ADC6 и модуль с мезонинами преобразователей RDC8 и FDC8.

ИИУС сверхзвуковых АДТ Т-112, Т-113, Т-116. Обеспечивают испытание моделей авиационной и ракетно-космической техники (в диапазоне чисел M до 1,8; 6,0 и 10,0 соответственно). Системы созданы на основе импортного оборудования в стандарте VME и оборудования комплекса ИВК М2. В частности, для измерения аэродинамических нагрузок с помощью тензовесов используются прецизионные тензометрические модули ADC6.

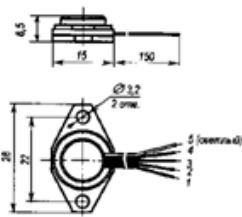
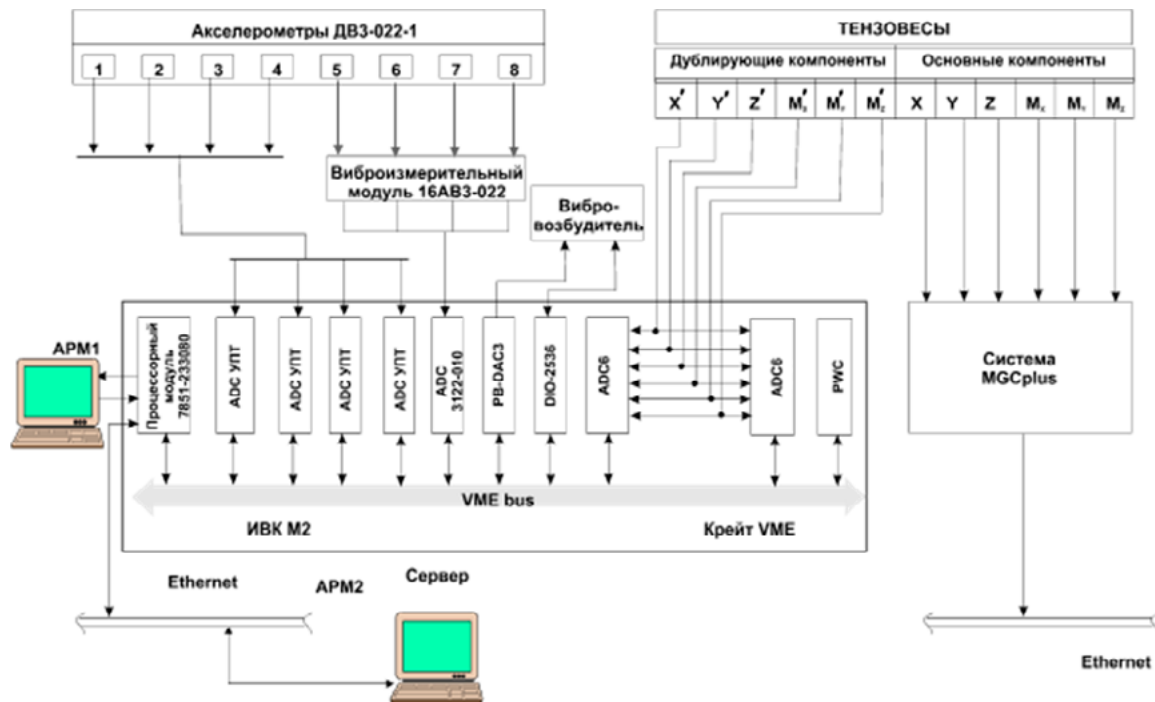
ИИС контроля безопасности весовых испытаний моделей в АДТ. Система контроля безопасности весовых испытаний моделей ИИС/БМ осуществляет контроль способом, основанным на информации о статических и динамических нагрузках, получаемых одновременно непосредственно с тензовесов, а также информации о динамических нагрузках, получаемых с помощью акселерометров, установленных на модель.

Контроль только по динамической информации от акселерометров не учитывает влияния реальных статических нагрузок на тензовесы и не гарантирует полной безопасности испытаний моделей, а, следовательно, и компрессора АДТ. Однако он необходим при наладке гасителей колебаний, устанавливаемых в модель непосредственно в рабочей части АДТ.

Для надежного контроля безопасности испытаний моделей необходим учет как динамических, так и статических нагрузок непосредственно с тензовесов [7].

Система безопасности весовых испытаний моделей (рис. 9) включает:

- Крейт аппаратуры VME с процессорным модулем VMIC 7851-233080 и блоком питания крейта PWC фирмы FANUC (США).
- Аппаратуру контроля безопасности испытаний моделей одновременно по динамической и статической нагрузкам на тензovesы в составе двух модулей аналого-цифровых тензометрических преобразователей ADC6/1 и ADC6/2, измеряющих сигналы дублирующих компонентов тензovesов.
- Аппаратуру контроля безопасности испытаний моделей с помощью акселерометров в составе:
 - акселерометры ДВЗ-022-1 (ОАО ИР ЛИИ);
 - широкополосные аналого-цифровые тензометрические модули ADC UPT сигналов акселерометров;
 - дублирующий виброизмерительный модуль 16AB3-022 с аналоговым выходным сигналом (ОАО ИР ЛИИ);
 - модуль многоканального аналого-цифрового преобразователя ADC 3122-000 фирмы FANUC (США);
 - модули ввода-вывода дискретных сигналов DIO-2536 (фирмы FANUC, США) и цифро-аналогового преобразователя PB-DAC3 (фирмы Kontron, США) для управления вибро-возбудителем при наладке гасителей колебаний модели непосредственно в рабочей части АДТ.



Акселерометр ДВ-022-1



ADC УПТ



тензовесы

ADC6

Рис. 9. ИИС контроля безопасности весовых испытаний моделей

Аппаратура контроля безопасности одновременно по динамической и статической нагрузкам на тензовесы базируется на двух шестиканальных модулях ADC6 с программируемой частотой режекции ФНЧ. Тензомосты дублирующих компонентов тензовесов ($X', Y', Z', M'_x, M'_y, M'_z$) одновременно подключаются к двум измерительным каналам модулей ADC6/1 и ADC6/2.

Измерительные каналы модуля ADC6/1 программируются на частоту режекции ФНЧ 2 Гц и измеряют усредненные аэродинамические нагрузки. Модуль ADC6/2 программируется на частоту режекции ФНЧ 100 Гц и выше и измеряет мгновенные значения аэродинамических нагрузок.

Акселерометры ДВЗ-022-1 используются совместно с тензометрическими модулями ADC UPT или с виброизмерительным модулем 16AV3-022, аналоговые выходные сигналы которого преобразуются в код аналого-цифровым преобразователем ADC 3122-000. Тензометрические модули ADC UPT обеспечивают повышенную чувствительность, помехоустойчивость, улучшение шумовых характеристик и точности измерительных каналов с акселерометрами ДВЗ-022-1.

Исследования подтвердили возможность одновременной регистрации динамических и усредненных сигналов тензовесов с помощью модулей ADC6 без потери точности измерений. Это поз-

воляет осуществлять контроль безопасности весовых испытаний моделей одновременно по динамической и статической нагрузкам тензосенсоров.

Погрешности измерения сигналов: акселерометров — $\leq \pm 0,5\%$, тензосенсоров: средних значений при частоте режекции ФНЧ 2 Гц — 0,01...0,02%, динамических составляющих при частоте режекции ФНЧ 100 Гц — 0,05%.

ИИУС стенда для определений центра масс и моментов инерции изделий авиационной и ракетно-космической техники

Задача управления скоростным движением тела требует для своего решения знания параметров центровки и тензора инерции тела.

В ФГУП «ЦАГИ» по техническому заданию ФГУП «ЦНИИ «Комета» для определения центра масс и тензора инерции космических аппаратов разработан специальный испытательный стенд [8].

В основе определения центра масс (ЦМ) лежат измерения сил реакции измерительной платформы стенда с установленным изделием при помощи тензодинамометров. Горизонтальные координаты центра масс (y_0, z_0) определяются по разности реакции двух пар тензодинамометров и известным геометрическим характеристикам измерительной платформы. Для определения вертикальной координаты ЦМ (x_0) изделие поворачивается на углы $+\Delta\varphi_1$ и $-\Delta\varphi_2$ вокруг горизонтальной оси (Y) и измеряется разность сил реакции тензодинамометров.

Метод измерения тензора инерции основан на определении инерционных моментов и угловых ускорений по результатам измерений колебательных движений измерительной платформы стенда относительно координатных осей X, Y, Z.

Инерционные моменты M_x, M_y, M_z и угловые ускорения $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ определяются по результатам измерения углов отклонения $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ измерительной платформы с помощью фотоэлектронных датчиков угловых перемещений ЛИР (158-1-Н-270000-05-ПИ-5-10) и сил реакций трех пар тензодинамометров поочередно относительно координатных осей.

Для управления стендом и измерения массово-инерционных характеристик космических аппаратов создана информационно-измерительная и управляющая система ИИУС/МИХ, базирующаяся на оборудовании комплекса ИВК М2 [9].

Система содержит крейт аппаратуры VME с блоком питания (БП), встроенный компьютер (VP9), измерительные и управляющие модули (ADC6, ENC4, DO8), а также блок управления электродвигателями стенда (БУД) с пультом ручного управления (ПУ) (рис. 10).

Для измерения статических и динамических сигналов тензодинамометров используется тензометрический модуль ADC6.

Как отмечалось, погрешность измерительных каналов модуля ADC6 зависит от выбранной частоты режекции цифрового фильтра (частоты отсчетов). При измерении веса и определении центра масс изделия использовалась частота отсчетов от 2 Гц до 10 Гц, при которой погрешность измерения сигналов тензодинамометров в диапазоне ± 10 мВ не превышает $\pm 0,01\%$.

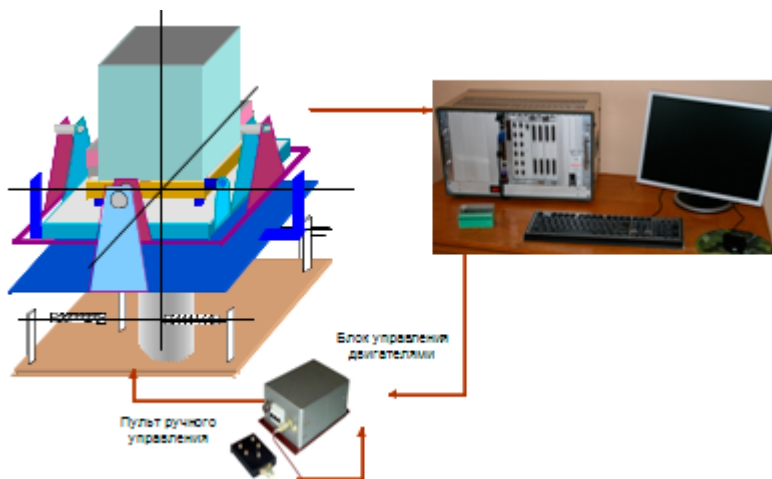
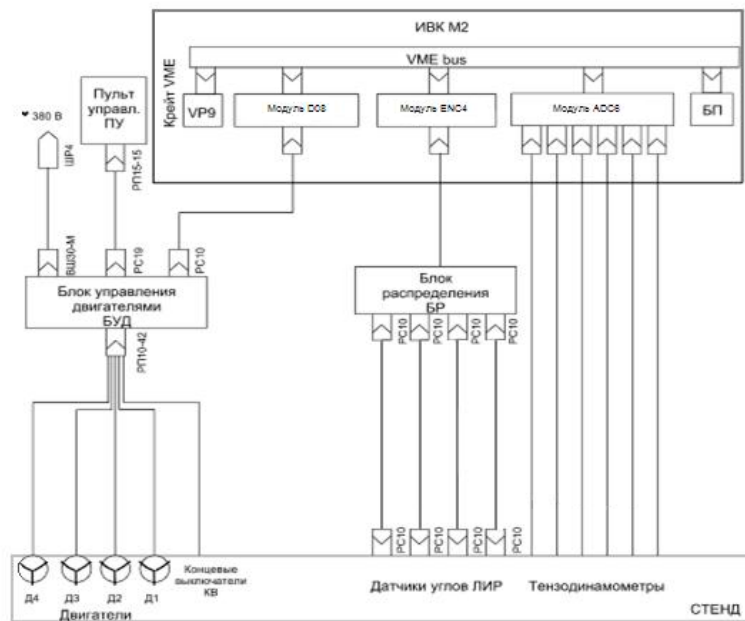


Рис. 10. ИИУС стенда для измерения центра масс и тензора инерции космического аппарата

Возбуждение колебаний измерительной платформы стенда с изделием относительно координатных осей осуществляется с помощью 3-х фазных электродвигателей с кулачковыми механизмами. Колебания возникают после отклонения платформы на заданный угол относительно одной из осей координат и схода платформы с кулачка. Управление двигателями осуществляется программно от компьютера с помощью силового блока управления БУД или от ручного пульта.

Измерение угловых отклонений и колебаний измерительной платформы стенда осуществляется с помощью фотоэлектронных датчиков ЛИР и модуля ENC4 (ENCODER). Число импульсов, поступающих от датчиков ЛИР за оборот, равно 1080000, число разрядов реверсивного счетчика 21, дискретность отсчета 1,2" (угловых секунд), погрешность измерения $\leq 1,5''$.

Для измерения низкочастотных динамических сигналов тензодинамометров, возникающих при колебаниях измерительной платформы, частота отсчетов модуля ADC6 устанавливается равной 40 Гц. При этом несколько увеличивается погрешность измерения из-за ухудшения шумовых характеристик модуля. Для повышения точности измерений динамических сигналов применяется постфильтрация данных программным фильтром Баттерворта.

Основные характеристики стенда: диапазон измерения массы — от 800 кг до 1500 кг; погрешность определения массы, не более ± 500 г; погрешность определения координат центра масс по каждой из осей X, Y, Z, не более $\pm 2,5$ мм; диапазон измерения моментов инерции — от 300 кг/м² до 3000 кг/м²; погрешность определения моментов инерции (в % к диапазону), не более $\pm 3\%$.

5. Измерительные преобразователи и аппаратура, встраиваемые в объект испытаний

Совершенствование ИИС и ИИУС для экспериментальной аэродинамики развивается в направлении создания встраиваемых в объект испытаний измерительных преобразователей и аппаратуры.

Стратегические цели создания встраиваемых систем:

- Повышение точности измерения за счет существенного сокращения измерительных трасс.
- Интеллектуализация и миниатюризация измерительных преобразователей и аппаратуры за счет применения микропроцессорной и микроконвертерной техники.
- Повышение эксплуатационной надежности и упрощение обслуживания систем.
- Снижение стоимости оборудования.

5.1. Микроконвертерная тензометрическая аппаратура

Построение тензометрической аппаратуры с применением микроконвертеров позволяет повысить разрешающую способность, точность и быстродействие измерений, расширить функциональные возможности и уменьшить габариты измерительной аппаратуры. Это обусловлено совмещением измерительных, управляющих и вычислительных функций в одном чипе микроконвертера. Как следствие, открывается возможность создания тензометрической аппаратуры, встраиваемой в объект испытаний. При этом существенно сокращается длина и число кабельных линий связи аппаратуры с датчиками и компьютером пользователя, в значительной степени определяющие метрологические и эксплуатационные характеристики тензометрических систем.

Разработан микроконвертерный тензометрический модуль (МКТМ) и на его основе многоканальная тензометрическая аппаратура (МКТА) и распределенная тензометрическая система (МКТС). Модуль МКТМ обеспечивает измерение сигналов тензорезисторных мостовых датчиков и термометров сопротивления для измерения температуры (преобразователей, конструкций, окружающей среды) [10].

Многоканальная тензометрическая аппаратура МКТА на основе микроконвертеров, в частности для измерения сигналов тензовесов, содержит (рис. 11) шесть измерительных плат, выполненных по схеме МКТА, и объединительную плату с общим интерфейсом RS485 и источником питания ± 15 В на основе преобразователя с гальваническим разделением DC/DC. Конструктивно аппаратура МКТА6 выполнена в едином корпусе.

Для применения в составе механических аэродинамических весов с тензодинамометрами и испытательных стендов из МКТМ формируется распределенная тензометрическая система МКТС. Группа МКТМ объединяется в систему посредством параллельного соединения выходов интерфейсов RS485 по полудуплексной схеме (рис 12).

Программное обеспечение микроконвертерной тензометрической аппаратуры включает программы конфигурирования режимов работы МКТМ, сбора данных с датчиков и обмена данными микроконвертеров с компьютером пользователя.

В таблицах 2, 3 приведены протоколы калибровки измерительных каналов микроконвертерного модуля. В табл. 2 — тензометрического канала в диапазоне $-10...0...+10$ мВ при частоте режекции ФНЧ 5 Гц с помощью тензокалибратора К148 фирмы НВМ (Германия), имеющего класс точности 0,01 при питании постоянным напряжением; в табл. 3 — термометрического канала в диапазоне 100...140 Ом ($0...100^{\circ}\text{C}$) с помощью меры электрического сопротивления Р3026/2 (класс точности 0,02). Условия калибровки: температура окружающего воздуха $23,2^{\circ}\text{C}$; относительная влажность воздуха 48%; атмосферное давление 99,5 кПа.

Таблица 2. Протокол калибровки тензометрического канала микроконвертерного модуля МКТМ ($-10...0...+10$ мВ)

Значение входного сигнала, мВ	Измеренное значение входного сигнала, мВ	Измеренное значение входного сигнала с вычетом нуля, мВ	Абсолютная погрешность, мВ	Приведенная погрешность, %
9	8,997897	8,99991	0,00009	0,0009
6	5,997765	5,999778	0,000222	0,00222
3	2,998084	3,000097	0,000097	0,00097
0	-0,002013	0	-	-
-3	-3,002047	-3,000034	0,000034	0,00034
-6	-6,001791	-5,999778	0,000222	0,00222
-9	-9,001915	-8,999902	0,000098	0,00098

Таблица 3. Протокол калибровки термометрического канала микроконвертерного модуля МКТМ (100...140 Ом)

Значение входного сигнала, Ом	Измеренное значение входного сигнала, Ом	Абсолютная погрешность, Ом	Приведенная погрешность, %
100,00	99,995611	0,005	0,0125
103,96	103,954994	0,006	0,015
107,91	107,902805	0,008	0,02
111,85	111,839303	0,011	0,0275
115,78	115,766464	0,014	0,035
119,70	119,684496	0,016	0,04
123,60	123,585468	0,015	0,0373
123,60	123,585468	0,015	0,0375
127,49	127,474680	0,016	0,04
131,37	131,351120	0,019	0,0475
135,24	135,222732	0,018	0,045

Основные технические характеристики микроконвертерной тензометрической аппаратуры: напряжение питания: тензорезисторных мостовых датчиков, В – 5, 10; терморезисторных датчиков, мкА – 200; разрядность преобразования, бит – 24; частота сбора данных (эквивалентная частоте режекции ФНЧ), Гц – 5...100; основная приведенная погрешность измерения, %: тензомет-

рического канала (в зависимости от частоты отсчетов в диапазоне ± 10 мВ с учетом вычета «нуля») – $\pm 0,0025 \dots \pm 0,05$; терморезисторного канала (в диапазоне 100...140 Ом) – $\pm 0,05$; габаритные размеры, мм: МКТМ – 117×60×35; МКТА6 – 150×150×40.

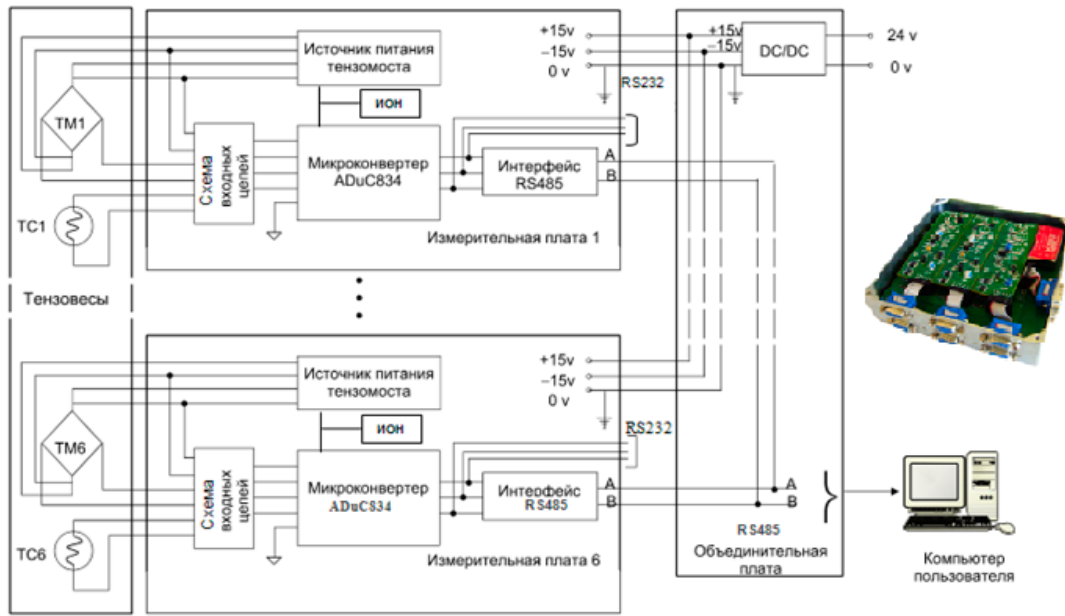


Рис. 11. Структурно-функциональная схема микроконвертерной тензометрической аппаратуры МКТА6

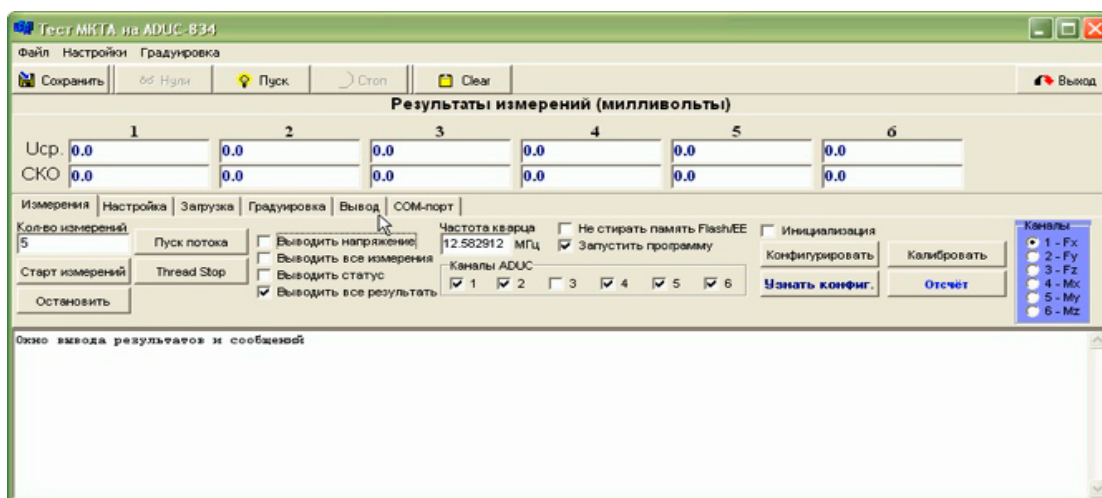
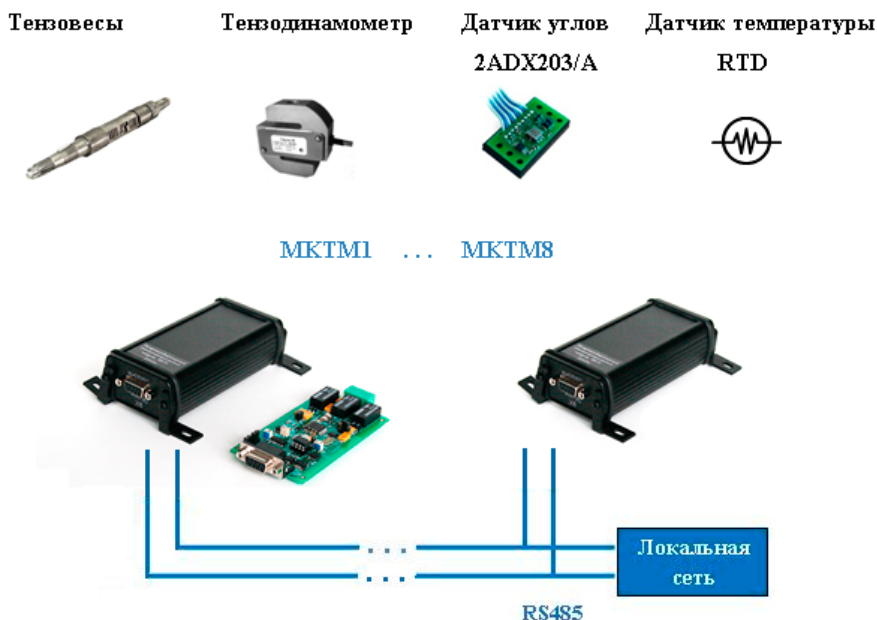


Рис. 12. Распределенная микроконвертерная тензометрическая система MKTC (вверху) и программное окно конфигурирования режимов работы MKTM, сбора и вывода результатов измерений (внизу)

5.2. Многоканальные модули давления

Для исследования полей давления на моделях разработаны многоканальные модули давления (ММД) нового поколения, встраиваемые в модель.

В ММД используются полупроводниковые чувствительные элементы давления (ЧЭД), изготовленные по интегральной технологии на общей подложке. Для уменьшения температурной погрешности модуль давления термостабилизируется или применяется алгоритмическая коррекция температурной погрешности, основанная на точных градуировках датчиков давления ММД в ра-

бочем диапазоне температур и построении математической модели, с помощью которой вычисляются точные значения давлений во всех предполагаемых диапазонах изменения температуры.

Совместно с ЦАГИ в ООО «Драйвер» (г. Саранск) разработан и создан термостабилизированный малогабаритный модуль давления ММД32 на основе преобразователей давления многоканальных ПДМ Inser 1800/32 [11].

Модуль ММД32 содержит (рис. 13) плату предварительной настройки ЧЭД (PPN), мультиплексор (MUX), схему управления, измерительный усилитель с дифференциальным выходом (IA), высокостабильный источник опорного напряжения (ИОН) для питания ЧЭД, источник питания модуля. Мультиплексор управляется параллельным пятиразрядным двоичным кодом (A₀–A₄).

Встроенный термостабилизатор поддерживает постоянную температуру чувствительных элементов и корпуса ММД на уровне 60±70°С (температура устанавливается в зависимости от применения ММД).

Термостабилизатор состоит из интегрального термодатчика (ВК) с нормированной долговременной стабильностью, схемы управления (П-регулятор) и распределяемого по поверхности корпуса ММД теплопроводящей рампы управляемого нагревательного элемента.

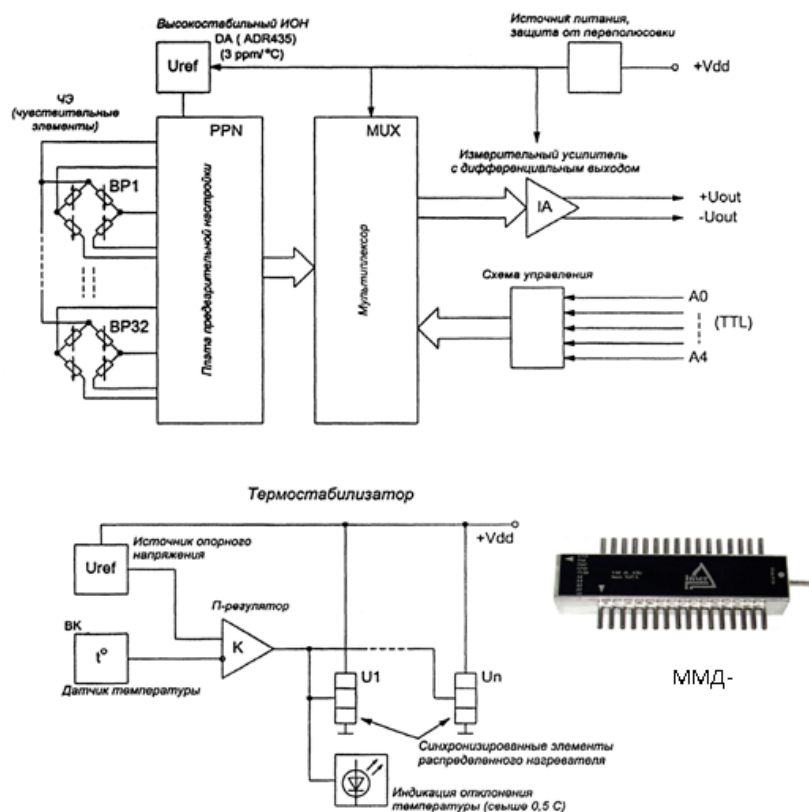


Рис. 13. Структурная схема и внешний вид модуля ММД32

Значения погрешностей измерительных каналов ММД32 при контрольных нагрузениях показаны на рис. 14.

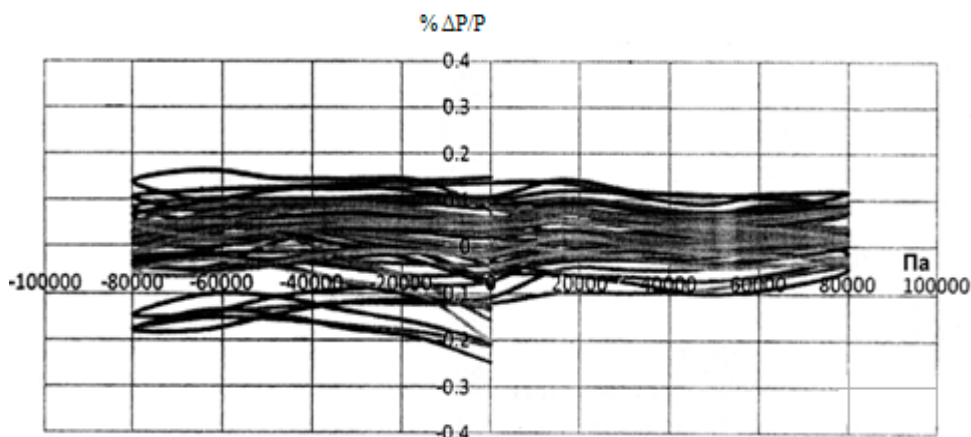


Рис. 14. Значения погрешностей измерительных каналов термостабилизированного модуля ММД-32 при контрольных нагрузениях на стенде СГД-4

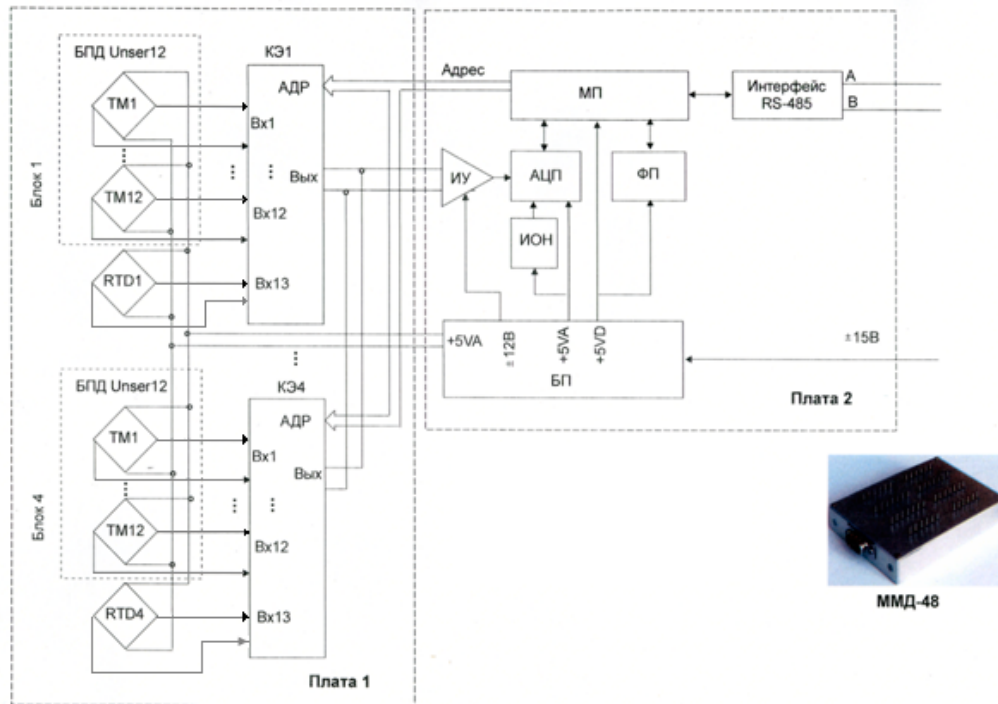
Основные характеристики модуля ММД32: число каналов измерения — 32, диапазон измеряемых давлений $-100\dots+150$ кПа, напряжение питания $7\dots14$ В, выходной сигнал $\pm 2,5$ В, основная приведенная погрешность измерения (аппроксимация полиномом третьей степени) $\leq 0,15\%$, рабочий диапазон температур $-5^\circ\dots+50^\circ\text{C}$, габаритные размеры (без штуцеров) $53\times12\times9$ мм, объем на канал $0,17$ см³/кан, вес 18 кг.

Для повышения точности измерений и эксплуатационной надежности многоканальной системы измерения давлений разработаны цифровые многоканальные модули давления. В одной конструкции цифрового ММД объединяются чувствительные элементы давления, электронный коммутатор, измерительный усилитель, АЦП и микропроцессор. Использование высокопроизводительного микропроцессора решает задачу алгоритмической компенсации температурной погрешности внутри модуля. Объединение цифровых модулей в систему выполняется созданием локальной компьютерной сети RS485 или Ethernet.

Многоканальный цифровой модуль давления ММД48 разработан на основе блоков чувствительных элементов давления БПД «Inser-12» (ООО «Драйвер»).

Модуль (рис. 15) содержит четыре 12-канальных блока БПД «Inser-12», мостовые схемы с терморезисторами RTD1...RTD4, электронные 16-канальные дифференциальные коммутаторы сигналов КЭ1...КЭ4 преобразователей давления, измерительный инструментальный усилитель ИУ, 16-разрядный аналого-цифровой преобразователь АЦП, источник опорного напряжения ИОН, 16-разрядный микропроцессор МП, накопительную флэш-память ФП на 8 Мбайт, драйвер интерфейса RS485, блок питания БП.

Управление работой модуля осуществляется микропроцессором МП в соответствии с загруженной в него программой. Программное обеспечение модуля позволяет дистанционно настраивать режимы работы модуля: задания списка опрашиваемых каналов, скорости опроса каналов, алгоритма предварительной обработки и усреднения данных, режима записи данных в буферную память, алгоритма компенсации температурной погрешности, алгоритма и протокола передачи данных во внешний компьютер.

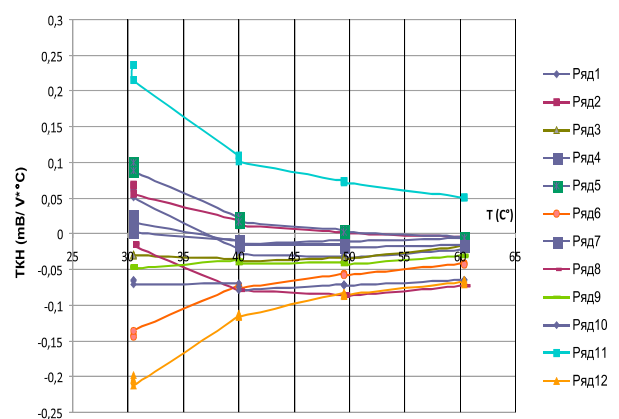
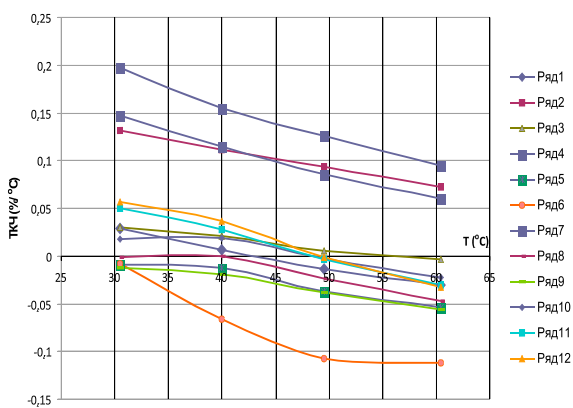


ТМ — тензомосты датчиков давления
 БПД — блок преобразователей давления
 КЭ — электронный коммутатор каналов

МП — микропроцессор
 ФП — флэш-память
 БП — блок питания

Рис. 15. Структурно-функциональная схема и внешний вид цифрового модуля давления ММД48

Значения температурных погрешностей БПД «Inser-12» показаны на рис. 16.



Температурный коэффициент чувствительности
 ТКЧ БПД «Inser-12»

Температурный коэффициент нуля
 ТКН БПД «Inser-12»

Рис. 16. Значения температурных погрешностей БПД «Inser-12»

Основные характеристики модуля ММД48: число каналов измерения — 48, номинальное давление — $\pm(0,2...1,0 \cdot 10^5)$ Па, входное и выходное сопротивление тензомоста — 9000 ± 100 Ом, напряжение питания — 5 В, выходной аналоговый сигнал датчиков — 80...100 мВ, основная погрешность (аппроксимация полиномом третьей степени) — 0,1%, гистерезис — 0,1%, температурный коэффициент начального небаланса тензомоста (ТКН) — 0,03%/°С, температурный коэффициент чувствительности (ТКЧ) — 0,04%/°С, габаритные размеры — 88×70×18 мм, масса — 0,2 кг, рабочий диапазон температур +5...+50°С.

На основе модуля ММД32 с аналоговым выходом разработан модуль с цифровым выходом ММД32/Ц. В модуле используется многоканальный преобразователь давления ПДМ серии Inser 1804/32 со схемой оцифровки, микропроцессором и выходным интерфейсом RS485.

На рис. 17 показан уровень приведенной погрешности измерительных каналов в диапазоне давлений ± 80 кПа, который не превышает 0,1% при температуре термостабилизации 60°С.

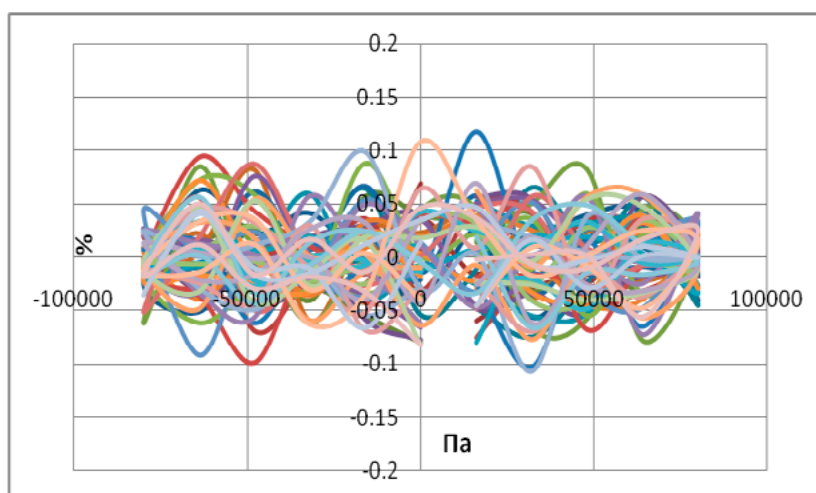


Рис. 17. Приведенная погрешность каналов ПДМ Inser 1804/32 в диапазоне ± 80 кПа

5.3. Микроконвертерная измерительная аппаратура для ММД

Значительная длина кабельных линий связи ММД с измерительной аппаратурой в магистрально-модульной системе приводит к дополнительной погрешности от влияния электрических помех, изменения параметров соединительных кабелей, снижению быстродействия сбора данных. Возможность создания встраиваемой в модель измерительно-управляющей аппаратуры базируется на использовании микропроцессоров и микроконвертеров.

Разработана микроконвертерная измерительная аппаратура МКТА/14 для управления и сбора данных с ММД24 (рис 18), включающая узел коммутации, нормализации и аналого-цифрового преобразования сигналов ММД и узел микроконвертера. Первый узел содержит 16-канальный коммутатор сигналов модулей давления (КМ), измерительный усилитель (ИУ) с дифференциальным входом и выходом, аналого-цифровой 16-разрядный АЦП, источник опорного напряжения (ИОН), схему измерения температуры ММД. Последняя содержит коммутатор терморезисторов (КТ) модулей, буферные операционные усилители (ОУ1...ОУ8) и регистры управления коммутаторами КД (в модулях), КМ и КТ. Второй узел включает микроконвертер ADuC832, внешнюю память, регистр управления внешней памятью, драйверы интерфейсов RS485 и RS232.

По интерфейсу RS485 из компьютера пользователя в микроконвертер помещается программа сбора и регистрации данных ММД и передаются команды управления аппаратурой для получения результатов измерений. По программе, помещенной в микроконвертер, вначале с помощью КД во всех ММД выбираются одноименные датчики давления, затем последовательно опрашиваются их сигналы с помощью коммутатора КМ. Измерение напряжения питания датчиков давления ММД и «нулей» аппаратуры осуществляется аналогично по 15 и 16 каналам КМ. После многократного измерения сигналов датчиков давления опрашиваются сигналы датчиков температуры ММД с помощью коммутатора КТ и 12-разрядного АЦП, встроенного в микроконвертер. Опрос осуществляется в два такта (8 и 6 датчиков в цикле). Измерительная информация заносится во внешнюю память микроконвертера или непосредственно в компьютер пользователя.

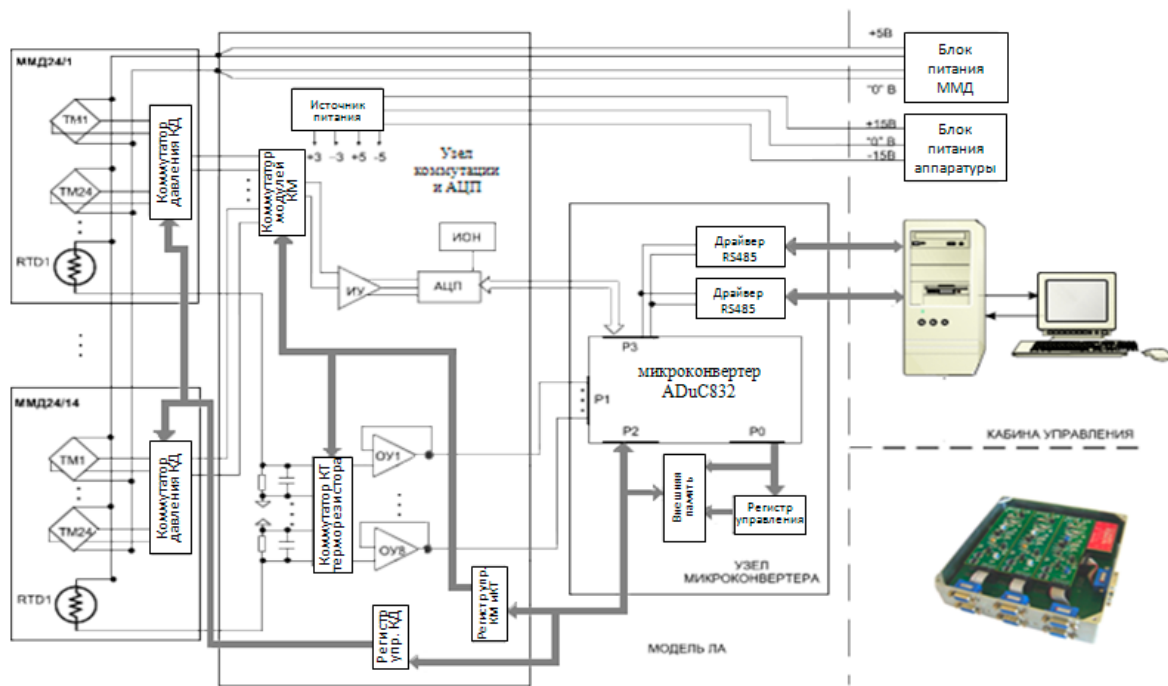


Рис. 18. Структурная схема и внешний вид микропроцессорной аппаратуры МКТА/14 для измерения сигналов ММД24

Возможность проведения одновременных измерений несколькими комплектами микропроцессорной аппаратуры, рассредоточенной по объекту исследований, обеспечивается соответствующей адресацией в локальной полудуплексной сети RS485, а именно: использованием индивидуальных, групповых и широковещательных адресов. Задание адресов выполняется программным доступом к микроконвертерам через сеть на этапе конфигурирования сети и измерительной системы.

Основные характеристики микроконвертерной аппаратуры МКТА/14: количество подключаемых ММД — 14; количество точек измерения давления: 236 с ММД24 (448 с ММД32); диапазоны измерения: сигналов датчиков давления ММД — $0...±2,5$ В, сигналов датчиков температуры — $0...5$ В; питание ММД — 5 В (ММД24), 10 В (ММД32); разрядность АЦП сигналов датчиков давления — 16 бит; разрядность АЦП сигналов датчиков температуры — 12 бит; интерфейс связи с компьютером — RS485; погрешность измерения сигналов датчиков давления ММД — $±0,05\%$, сигналов датчиков температуры ММД — $±0,1\%$; габаритные размеры: $150×150×40$ мм.

Для управления и сбора данных с перспективных малогабаритных термостабилизированных модулей давления ММД32 с аналоговым выходом разработана микропроцессорная бортовая измерительно-регистрирующая аппаратура (БИРА) (рис. 19).

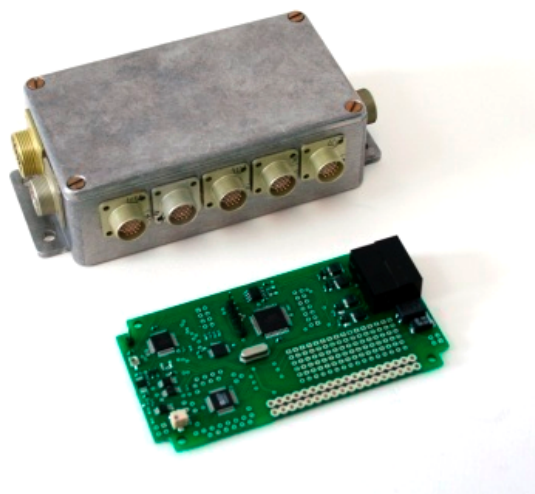
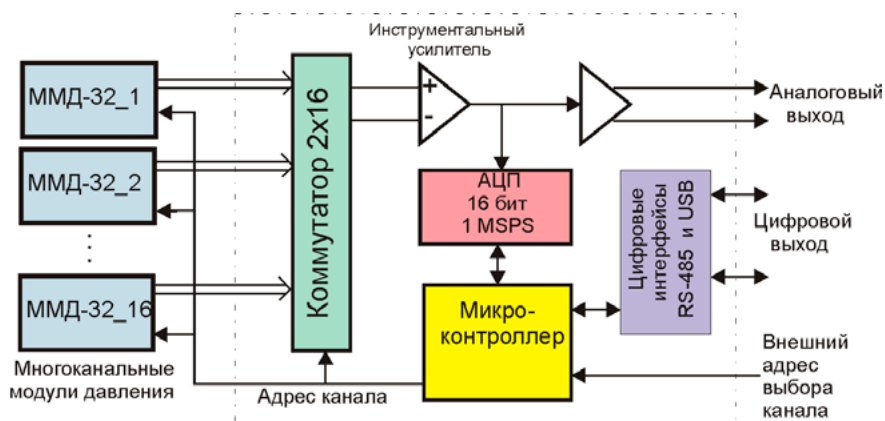


Рис. 19. Структурная схема внешний вид аппаратуры БИРА

В состав БИРА входят:

- Микроконтроллер ATmega16, работающий на частоте 14,576 МГц.
- 16-разрядный АЦП типа AD7671AST с частотой преобразования до 1 MSPS.
- 16-канальный аналоговый коммутатор дифференциальных сигналов.
- Буферные формирователи сигналов шины адреса.
- Прецизионный источник опорного напряжения 2,5 В для АЦП.
- DC/DC преобразователь блока питания.
- Драйверы цифровых интерфейсов RS485 и USB.

Аппаратура БИРА обеспечивает возможность работы как в аналоговом режиме под управлением штатной системы сбора данных на базе комплекса ИВК М2, так и в автономном режиме, обеспечивающем оцифровку данных с ММД32 и передачу их на систему сбора ИВК М2 по цифровому интерфейсу RS485.

Основные характеристики БИРА: количество опрашиваемых модулей ММД32 — до 10; общее количество каналов измерения давления — до 320; напряжение питания, В — 9...18; максимальная частота опроса всех каналов модулей, Гц — 100; среднеквадратическая погрешность измерения входных сигналов при цифровом интегрировании 8 отсчетов — $\leq 0,1$ мВ (0,01%); габариты макета БИРА без разъемов — 130×75×40 мм.

5.4. Измеритель угловых положений изделий на основе микромеханических акселерометров

Одной из актуальных задач измерений при исследовании изделий авиационной и ракетно-космической техники в аэродинамических установках и испытательных стендах является определение углового положения объектов испытаний. В аэродинамических трубах (АДТ) измеряются угловые положения модели с помощью внутримодельных датчиков и датчиков, устанавливаемых на механизмах изменения положения модели. При испытаниях упруго-подобных моделей в АДТ и натуральных изделий измеряются углы положения поверхности конструкции для определения деформации локальных участков. На стендах определения массово-инерционных характеристик изделий измеряются углы положения элементов стенда.

Датчики угловых положений для решения этих задач должны обладать высокой чувствительностью, точностью, помехоустойчивостью, иметь малые габариты, массу и энергопотребление, а также минимальный объем кабельных линий связи с аппаратурой регистрации данных (особенно для многоканальных систем измерения).

Простым и распространенным методом измерения углового положения является использование акселерометров различных конструкций в режиме инклинометра, позволяющего измерять углы наклона осей чувствительности акселерометра относительно гравитационного поля Земли.

Одним из перспективных направлений повышения точности, уменьшения габаритов, веса, а также стоимости является построение измерителей углового положения изделий на основе микромеханических акселерометров, выполненных по iMEMS-технологии. К их достоинствам можно отнести: малые габариты (до 4×4×1,5 мм) и вес, широкий диапазон по чувствительности (от ± 1 до ± 50 г), широкий частотный диапазон (до 2500 Гц), низкое энергопотребление (1÷5 мВт), практическую нечувствительность к ударам (до 10000 г), что делает эти приборы удобными для построения на их основе датчиков углов для вышеуказанных и других задач экспериментальных исследований.

Измеритель угловых положений изделия разработан на основе акселерометров ADXL203 и содержит два двухосевых микромеханических акселерометра 1 и 2 (рис. 20), установленных на

противоположных сторонах печатной платы друг под другом таким образом, что их одноименные оси чувствительности X_1 , X_2 и Y_1 , Y_2 направлены горизонтально и перпендикулярно, а разноименные оси X_1 , Y_2 и X_2 , Y_1 направлены в противоположные стороны, при этом вертикальные оси Z_1 и Z_2 совпадают. В этом случае полезные выходные сигналы ΔX_1 , ΔX_2 и соответственно ΔY_1 и ΔY_2 имеют противоположную полярность [12]

Измеритель угловых положений изделия содержит также буферные операционные усилители ОУ1, ОУ2, ОУ3, ОУ4, к входам которых подключены высокоомные (~ 20 кОм) выходы x_1 , x_2 , y_1 , y_2 акселерометров, низкоомные выходы x_1^* и y_1^* усилителей ОУ1 и ОУ4 подключены к входам дифференциального усилителя разности напряжений ДУ1, а низкоомные выходы x_2^* , y_1^* усилителей ОУ2 и ОУ3 подключены к входам дифференциального усилителя разности напряжений ДУ2. Выходы усилителей ДУ1 и ДУ2 подключены к соответствующим аналого-цифровым преобразователям АЦП1 и АЦП2 микроконвертера МК.

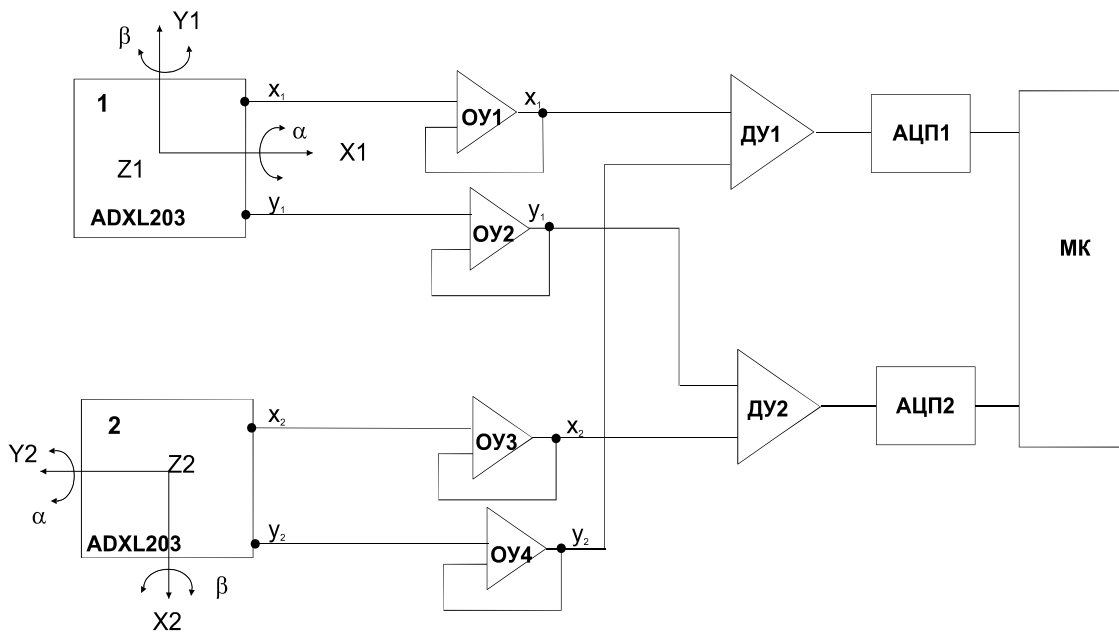


Рис. 20. Структурно-функциональная схема измерителя угловых положений изделия

Структурное, конструктивное и схемотехническое построение двухосевого измерительного преобразователя углов положения изделия обеспечивает:

- повышение чувствительности и точности измерения углов, за счет использования двух двухосевых микромеханических акселерометров с определенной ориентацией осей чувствительности в горизонтальной плоскости и суммированием их сигналов в дифференциальных усилителях;
- уменьшение температурной погрешности измерения углов, за счет компенсации начальных сигналов акселерометров в дифференциальных усилителях разности, существенно зависящих от изменения температуры внешней среды;
- повышение помехоустойчивости и точности измерения углов, за счет согласования высокоомных выходных импедансов акселерометров с входами дифференциальных усилителей с помощью буферных операционных усилителей с низкоомным выходным импедансом.

Измеритель углового положения изделий реализован в двух вариантах. В первом варианте двухосевой датчик углов с аналоговыми выходами 2ADXL203/A связан измерительным кабелем с прецизионными АЦП в составе измерительно-вычислительного комплекса (ИВК). Во втором варианте датчик 2ADXL203/A объединен в одной конструкции с микроконвертером, включающим прецизионные АЦП и микропроцессор в одном чипе.

При использовании группы датчиков углов с аналоговым выходом, устанавливаемых на объект испытаний, требуется значительное количество кабельных линий связи датчиков с измерительной аппаратурой, снижающее точность измерений и эксплуатационную надежность многоканальной измерительной системы.

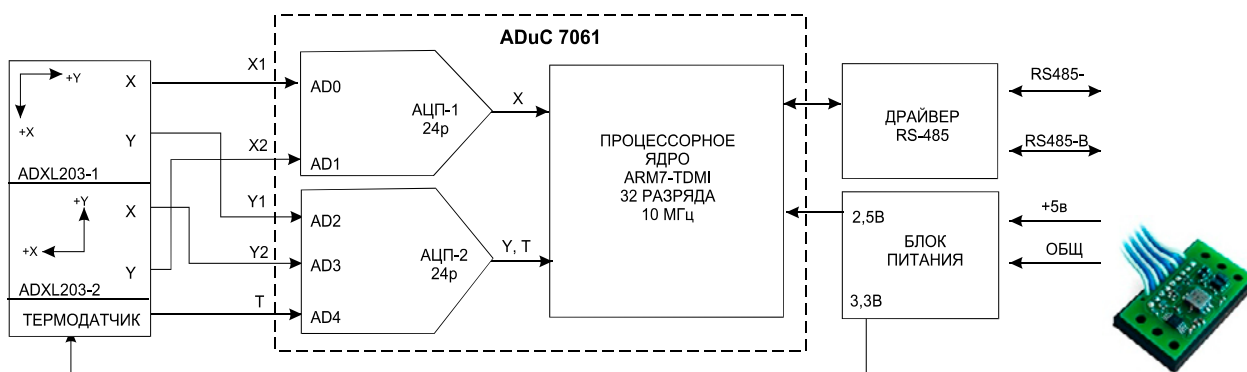


Рис. 21. Структурно-функциональная схема датчика углов положения 2ADXL203/ADuC с цифровым выходом на основе микромеханических акселерометров и микроконвертера ADuC 7061

Улучшение метрологических и эксплуатационных характеристик датчиков с цифровым выходом достигается за счет: интегрирования акселерометров и микроконвертера в одной малогабаритной конструкции, наличия встроенных датчиков температуры, контроля напряжений питания и использования алгоритмической компенсации дополнительных погрешностей. Цифровой интерфейс позволяет строить измерительные системы с большим количеством подобных датчиков при существенном снижении количества кабелей связи, объема и стоимости аппаратуры регистрации данных.

Датчик угловых перемещений с цифровым выходом базируется на использовании в его составе современного микроконвертера — «системы сбора данных на кристалле» с двумя 24-разрядными сигма-дельта АЦП ADuC 7061 с частотой отсчетов 8 кГц (рис. 21).

Основные характеристики датчика 2ADXL203/ADuC: диапазон измерения — $\pm 20^\circ$ (угловых градусов), абсолютная погрешность — $\leq 20''$, напряжение питания — 5 В, интерфейс RS485, программируемый фильтр нижних частот, габариты — $30 \times 19 \times 5$ мм, вес — 12 г.

5.5. Бортовой многоканальный измерительный комплекс МИК-1 для исследования посадки моделей летательных аппаратов на воду

Особое место занимают экспериментальные исследования вынужденной посадки самолетов на воду. Их целью является определение поведения самолета в случае посадки на воду, нагрузок, возникающих при этом на его конструкцию, возможных разрушений и определение условий приведения, при которых посадка будет протекать наиболее благоприятно.

Процесс аварийного приводнения (посадки) летательного аппарата на водную поверхность и последующего движения по ней до полной остановки моделируется путем проведения катапультных испытаний динамически подобных свободно движущихся моделей.

В настоящее время в экспериментальных работах на мобильных (подвижных) объектах расширяется применение автономных бортовых систем сбора и предобработки данных, регистраторов, накопителей и т.п. Автономные многоканальные системы сбора данных с промежуточным накоплением данных в буферной памяти значительно поднимают производительность измерительных систем и качество экспериментальных данных при существенном снижении стоимости измерительного оборудования, его габаритов и энергопотребления.

Развивая техническое и методическое направление на широкое использование современной микропроцессорной техники, был разработан многоканальный измерительный комплекс – МИК-1 для исследования аварийной посадки самолетов на воду. Работа проводилась совместно с коллективами Московского комплекса ФГУП «ЦАГИ» и гидробазы (г. Дубна). Комплекс снабжен необходимым составом измерительных датчиков последнего поколения и современной измерительной, регистрирующей и вычислительной техникой (рис. 22).



Рис. 22. Измерительный комплекс МИК-1

Комплекс обеспечивает исследование параметров, приведенных в таблице 4, и состоит из бортовой и наземной частей.

Таблица 4. Характеристики МИК-1

Измеряемая величина	Число каналов измерения	Пределы измерения	Диапазон частот рабочего процесса (Гц)	Погрешность измерения	Место размещения датчиков на модели
Абсолютное давление	8	(-0,5÷5) бар	0÷500	0,5% 1%	Днище фюзеляжа модели
Ускорения (перегрузки) по осм X, Y, Z	3	±5 g по X, Z ±10 g по Y	0÷100	0,5% 1%	Центр масс модели
Ускорения (перегрузки) по оси Y	1	(0÷±10) g	0÷100	1%	Носовой отсек модели
Угловая скорость тангажа, крена, рысканья модели	1 1 1	±150°/сек ±150°/сек ±150°/сек	0÷10	1%	В приборном отсеке
Угловое положение модели: тангаж, крен, рысканье	1	±20°	0÷10	0,5°	
	1	±20°	0÷10	0,5°	
	1	±20°	0÷10	0,5°	

На бортовой части расположены: датчики давления XPM10 (Sensor & Instrumentation), двухосевые акселерометры типа ADXL320321 (Analog Devices), одноосевой акселерометр B1/B2 (SEIKA.de), блок одноосевых цифровых гироскопов ADIS16250 (Analog Devices), бортовой регистратор, адаптер радиосвязи и аккумулятор.

Бортовой регистратор под управлением встроенного микроконтроллера обеспечивает:

- нормализацию, преобразование в цифровую форму и регистрацию в энергонезависимой памяти информации, поступающей на его входы в аналоговой или цифровой форме с датчиков;
- перезапись зарегистрированной в эксперименте информации на наземное оборудование для последующей обработки и анализа.

Основные характеристики бортового регистратора: число каналов ввода и нормализации сигналов с аналоговых датчиков — 16; число каналов ввода сигналов с цифровых датчиков (гироскопов) — 4; объем энергонезависимой флэш-памяти, Мбайт — 40; общее время регистрации в энергонезависимую флэш-память, сек — 180; типы интерфейсов — SPI, RS232, USB, радиоканал; время перезаписи информации на наземный полевой компьютер, мин — ≤5.

Бортовое оборудование выполнено в герметичных корпусах и выдерживает механические перегрузки до 30 g, общая масса (с аккумулятором) не превышает 3 кг. Потребляемая мощность 3 Вт. Дальность радиосвязи (с выбранным типом антенны) — 200 м.

Наземное оборудование содержит адаптер радиосвязи, компьютер, предназначенный для работы в полевых условиях, и стационарный компьютер со стандартной периферией.

С его помощью осуществляется:

- дистанционное управление бортовым регистратором;
- прием и экспресс-анализ экспериментальной информации;
- воспроизведение осциллограмм процесса с датчиков;

- обработка полученных данных и оформление ее в виде протоколов и графиков для документирования эксперимента.

Проведены штатные пуски модели МС-21 с плавающей катапульты с записью результатов измерений комплексом МИК-1 (рис. 23). Разработано и отлажено программное обеспечение для обработки и графического представления экспериментальных данных, полученных в ходе испытаний.

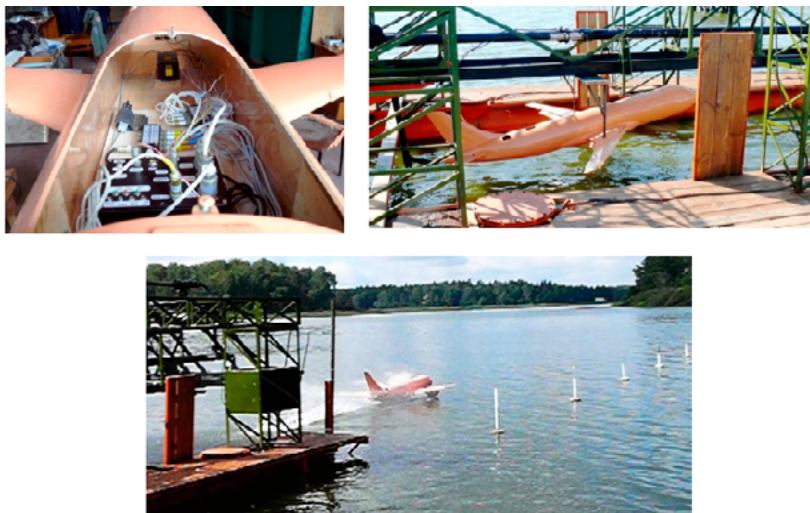


Рис. 23. Испытание модели самолета МС-21

Испытания бортового многоканального измерительного комплекса МИК-1 в реальных условиях эксплуатации продемонстрировали его надежность в работе, простоту управления, оперативность и полноту представления экспериментальных данных, гибкость настройки режимов работы. Комплекс позволил существенно увеличить производительность проведения экспериментов на плавающей катапульты с 3–4 до 6–10 в день, сократить трудоемкость, затраты электроэнергии и эксплуатационные расходы на проведение испытаний по сравнению с радиотелеметрической станцией РТС-9, используемо ранее.

5.6. Система встроенного контроля лопаток компрессора АДТ

Для обеспечения безопасности работы компрессорных аэродинамических труб разработана система встроенного контроля лопаток компрессора (далее СВК/ЛК), предназначенная для обнаружения дефектов (трещин) в лопатках компрессора, вызывающих частичный или постоянный обрыв проволочных или тонкопленочных датчиков трещин, наклеенных на лопатках. СВК/ЛК разработана для эксплуатации в АДТ Т-128.

Система представляет собой два отдельных блока, один располагается непосредственно на оси вала компрессора АДТ Т-128, другой в кабине управления в поле зрения оператора (рис. 24).

На лопатках четырехступенчатого компрессора, общее количество которых составляет 108 шт., по 27 на каждой ступени, наклеены проволочные или тонкопленочные датчики трещин.

Система выполняет следующие функции: опрашивает датчики, определяя их адрес местонахождения; передает сообщения о произошедшем обрыве датчика по последовательному интер-

фейсу на приемную станцию; индицирует состояния датчиков на мнемосхеме; передает сообщение об обрыве датчика на ЭВМ объекта.

В состав СВК/ЛК входит:

- вращающееся передающее устройство (далее ВПУ-216), коммутатор с устройством передачи данных от подвижной части к неподвижной, которое устанавливается непосредственно на оси вала компрессора АДТ Т-128 на разъемном стыковочном узле;
- пультовая приемная станция (далее ППС-261); находится на пульте управления АДТ или на щите в поле зрения оператора трубы, с мнемосхемой лопаток компрессора, принимающая сигнал через линии связи и передающая данные на ЭВМ стенда через кабель RS232 или с ретранслятора USB.

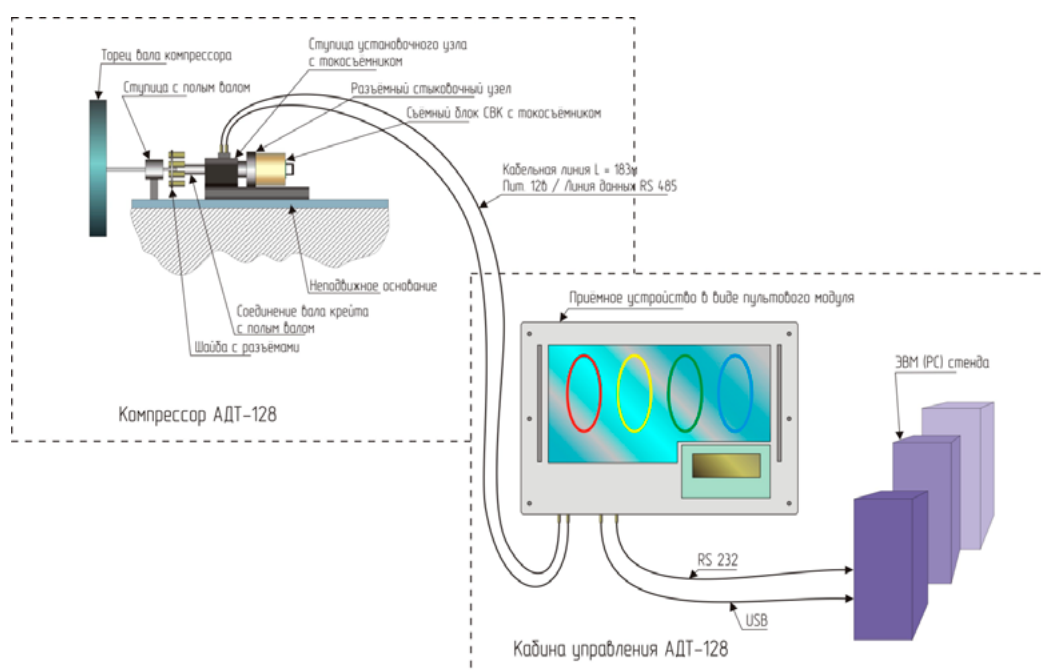


Рис. 24. Система встроенного контроля лопаток компрессора СВК/ЛК

ВПУ-216 представляет собой быстросъемный картридж, устанавливаемый на разъемном стыковочном узле для соединения коммутатора передатчика с датчиками на лопатках компрессора.

Передающее устройство ВПУ-216 включает в себя:

- Матричный коммутатор (имеет 216 входов).

Работа коммутатора заключается в циклическом опросе 4 матриц из буферных элементов типа SN74НСТ244, входы которых через цепи развязки от напряжения смещения подключены к датчикам обрыва, наклеенных на поверхности лопаток компрессора.

- Датчики температуры и числа оборотов. Фиксируют, на каких оборотах и при какой температуре случился обрыв датчиков обрыва.

- Микроконтроллер. Обрабатывает информацию, полученную с матричного коммутатора и датчиков. По результатам обработки формирует фрейм из однобайтных кадров, передаваемый через линию связи на ППС-216, где производится его декодирование с адресацией сообщений в буферы памяти отдельно взятых ступеней с дальнейшим выводом на индикацию и отсылку на ЭВМ стенда.

ВПУ-216 имеет токосъемник, состоящий из двух щеточных блоков.

Пультовая приемная станция ППС-216 является автономным терминалом между ВПУ-216 и ЭВМ объекта, что обеспечивает системе автономность и независимость работы от ЭВМ и ее операционной системы.

Станция включает анализатор событий, модули индикаторов мнемосхемы, индикаторы температуры и числа оборотов компрессора, а также источник питания СВК/ЛК.

Анализатор аварийных событий на основе микроконтроллера выполняет сбор информации об авариях с учетом текущего экспериментального времени и производит сортировку сообщений с упаковкой в файловый вид.

Мнемосхема состоит из 4 модульных плат, каждая из которых является автономным приемником сообщений с коммутатора ВПУ-216. На каждой плате смонтированы 27 пар двухцветных светодиодов (зелено-красных), индицирующих состояния датчиков:

- датчики исправны — непрерывное зеленое свечение;
- датчики не исправлены (полный обрыв) — непрерывно красное свечение;
- датчики не исправлены (частичный обрыв) — чередованием зеленого и красного цветов с частотой 2 Гц.

Программное обеспечение СВК/ЛК предназначено для визуализации данных об обрывах волоочных датчиков, закрепленных на лопатках компрессора. Программа наглядно отображает сигналы, поступающие на СОМ-порт ЭВМ.

В зависимости от состояния, в котором находится датчик, он может быть окрашен в один из трех цветов (рис. 25):

- зеленый цвет квадрата обозначает, что датчик с соответствующим номером не оборван и не был оборван с момента запуска системы контроля;
- желтый цвет квадрата обозначает, что датчик с соответствующим номером был оборван в какой-то момент времени с момента запуска программы контроля, но в текущий момент датчик не оборван (например, произошел дребезг);
- красный цвет квадрата обозначает, что датчик с соответствующим номером оборван.

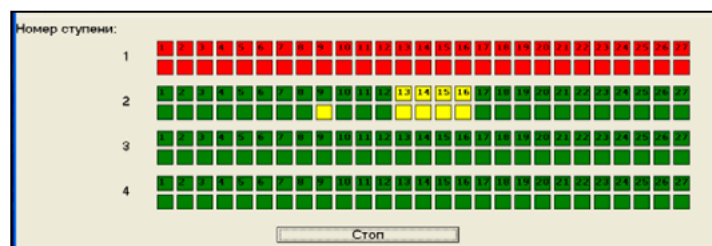


Рис. 25. Цветовая индикация различного состояния датчиков на ЭВМ

Основные технические характеристики СВК/ЛК: количество опрашиваемых каналов, шт. — 216. Датчики распределены на 4 группы по числу ступеней компрессора, в каждой из которых выделены 2 подгруппы по сторонам лопаток компрессора; время опроса каналов на одноименную группу из 8 каналов, мкс: при отсутствии аварийных ситуация — 20 (50 кГц), при наличии аварий во всех группах — 200 (5 кГц); скорость передачи аварийных данных от коммутатора к приемной станции (RS485), Мбит/с — 1843200; скорость передачи данных от приемной станции к ПК (RS232), Кбит/с — 57,6; напряжение питания, В: приемной станции, 50 Гц — ~220, передающей станции — 12.

6. Перспектива развития магистрально-модульных систем для экспериментальной аэродинамики

Развитие и совершенствование магистрально-модульных систем (ММС) для аэродинамических установок и испытательных стендов в направлении повышения уровня синхронизации измерений, производительности обмена данными, а также точности измерений, как показывает анализ, целесообразно вести на основе перспективных стандартов PXI и PXI Express (рис. 26). В их основе положен компьютерный интерфейс PCI и его развитие Compact PCI. Преимущества ММС на основе PXI-платформы: стандартное и совместимое с другими ММС программное обеспечение для Windows, встроенные функции синхронизации и тестирования, быстродействие до 264 Мбайт/с, до 17 функциональных модулей в одном PXI-шасси, постоянно растущий рынок PXI-продукции, включающий модульные приборы, модули сбора данных, специальные модули.

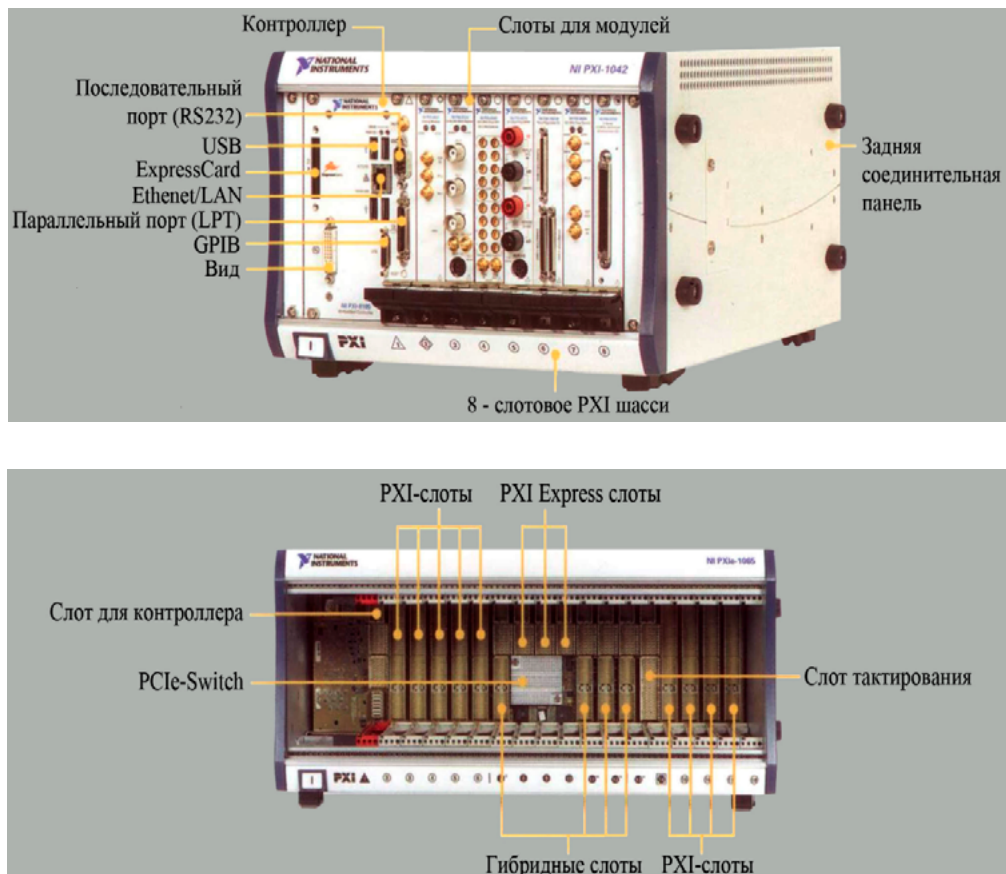


Рис. 26. Магистрально-модульная PXI-система

Анализ российского и зарубежного рынков PXI-продукции показывает необходимость разработки прецизионных тензометрических модулей и мезонинной архитектуры построения модулей для расширения функциональных возможностей, гибкости и экономичности систем автоматизации. Конструкция мезонинных модулей базируется на принципах построения модуля-носителя Compact PCI 6U 4100 [13].

Совместно с специалистами ООО «Спецэлтех» разработаны схема и конструкция модуля-носителя мезонинов и интерфейса PXI размером 3U. Гибкость, обеспечиваемая модулем-

носителем, достигается благодаря «системе на кристалле», выполненной на микросхеме программируемой логики (ПЛИС), (рис. 27).

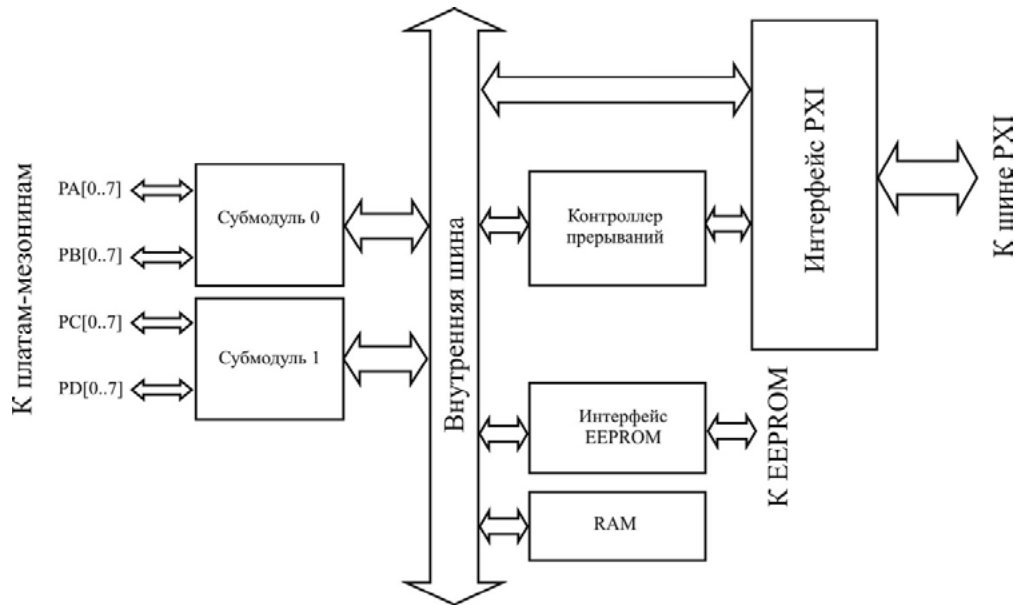
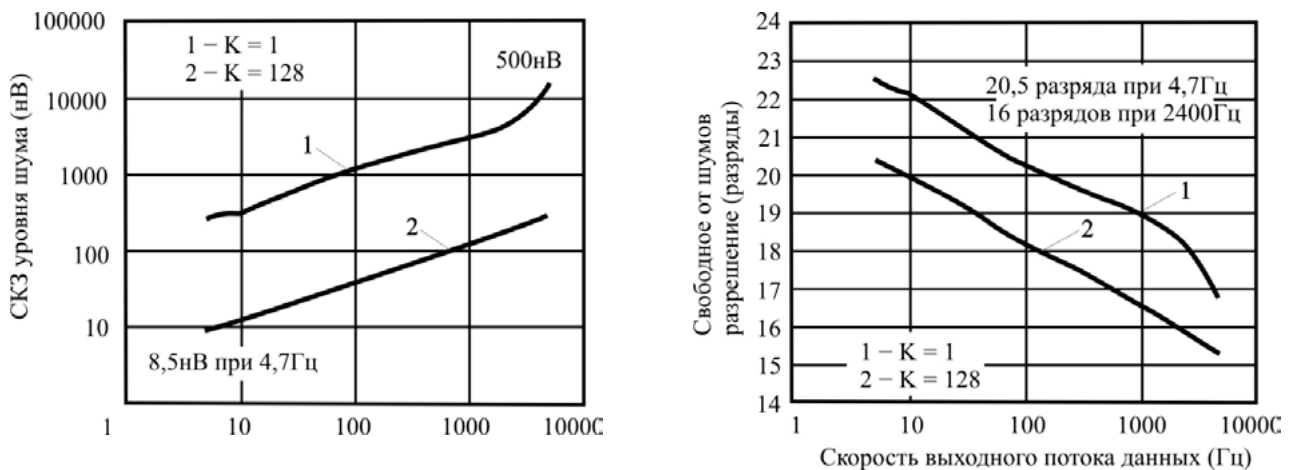


Рис. 27. Структурная схема ПЛИС модуля-носителя

Разработана также схема шестиканального тензометрического модуля на основе 24-разрядного сигма-дельта преобразователя AD7195, отличающегося сверхнизким уровнем шумов и высоким разрешением (рис. 28).



1 — Коэффициент усиления =1.
2 — Коэффициент усиления =128.

Рис. 28. Зависимости уровня шума (а) и разрешения (б) АЦП AD7195 от скорости выходного потока данных

Питание тензомоста может осуществляться знакопеременным напряжением для уменьшения погрешности измерения от смещения нуля и термо-ЭДС в линиях связи с тензомостом.

Список литературы

- 1 Блокин-Мечталин Ю.К. Многофункциональный измерительно-вычислительный и управляющий комплекс для экспериментальной аэродинамики // Датчики и системы. – 2010. № 6. – С. 10–16.
- 2 Блокин-Мечталин Ю.К. Цифровые тензометрические преобразователи и системы // Датчики и системы. – 2009. № 12. – С. 31–37.
- 3 Петроневич В.В. Принципы организации и функциональные возможности программного комплекса «ПОТОК» для автоматизации аэродинамического эксперимента // Датчики и системы. – 2010. № 5. – С. 3–7.
- 4 Буров В.В., Волобуев В.С., Глазков С.А. и др. Измерительно-вычислительный комплекс трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128 ЦАГИ // Датчики и системы. – 2010. № 5. – С. 20–24.
- 5 Петроневич В.В., Блокин-Мечталин Ю.К., Савин П.В. и др. Комплексная автоматизация аэродинамического эксперимента в трансзвуковой аэродинамической трубе АДТ Т-106 // Датчики и системы. – 2010. № 5. – С. 16–19.
- 6 Вялков А.В. Система интеллектуальных устройств на основе сетей стандарта RS-485 // Датчики и системы. – 2008. № 4. – С. 10–13.
- 7 Блокин-Мечталин Ю.К., Буров В.В., Гарифулин М.Ф., Головкин А.М., Лемешко В.Н., Муриев Б.Д., Судаков В.А., Шаныгин Я.А. Система комплексного контроля безопасности весовых испытаний моделей. XXII научно-техническая конференция по аэродинамике. 3–4 марта 2011 г. п. Володарского Московской обл.
- 8 Богданов В.В., Веселов Н.В., Панченко И.Н. и др. Стенд для измерения массы, координат центра масс и тензора инерции изделия // Датчики и системы. – 2010. № 5. – С. 24–30.
- 9 Блокин-Мечталин Ю.К., Богданов В.В., Панченко И.Н., Петроневич В.В., Сабреков В.А., Чумаченко Е.К. Измерительно-вычислительная и управляющая система для определения центра масс и тензора инерции космических аппаратов // Датчики и системы. – 2010. № 8. – С. 33–36.
- 10 Блокин-Мечталин Ю.К., Сабреков В.А. Микроконвертерная тензометрическая аппаратура // Датчики и системы. – 2014. № 8. С. 32–35.
- 11 Бирюков Г.В., Блокин-Мечталин Ю.К., Колесников В.А., Назаров А.Е. Многоканальный преобразователь давления INSER 1800/32 // Датчики и системы. – 2014. № 9. – С. 55–58.
- 12 Блокин-Мечталин Ю.К., Богатырев М.М., Заливако В.Ю., Малютин В.А., Судаков В.А. Микромеханический двухканальный измеритель углового положения изделий // Датчики и системы. – 2013. № 8. – С. 16–20.
- 13 Модуль-носитель Comrac PCI 6U 4100 // Руководство по эксплуатации КУНИ 467239.005 РЭ. ФГУП «ЭЗАН»

ПРИМЕНЕНИЕ ИВК МИС-300М+ ДЛЯ МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Брянцев Б.Д.¹, Григорьев Б.В.¹, Каринский В.И.², Скилов И.О.²

¹ ФГУП «ЦАГИ»

² НПП «МЕРА»

Ключевые слова: измерительно-вычислительный комплекс, динамические испытания, модальный анализ

Аннотация

В работе приводятся краткое описание и результаты тестирования измерительно-вычислительного комплекса (ИВК) МИС-300М+, предназначенного для наземных частотных испытаний летательных аппаратов (ЛА) и их моделей в потоке в аэродинамических трубах (АДТ). Штатные программные средства ИВК обеспечивают измерение динамических характеристик объектов при моногармоническом, полигармоническом, импульсном контролируемом, импульсном неконтролируемом и внешнем неконтролируемом случайном (типа «белый шум») видах возбуждений. Дополнительно установленное на ИВК программное обеспечение ЦАГИ позволяет проводить модальный анализ по результатам всех перечисленных выше видов измерений. На результатах испытаний специальной тестовой модели самолета иллюстрируются возможности ИВК МИС-300М+ и средств модального анализа, установленных на нем.

1. Введение

В ЦАГИ с 1970 года ведутся работы по разработке и внедрению технологий исследований явлений аэроупругости на основе идентификации математических моделей динамики конструкций ЛА по результатам динамических испытаний (ДИ). Эти технологии строятся на основе модального анализа, проводимого по результатам измерений колебаний конструкций испытываемого объекта при следующих типах внешних воздействий/возбуждений:

моногармоническое, полигармоническое, импульсное контролируемое, импульсное неконтролируемое, случайное неконтролируемое (под действием внешних случайных сил, в том числе турбулентности при испытаниях в потоке).

В работе [1] «Базовые алгоритмы идентификации и коррекции математических моделей динамики конструкций летательных аппаратов по результатам динамических испытаний» изложены основные принципы и комплекс основных алгоритмов идентификации и коррекции расчетных динамических моделей конструкций ЛА в виде уравнений возмущенного движения неконсервативной линейной динамической системы (ДС). Комплекс включает: алгоритмы аппроксимации векторных частотных характеристик дробно-рациональными функциями и получения по ним параметров собственных колебаний системы; алгоритмы формирования системы нормальных коор-

динат; алгоритмы формирования динамических матриц жесткости и демпфирования и алгоритмы определения величин обобщенных масс тонов нормальных колебаний неконсервативных ДС на основе анализа векторных частотных характеристик, а также на основе метода догрузки с учетом изменения форм нормальных колебаний.

В работе [2] «Идентификация модальных параметров и прогнозирование флаттера по отклику на турбулентное возбуждение» дано теоретическое обоснование методики идентификации модальных параметров по автокорреляционным и взаимокорреляционным функциям, полученным по реакции конструкции на неконтролируемое случайное возбуждение типа «белый шум».

Для конструкции без потока и в потоке модальные параметры идентифицируются с помощью анализа частотных и/или импульсных характеристик, а также анализа вибраций, вызванных неконтролируемым случайным возбуждением (естественной турбулентностью потока).

Представленный в [1,2] подход обладает основными преимуществами, типичными для методов, базирующихся на идентификации (и последующей экстраполяции) коэффициентов уравнений колебаний. В частности, этот подход позволяет реально предсказывать критический скоростной напор флаттера по экспериментальным данным, полученным в потоке далеко (до 50%) от критической скорости флаттера ($V_{кр}$).

Применимость методики к реальным системам иллюстрируется [2,3] на результатах флаттерных испытаний модели в аэродинамической трубе.

До настоящего времени в качестве измерительно вычислительных комплексов (ИВК) использовались или 16-ти канальная ИВК и программное обеспечение (ПО) на основе отечественных систем, обеспечивающих все перечисленные виды измерений и модальный анализ по результатам испытаний, или ИВК и ПО LMS Test. Lab [4,5], обеспечивающие измерения при: 1. моногармоническом, 2. импульсном контролируемом, 3. случайном контролируемом возбуждении и модальный анализ по результатам измерений.

При этом имеющиеся в наличии средства LMS практически не обеспечивают применение наиболее эффективной технологии измерений и модального анализа на основе полигармонического возбуждения, а так же технологий на основе внешнего импульсного неконтролируемого и случайного неконтролируемого возбуждения типа «белый шум».

Малоканальность использовавшегося ранее отечественного ИВК и технологические ограничения использовавшихся в ЦАГИ ИВК фирмы LMS привели к необходимости создания отечественных ИВК нового поколения, обеспечивающих все перечисленные выше технологии измерений и модального анализа по результатам испытаний.

В данной работе приводится краткое описание разработанного и изготовленного в НПП «МЕРА» по исходным требованиям ЦАГИ нового ИВК МИС-300М+, предназначенного для наземных частотных испытаний (НЧИ) ЛА и их динамически подобных моделей (ДПМ) в АДТ ЦАГИ.

Кроме того, в данной работе дается краткое описание дополнительно установленного на ИВК МИС-300М+ разработанного в ЦАГИ программного комплекса, обеспечивающего возможность проведения модального анализа по результатам всех перечисленных выше видов испытаний, возможность идентификации уравнений динамики испытываемого объекта в потоке, а также прогнозирования и параметрического анализа флаттера по результатам испытаний на докритических режимах.

На результатах наземных испытаний тестовой ДПМ самолета иллюстрируются возможности ИВК МИС-300М+ и средств модального анализа.

2. Краткое описание ИВК

В штатной комплектации измерительно-вычислительный комплекс для измерения, анализа и регистрации параметров вибрационных процессов МІС-300М [6] (далее по тексту – прибор) представляет собой прибор со встроенными функциями записи/воспроизведения и экспресс-анализа быстропеременных аналоговых сигналов по независимым измерительным каналам (8/16/24 канала).



Рис. 2.1. ИВК МІС-300М. Внешний вид

Прибор предназначен для измерения и анализа сигналов датчиков вибрации, акустических шумов, статико-динамического давления, а так же для измерения других аналоговых сигналов в полосе частот от постоянного тока до 28000 Гц и амплитудой до $\pm 10\text{В}$.

Обеспечивается вывод измеряемых величин или преобразованных параметров на встроенный цветной жидкокристаллический или внешний экран одновременно по произвольному количеству входных измерительных каналов.

Прибор может быть использован для построения многоканальных измерительных систем, автоматических и автоматизированных систем измерения, контроля, учета и управления производственными и технологическими процессами.

В прибор МІС-300М могут быть установлены функции подробного анализа зарегистрированной экспериментальной информации.

Прибор позволяет работать с различными видами первичных измерительных преобразователей (пьезоэлектрическими, индуктивными, тензометрическими, емкостными, термометрами сопротивления, термоэлектрическими термометрами и т. д.).

Прибор может комплектоваться внешними модулями-нормализаторами как производства НПП «МЕРА» (усилитель заряда пьезоэлектрических датчиков, нормализатор сигнала датчика оборотов и др.), так и сторонних производителей.

Прибор может использоваться как самостоятельно в простых системах типа «объект – регистратор», так и в сложных многоуровневых системах на нижнем уровне измерений.

2.1. Назначение ИВК МІС-300М+

ИВК МІС-300М+ является модификацией ИВК МІС-300М, который в соответствии с исходными требованиями и руководством оператора [7] обеспечивает измерения:

- 1) частотных характеристик (ЧХ) при моногармоническом возбуждении;
- 2) колебаний испытываемого объекта при полигармоническом возбуждении;
- 3) случайных колебаний объекта при турбулентном (случайном внешнем) возбуждении;
- 4) случайных колебаний при контролируемом внешнем импульсном возбуждении;
- 5) случайных колебаний при неконтролируемом внешнем импульсном возбуждении;

В ходе экспериментов результаты измерений сохраняются в базе данных Пакета Обработки Сигналов WinПОС [8] в виде записей сигналов датчиков колебаний испытываемого объекта во временной области.

Затем, с помощью специально разработанных процедур WinПОС, экспериментальные данные преобразуются в форматы системы Идентификации Расчетных Динамических Моделей (ИРДМ), применяемой в ЦАГИ для анализа результатов динамических испытаний и прогнозирования флаттера.

Результаты измерений при моногармоническом возбуждении преобразуются в текстовые файлы в кодировке «ASCII», содержащие амплитудно-фазо-частотные характеристики (АФЧХ), которые могут быть импортированы в MS Excel для оформления результатов измерений в виде графиков амплитудных и фазовых характеристик для визуального анализа и печати отчетных материалов.

Кроме того, результаты измерений ЧХ, полученные при моногармоническом возбуждении, могут быть преобразованы с помощью специально разработанной в ЦАГИ программы trnprxf.exe в текстовый формат файлов типа xf.ddd для модального анализа и прогнозирования флаттера в системе ИРДМ.

Для первичной обработки, модального анализа и прогнозирования флаттера в системе ИРДМ, результаты измерений при полигармоническом, турбулентном, при внешнем импульсном контролируемом и неконтролируемом возбуждениях из формата WinПОС преобразуются в формат binary (файлы типа xt.bin) системы ИРДМ в виде записей сигналов датчиков во временной области с помощью команд (плагинов), специально разработанных в среде WinПОС.

2.2. Проверка временных параметров и синхронности измерений ИВК МИС-300М+

Опыт использования серийных МИС-300М в ЦАГИ показал необходимость специальной обработки штатного программного обеспечения приборов для повышения надежности и точности синхронизации измерений между измерительными каналами как в рамках одного прибора, так и между приборами, работающими в едином измерительном комплексе. По этой причине были проведены специальные исследования по проверке временных параметров ИВК и проверке синхронности измерений в пределах одного и нескольких приборов, работающих в едином комплексе. Ниже приводятся краткое описание технологии и основные результаты этих проверок.

2.2.1. Проверка временных параметров ИВК

Проверка временных параметров ИВК проводилась путем генерирования сигналов различной частоты с помощью МИС-300М+ и измерения частоты сигнала с помощью образцового частотомера. Результаты сопоставления частот, задаваемых в МИС-300М+ и измеренных частотомером, приведены в таблице №1.

Таблица 1.

№пп	Частота, заданная в МИС-300М, Гц	Измеренная частота, Гц
1	1.000	0.999 ± 0.001
2	10.000	10.00 ± 0.002
3	100.00	99.9998 ± 0.00005
4	500.00	499.99 ± 0.003

2.2.2. Проверка взаимного влияния и синхронизации каналов

При проверке взаимного влияния и синхронизации каналов, измерения проводились по схеме, изображенной на рис. 2.2.1. Сопротивление величиной 1 кОм в цепи канала №2 включено с целью оценить влияние внутреннего сопротивления источника сигнала на результаты измерений.

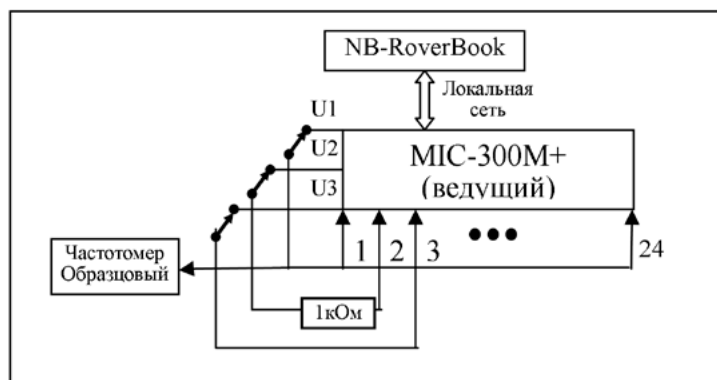


Рис.. 2.2.1. Схема оборудования для испытаний с моногармоническим возбуждением

При этом величины сигналов U_1 , U_2 , U_3 на выходе цифро-аналоговых преобразователей (ЦАП) ИВК составляли $U_1=5.0$ В, $U_2=0.0$ В, $U_3=5.0$ В.

Проверки показали, что разброс в оценке фазовых сдвигов составляет порядка 0.05 градуса в частотном диапазоне 0.1 ... 500 Гц, а межканальное влияние менее -100 дБ, что соответствует исходным требованиям ЦАГИ

2.2.3. Проверки синхронности измерений между ИВК

При разработке ИВК МІС-300М+ была предусмотрена возможность увеличения числа измерительных каналов путем подключения дополнительных (ведомых) МІС-300М через стандартный блок синхронизации МЕ-020.

В соответствии с программой испытаний была собрана схема с подачей сигналов внешнего генератора на все каналы обоих МІС-300М (см. рис. 2.2.2).

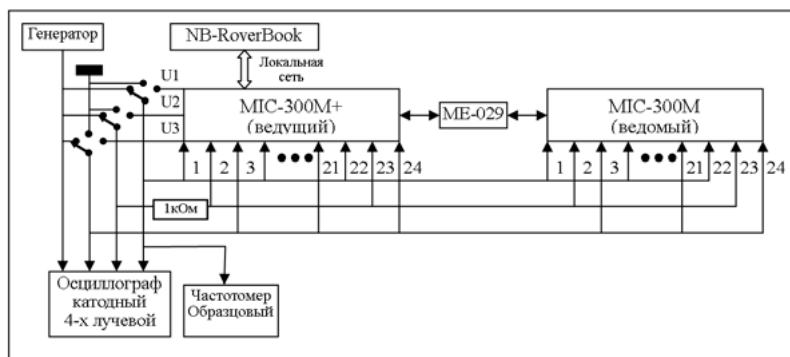


Рис.. 2.2.2. Схема оборудования для проверки синхронности измерений между ИВК МІС-300М

Измерения проводились при частоте сканирования сигналов 4 кГц. При заданной частоте внешнего генератора проводились измерения продолжительностью $t_r=10, 50, 200$ с.

Средствами WinПОС результаты были проверены на предмет сбоев в процессе сбора.

Результаты измерений сохранялись (дописывались) в формате ИРДМ с шагом по времени $dt=0.002, 0.005, 0.001$ с.

Затем средствами ЦАГИ был проведен анализ результатов (просмотр, идентификация частоты процесса, оценка фазовых сдвигов между каналами), в том числе выполнена оценка рассогласований по времени между ИВК МИС-300М.

Оценки производились по фрагментам трех записей продолжительностью примерно 7 секунд каждая. Во всех записях рассогласование по времени составляет меньше 10^{-6} с.

При обработке 3-й записи попутно была проведена проверка влияния канала на канал путем включения в обработку канала с «нулевым» сигналом. Эксперимент показал, что для данных условий эксперимента влияние канала на канал составляет не более 0.04%.

2.2.4. Проверки работы в режиме измерений с полигармоническим возбуждением

Была собрана схема с подачей сигналов от ЦАП ведущего МИС-300М+ на все каналы обоих ИВК (см. рис 2.2.3). Измерения проводились при частоте сканирования сигналов 4 кГц.

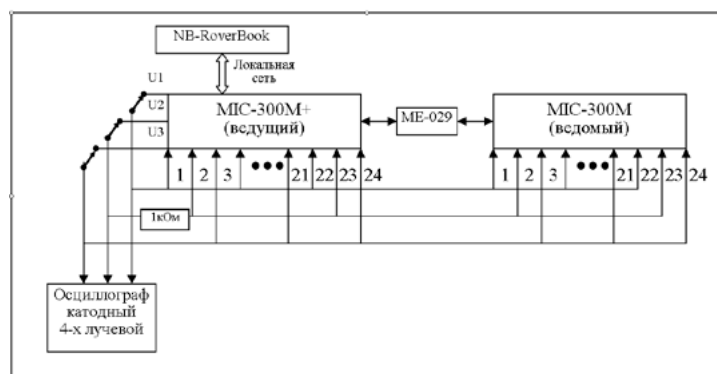


Рис.. 2.2.3 Принципиальная схема оборудования для приемо-сдаточных испытаний в режиме с полигармоническим возбуждением

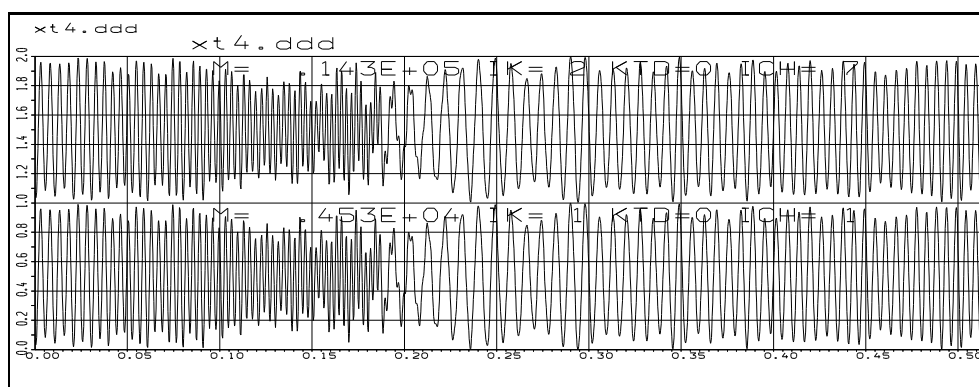


Рисунок 2.2.4 Осциллограммы сигналов первых каналов двух МИС-300М при полигармоническом возбуждении в частотном диапазоне 100 ... 400 Гц после преобразования в формат ИРДМ с частотой сканирования 1000 Гц (исходная частота сканирования 4000 Гц)

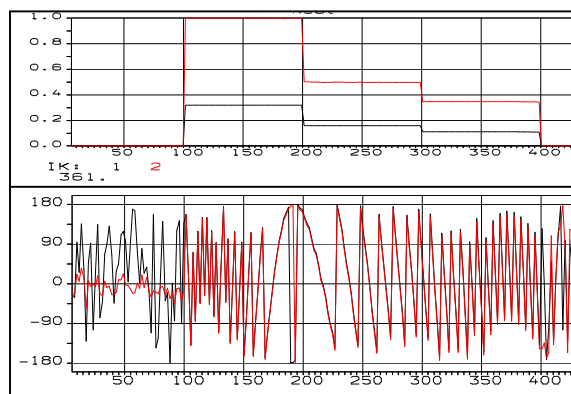


Рисунок 2.2.5 Амплитудный и фазовый спектры, изображенных на рисунке 2.2.4 сигналов первых каналов двух ИВК

Представленные на рисунке 2.2.5 графики спектров показывают практическое отсутствие фазовых сдвигов в системе регистрации ведущего ИВК МІС-300М+ и ведомого МІС-300М в частотном диапазоне 100 ... 400 Гц.

2.3. Примеры экранных форм

При подготовке каждого вида эксперимента необходимо подготовить, так называемые, «экранные формы» («формуляры»/«виртуальные приборы»), которые являются основным интерфейсом системы для оператора, и произвести настройку измерительной системы, в ходе которой задаются: номера каналов, диапазоны напряжений входных и выходных сигналов, параметры возбуждения и т. д.

На рисунке 2.3.1 изображено меню редактирования формуляра.



Рисунок 2.3.1. Меню редактирования формуляра

1 – кнопка активации меню редактирования, 2 – добавление компонента “Исследование вибраций”, 3 - таблица значений, 4- изображение кнопки, 5 - картинка (например, индикатор перегрузок), 6- текстовая метка, 7-. цифровой индикатор, 8 - выбор эксперимента.

С помощью указанных кнопок можно выполнить ввод, масштабирование и перемещение компонент окна формуляра.

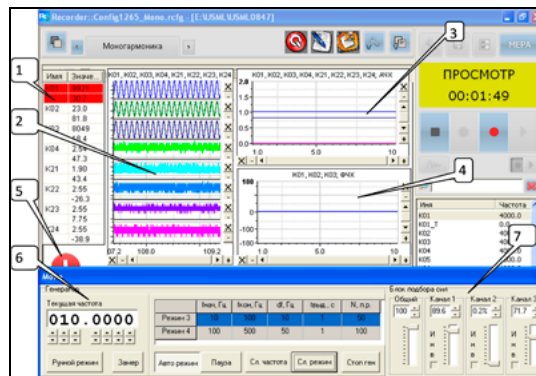


Рисунок 2.3.2. Формуляр испытаний при моногармоническом возбуждении

1 – таблица идентификаторов визуализируемых сигналов в каналах и их текущих параметров (амплитуда, среднее значение), 2 - окно визуализации исходного процесса (осциллограмм), 3 - окно визуализации модуля ЧХ (АЧХ) (в линейном или логарифмическом масштабе), 4 - окно визуализации ФЧХ (фазовой частотной характеристики), 5 - индикатор перегрузок в каналах, 6 – окно управления генерацией сигнала, 7 – блок подбора сил (управления амплитудами и фазами сигналов возбуждения).

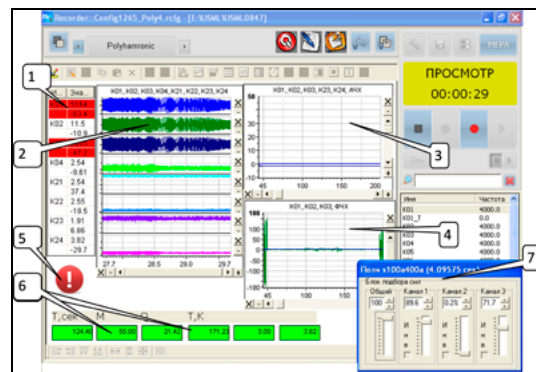


Рисунок 2.3.3. Формуляр для испытаний при полигармоническом возбуждении

1 – таблица идентификаторов визуализируемых сигналов в каналах и их текущих параметров (амплитуда, среднее значение), 2 - окно визуализации исходного процесса, 3 - окно визуализации АЧХ, 4 - окно визуализации ФЧХ, 5 - индикатор перегрузок в каналах, 6 - окна визуализации параметров потока, получаемых в режиме реального времени по сетевому кабелю из файла "parameterpotoka.txt" (имя файла может меняться) от ИВК оператора испытаний или от ИВК АДТ, 7 – блок подбора сил.

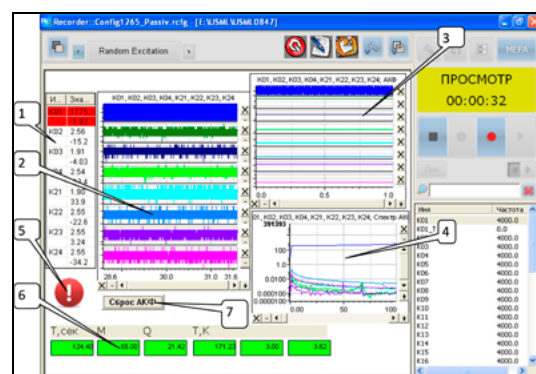


Рисунок 2.3.4. Формуляр испытаний при внешнем не контролируемом (турбулентном) возбуждении. 1 – таблица идентификаторов визуализируемых сигналов в каналах и их текущих параметров (амплитуда, среднее значение), 2 - окно визуализации исходного процесса, 3 - окно визуализации автоковариационных функций (АКФ), 4 - окно визуализации автоспектров (по оси Y логарифмический масштаб), 5 - индикатор перегрузок в каналах, 6 - окна визуализации параметров потока, получаемых в режиме реального времени по сетевому кабелю из файла "parameterpotoka.txt" (имя файла может меняться) от ИВК оператора испытаний или от ИВК АДТ, 7 – кнопка сброса АКФ.

3. Использование МИС-300М+ для динамических испытаний и модального анализа

Как отмечалось в разделе 1, основная цель создания ИВК МИС-300М+ и специализированного программного обеспечения для него состояла в обеспечении измерений:

1. частотных характеристик (ЧХ) при моногармоническом возбуждении;
2. колебаний испытываемого объекта при полигармоническом возбуждении;
3. случайных колебаний объекта при турбулентном (случайном внешнем) возбуждении;
4. случайных колебаний при внешнем импульсном контролируемом и неконтролируемом возбуждении.

Результаты этих измерений являются исходными материалами для модального анализа и исследований явлений аэроупругости на основе идентификации математических моделей динамики конструкций ЛА по результатам динамических испытаний (ДИ).

Ниже дается краткое описание дополнительно установленного на ИВК МИС-300М+ программного обеспечения (ПО) ЦАГИ, обеспечивающего возможность проведения модального анализа по результатам всех перечисленных выше видов испытаний. Это дает возможность идентификации уравнений динамики испытываемого объекта в потоке, а также прогнозирования и параметрического анализа флаттера по результатам испытаний на докритических режимах непосредственно с помощью МИС-300М+.

Цель данного раздела – дать краткое описание основных возможностей комплекса программ идентификации уравнений колебаний упругого ЛА в потоке по результатам динамических испытаний в потоке и без потока.

3.1. Основные определения

В соответствии с [1, 2, 3], испытываемый объект снабжен системой из n датчиков, с помощью которых измеряются мгновенные значения перемещений $X_1(t), \dots, X_n(t)$ в n точках конструкции.

Колебания объекта вызываются системой силовых возбудителей или других устройств, воздействующих на ЛА сосредоточенными силами $f_1(t), \dots, f_r(t)$ в r точках конструкции.

В ходе эксперимента (динамических испытаний) информация о параметрах вынужденных колебаний объекта обычно собирается в виде векторов мгновенных значений перемещений $X^T(t) = [X_1(t), \dots, X_n(t)]$ и возбуждающих сил $f^T(t) = [f_1(t), \dots, f_r(t)]$ в моменты времени $t = t_i, i = 1, \dots, m, t_{i+1} - t_i = \Delta t$.

Предполагается, что уравнение возмущенного движения упругого ЛА в потоке воздуха, в некоторой системе обобщенных координат может быть записано в виде:

$$M\ddot{G}(t) + KG(t) + D\dot{G}(t) = \Phi(t),$$

где M, K, D – $k \times k$ -мерные матрицы масс, жесткости и демпфирования, $G(t)$ – вектор обобщенных координат, $\Phi(t)$ – вектор обобщенных сил, k – число степеней свободы ЛА как динамической системы.

Связь между векторами $G(t)$ и $X(t)$, $F(t)$ и $\Phi(t)$ может быть выражена в виде:

$$G(t) = LX(t), \quad \Phi(t) = A^T F(t),$$

где L – $k \times n$ -мерная матрица перехода от вектора перемещений к обобщенным координатам, A – $r \times k$ -мерная матрица форм обобщенных координат в точках возбуждения.

Матрицы L, A, M, K, D составляют расчетную динамическую модель (РДМ) упругого ЛА в потоке воздуха.

Набор матриц L, A, M, K, D будем называть локальной моделью (ЛМ) конструкции ЛА в потоке. Эта модель называется локальной, потому что она соответствует объекту с фик-

сированными параметрами конструкции и потока. Однако величины коэффициентов уравнений движения упругого ЛА в потоке (элементов матриц M, D, K) зависят от параметров потока: числа Маха M_∞ , давления P_∞ , температуры T_∞ , или плотности ρ_∞ и скорости V_∞ , а также от параметров конструкции таких, как распределения масс, жесткостей и т. д. Поэтому используются, так называемые, параметрические модели, в которых в аналитическом виде отражена зависимость коэффициентов матриц M, D, K от параметров потока и конструкции. Предположим, что значения элементов каждой из этих матриц в любой точке пространства параметров P , можно записать в

виде: $R(p) = \sum_{i=1}^{nf} R_i f_i(p)$, где R_i – матрицы постоянных коэффициентов, $f_i(p)$ – некоторые заранее задаваемые функции параметров $P_i, i=1, \dots, r$. Заметим, что для каждой из матриц M, D, K может быть свой набор функций $f_i(p)$. В частности, зависимость матриц жесткости и демпфирования конструкции ЛА от параметров потока при $M_\infty \ll 1$ может быть представлена в виде

$$K = K_1 + \rho_\infty V_\infty^2 K_2, \quad D = D_1 + \rho_\infty V_\infty D_2 \quad \text{или в виде} \quad K = K_1 + \frac{M_\infty^2 P_\infty}{\sqrt{(1 - M_\infty^2)}} K_2, \quad D = D_1 + \frac{M_\infty P_\infty}{\sqrt{T_\infty (1 - M_\infty^2)}} D_2,$$

где K_1, D_1 – матрицы жесткости и демпфирования конструкции без потока,

а K_2, D_2 – матрицы коэффициентов аэродинамической жесткости и демпфирования соответственно.

Таким образом, под *параметрической моделью* понимается набор матриц R_i и функций $f_i(p)$, соответствующих матрицам M, D и K .

Как правило, для формирования параметрической модели сначала формируются локальные модели при различных значениях параметров конструкции и потока, т. е. при различных значениях вектора параметров P . Потом на основе этого набора локальных моделей формируются параметрические модели, например, с помощью метода наименьших квадратов.

При необходимости РДМ позволяет оценивать влияние некоторых модификаций конструкции объекта испытаний расчетным путем. В частности, наличие системы дополнительных точечных грузов, закрепленных в точках p_1, \dots, p_t , может быть учтено корректировкой матрицы масс на величину $\Delta M = A^T \Delta m A$, где A – $t \times k$ -мерная матрица форм обобщенных координат в точках p_1, \dots, p_t , а ΔM – диагональная матрица, элементами которой являются массы дополнительных грузов $\Delta m_1, \dots, \Delta m_t$.

Наличие дополнительных упругих связей между точками $p_1 \dots p_t$ можно учесть изменением матрицы K на величину $\Delta K = A^T \Delta k A$, где Δk – $t \times t$ -мерная матрица коэффициентов влияния дополнительных упругих связей между точками p_1, \dots, p_t . Аналогичным образом можно учесть эквивалентные изменения матрицы демпфирования D при введении системы дополнительных демпферов.

Основная идея технологии идентификации локальных моделей состоит в том, чтобы решение задачи находить через модальные параметры объекта $U_i = u_i + jv_i$ – собственные векторы системы, соответствующие собственным числам $\lambda_i = \delta_i + j\Omega_i, (i=1, \dots, k)$, которые определяются из экспериментальных данных.

Задача определения U_i, λ_i сводится к задаче аппроксимации Векторных Частотных Характеристик (ВЧХ) функциями вида $X_{(j\omega)} = \sum_{i=1}^{2k} \frac{U_i}{(j\omega - \lambda_i)}$ на основе итерационной процедуры [1, 2]

аппроксимации ВЧХ дробно рациональными функциями вида.

$$X(j\omega) = \left(\sum_{i=1}^L b_i \cdot (j\omega)^i \right) / \left\{ (j\omega)^{2k} + \sum_{i=1}^{2k} a_i \cdot (j\omega)^{i-1} \right\},$$

где b_i - векторные, a_i - скалярные коэффициенты

Входными данными для модального анализа (МА) являются результаты эксперимента в виде измеренных в эксперименте векторных частотных характеристик $X(j\omega)$.

Задача МА по записям свободных колебаний после импульсного возбуждения

$X(t) = \sum_{i=1}^{2k} U_i e^{\lambda_i t}$ сводится к задаче МА частотных характеристик с помощью Дискретного Преобразования Фурье (ДПФ).

Задача модального анализа по результатам измерений $X(t)$ при внешнем неконтролируемом случайном возбуждении типа «белый шум» сводится к задаче модального анализа авто- и кроссковариационных функций $R_{ij}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \left\{ \frac{1}{T} \int_0^T x_i(t) x_j(t + \tau) dt \right\}$, математическая модель которых

$R_{ij}^T(\tau) = \sum_{s=1}^{2k} \tilde{U}_{si} e^{\lambda_s \tau}$ идентична структуре математических моделей записей при импульсном возбуждении [2].

В общем случае определение матриц M , K , D по экспериментальным данным – довольно сложная задача и основные варианты ее решения рассмотрены в [1, 2, 3].

Однако если известен набор собственных чисел λ_i и собственных векторов $\hat{U}_i = LU_i$ в системе обобщенных координат, то по ним однозначно могут быть определены [1, 2] динамические матрицы жесткости и демпфирования: $\tilde{K} = M^{-1}K$; $\tilde{D} = M^{-1}D$.

Для этого рассмотрим характеристическое матричное уравнение системы

$$E\hat{U}\lambda^2 + \tilde{K}\hat{U} + \tilde{D}\hat{U}\lambda = 0, \quad (*)$$

где \hat{U} – $k*2k$ -мерная матрица собственных векторов, столбцами которой являются векторы $\hat{U}_i = LU_i$, а λ – $2k*2k$ -мерная диагональная матрица, элементами которой являются собственные значения λ_i .

Система (*) может быть переписана в виде

$$[\tilde{K} : \tilde{D}] \cdot \begin{bmatrix} \hat{U} \\ \hat{U}\lambda \end{bmatrix} = -\hat{U}\lambda^2$$

разрешив которую относительно $[\tilde{K} : \tilde{D}]$, получим

$$[\tilde{K} : \tilde{D}] = -\hat{U}\lambda^2 \begin{bmatrix} \hat{U} \\ \hat{U}\lambda \end{bmatrix}^{-1}.$$

Здесь предполагается, что набор собственных векторов является полным и включает как комплексные, так и вещественные собственные векторы и собственные числа.

Теперь, если известна матрица M , то матрицы K и D могут быть легко вычислены

$$K = M \cdot \tilde{K}, \quad D = M \cdot \tilde{D}.$$

Необходимо отметить, что, для использования приведенных здесь алгоритмов, несущественно каким образом получены собственные векторы и собственные числа системы. Например, часть из них может быть получена из результатов частотных испытаний путем аппроксимации векторных частотных характеристик, часть может быть получена путем анализа записей свободных колебаний после импульсного возбуждения [2], а часть собственных векторов и собственных чисел может быть получена путем анализа случайных колебаний под действием внешних случайных сил.

Задача идентификации матрицы масс M достаточно подробно описана в [1]. В программном комплексе ИРДМ реализованы вариант идентификации обобщенных масс по параметрам собственных векторов, полученных при различных условиях возбуждения, и вариант идентификации обобщенных масс на основе метода догрузки с учетом изменения форм нормальных колебаний.

В [1, 2] достаточно подробно описаны, реализованные в программном комплексе ИРДМ, алгоритмы идентификации параметров собственных колебаний, формирования базисов систем обобщенных координат, идентификации матрицы масс M , построения математических моделей уравнений динамики и прогнозирования флаттера.

3.2. Организация программных средств и состояние их разработки

Учитывая многообразие возможных вариантов технологии анализа и обработки экспериментальных данных, корректировки РДМ, за основу был принят модульный принцип организации программ. Это дало возможность разбить процесс обработки данных, идентификации и корректировки РДМ на ряд достаточно независимых и относительно простых операций, каждая из которых выполняется отдельным одним или несколькими модулями. Обмен данными между модулями осуществляется с помощью файлов стандартных типов.

Общее управление работой всех модулей и файлами данных осуществляется с помощью управляющей программы-«оболочки» (SH.exe), которая взаимодействует с оператором с помощью гибко программируемой системы многоуровневых меню (см. рис.3.1).

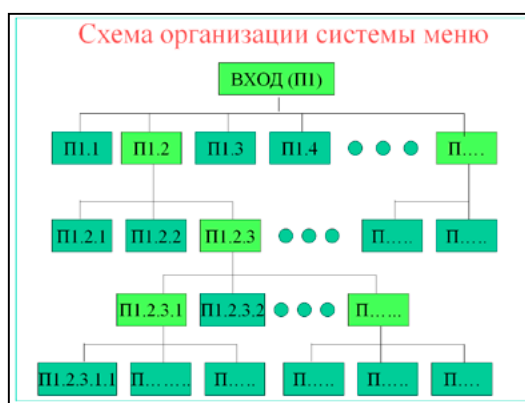


Рисунок 3.1

Каждая позиция (пункт) меню обеспечивает решение определенной задачи. Узловые пункты меню, открывающие следующий уровень задач, обозначены на схеме светлым цветом. Система меню может изменяться редактированием файла настройки «оболочки» меню под именем SH.SFN

с помощью любого текстового редактора в формате «ASCII». Фрагмент файла настройки оболочки приведен в приложении №1.

Вид окна экрана компьютера на этапе первичной обработки экспериментальных данных приведен на рисунке 3.2.

```

sh
SHELL-1: 1998 г.
$MAIN1 gkxtb.bat Графический контроль XT.BIN
$ixf1 chtkbd.bat chtkbd.bat
$immr trxtztf.bat trxtztf.bat расчет частотных характеристик
slfrfd Слияние частотных характеристик по датчи
slfrfrf Слияние частотных характеристик по частот
trxtbds.bat trxtbds.bat Выделения нескольких блоков данных из XT
trxtbd Выделение блока данных из XT.BIN
scovle.bat Счет автоковариаций
scov98.bat Счет ковариаций ГРУППЫ ЗАПИСЕЙ
gkxt.bat Графический контроль XT.DDD
trxts1.exe Счет спектра XS.DDD
gkxs.bat Графический контроль спектра XS.DDD
ren xs ixf Пересылка спектра XS.DDD в IXF.DDD
korfrf1 Модиф. FRF (учет масс, жестк. и демп. в
$immr Построение модальной модели отклика

Расчет частотных характеристик по результатам измерений
при однократном полигармоническом возбуждении,
"сшивание" файлов частотных характеристик по датчикам и частотам

```

Рисунок 3.2

В левой колонке зеленого поля окна отображаются узловые пункты, а в правой колонке зеленого поля каждая строка соответствует решению определенной локальной задачи анализа и обработки данных. Имена узловых пунктов меню начинаются с символа «\$». Ярким цветом выделен активный в данный момент пункт меню.

Изменение активного пункта меню осуществляется нажатием клавиш ←, ↑, → или ↓ на клавиатуре компьютера.

На синем поле справа приводится краткий комментарий, поясняющий функцию каждого пункта меню. На синем фоне в нижней части экрана отображается расширенный комментарий, поясняющий назначение активного пункта меню.

Текст в колонке пунктов меню обычно соответствует имени командного файла, которому передается управление при нажатии на клавишу «Enter».

```

sh
SHELL-1: 1998 г.
$MAIN1 gkixf.bat Графический контроль ixf.ddd
$ixf1 corrmf Удаление корректируемых тонов в MMR.DDD
$immr sxfam Расчет невязки математической модели
gkdsxf.bat Графический контроль dxf.ddd sxf.ddd
sbgk Счет базиса главных компонент фрагмента.
cdxfqxf Обход перехода в базис главных компонент
gkgxf.bat Графич. контроль в главных компонентах.
dspol.bat Счет полюсов FRF
SMMF СЧЕТ МАТ. МОДЕЛИ ФРАГМЕНТА
DOPMMR ДОПОЛНЕНИЕ МОДАЛЬНОЙ МОДЕЛИ
trmmxst1 Преобр. спектральной модели в модальную
prmmxr.bat введение весовых коэффициентов датчиков
gkmm2 Гр. контроль эпок собственных форм
gkmm3d Гр. контроль пространственных форм
$ibgrnk Формирование базисов систем координат
$irmsg Идентификация уравнений и расчет корней

Графический контроль dxf.ddd sxf.ddd
gkdsxf.bat

```

Рисунок 3.3

На рисунке 3.3 приведен вид экрана для задачи идентификации модальной модели частотной характеристики при активном пункте графического контроля невязки фрагмента ЧХ с его модальной моделью.

Последние два пункта меню соответствуют задачам формирования базисов систем рабочих координат, идентификации уравнений колебаний и расчетам параметров собственных колебаний в пространстве параметров объекта и среды.

Вариант типичного командного файла, соответствующего активному пункту меню на рисунке 3.3, приведен на рисунке 3.4.

```

echo off
call inpf.bat gkdsxf.nf
copy gkdsxf.nf gkxf.nf

:1.0
cls
echo Графический контроль данных в файле данных DSXF.DD
echo Варианты работы:
echo R - редактирование задания
echo D - вывод на дисплей или в файл
echo E - выход из режима графического контроля
rem he ask "Введите R, D или E : ", RDE
CHOICE /C:RDE "Введите R, D или E : "
if errorlevel 3 goto c
if errorlevel 2 goto D
me gkdsxf.nf
copy gkdsxf.nf gkxf.nf
goto 1.0
:D
ECHO Идет запись графика в файл!
gkxf.exe > nul
pause
goto 1.0
:e
EXIT

```

Рисунок 3.4

На рисунке 3.5 приведен вид фрагмента экрана при активации пункта меню, соответствующего рисунку 3.3.

Рисунок 3.5

Обычно при этом открывается возможность оператору в диалоговом режиме выбрать вариант решения. В данном примере обеспечивается возможность или редактирования файла настройки задания программного модуля, соответствующего данному пункту меню, и/или передачи управления соответствующему исполняемому файлу (программе), или выхода в основное меню.

На рисунке 3.6 приведен вид экрана при редактировании с помощью стандартного текстового редактора «multiedit» файла настройки (задания) для графического представления частотных характеристик.

```

c:\ch
C:\ Multi-Edit 5.00P [Text Edit] Ins 123k 16.06.14 14:50
"D:\WRK\DPM70M-1\POLITE-1\PG3013-1\GKDSXF.NF" loaded.
A 0:\WRK\DPM70M-1\POLITE-1\PG3013-1\GKDSXF.NF=I
0, Kase =0/vt, =5/v файл формата .hgl
xs1.hgl имя файла для графика
28,18, x1,y1 - stranicu
100,120,130,fmin,fmax
9,nk3,6,9,13,16,19,23,26,29,2,5,8,12,15,18,22,25,28,
1,4,7,11,14,17,21,24,27,3,11,12,13,4,5,6,7,8,9,10,6,11,16,21,26,31,16,31,46,61,
7,1,12,2,10,3,11,5,13,6,3,7,5,8,15,1,4,2,2,3,kp(2,nk)
sxf,ddd
7,1,7,1,1,1, - ipr(2),ipk(2) - kody perjew ramok i texta
1,9,9,9, - x0,y0,x1,y1 polja godografa
1,2,12,6, - x0,y0,x1,y1 polja ampl. grafika
15,9,12,9, - x0,y0,x1,y1 polja log10. ampl. grafika
15,2,12,6, - x0,y0,x1,y1 polja faz
1,8,4, - x,y,size texta o komponentah
13,0,1,5,48, 'ХАР-КИ pgt 29.05.14 14:59 '
1,18,5,0,1,
0, k1 = 0 - konec
>> EOF <<

```

Рисунок 3.6

Входными данными для модального анализа являются измеренные в процессе летных, наземных или трубных испытаний частотные характеристики объекта, а также записи колебаний объекта при случайном, полигармоническом или импульсном возбуждении.

В настоящее время комплекс позволяет:

- идентифицировать параметры собственных колебаний (модальную модель) объекта по результатам измерений ВЧХ, записям свободных колебаний объекта после импульсного возбуждения и под действием случайных неконтролируемых сил типа «белый шум»;
- формировать базис системы обобщенных координат на основе метода главных компонент для фрагмента ВЧХ или модальной модели отклика;
- идентифицировать динамические матрицы жесткости и демпфирования;
- формировать базис системы нормальных координат;
- осуществлять контроль результатов идентификации путем сопоставления экспериментальных и «модельных» частотных характеристик;
- идентифицировать обобщенные массы методом догрузки и на основе сопоставления модальных моделей откликов конструкции с решением задачи Ритца для импульсного силового воздействия;
- формировать локальные математические модели уравнений по матрицам динамических жесткостей и демпфирований, базису нормальных координат и величинам обобщенных масс;
- формировать регрессионные математические модели (РММ) уравнений движения в пространстве параметров конструкции и потока;
- рассчитывать характеристики флаттера по полученной РММ;
- производить корректировку РММ для расчетной оценки влияния дополнительных грузов, пружин и демпферов на параметры тонов собственных колебаний объекта и границы флаттера;
- оформлять результаты модального анализа в виде графиков АФЧХ и рисунков форм тонов нормальных колебаний.



3.3 Перечень основных программных модулей комплекса ИРДМ

1. SH.exe – управляющая программа («программная оболочка»).
2. DSPOL.exe – идентификация полюсов фрагмента векторной частотной характеристики (ВЧХ).
3. GKFRF.exe – программа рисования годографов ВЧХ и графиков АЧХ и ФЧХ.
4. GKMM2.exe – программа рисования форм тонов собственных колебаний по результатам модального анализа в виде линейных графиков.
5. GKMM3D.exe – программа рисования 3-мерных форм тонов собственных колебаний по результатам модального анализа.
6. IBD.exe – идентификация динамических матриц жесткости и демпфирования.
7. IGMД.exe – идентификация обобщенных масс на основе метода догрузки с учетом изменчивости форм нормальных колебаний.
8. IGMM.exe – идентификация обобщенных масс по параметрам собственных колебаний, полученным при различных условиях возбуждения.
9. IRMBDRK.exe – формирование обобщенной (регрессионной) математической модели уравнений (PMM) в базисе рабочих координат.
10. NBNK.exe – нормировка базиса нормальных координат.
11. SBGK.exe – расчет базиса главных компонент фрагмента ВЧХ.
12. SBGKM1.exe – вычисление главных компонент модальной модели ВЧХ.
13. SBNK.exe – программа формирования базиса нормальных координат.
14. SBRK.exe – формирование матриц перехода в рабочие координаты и обратно.
15. SCOV.exe – вычисление матрицы ковариационных функций по записям случайных колебаний.
16. SFRS.exe – расчет фундаментального решения динамической системы по ее уравнениям.
17. SGRM.exe – расчет годографов собственных значений системы в пространстве варьируемых параметров по PMM.
18. SMBD.exe – формирование локальной модели уравнений по экспериментальным матрицам динамической жесткости и демпфирования, базису нормальных координат и обобщенным массам.
19. SMBDR.exe – формирование «локальной» модели уравнений по PMM.
20. SMMF.exe – расчет собственных векторов MM фрагмента ВЧХ по известным собственным значениям системы..
21. SMMX.exe – расчет модальной модели отклика по фундаментальному решению динамической системы.
22. SXFAM.exe – программа расчета невязки между экспериментальными данными и MM.
23. SXFMRD.exe – расчет параметров вынужденных колебаний.
24. TRBDNK.exe – преобразование базиса рабочих координат, матриц динамической жесткости и демпфирования в нормальные координаты.
25. TRMMXST1.exe – преобразование модальной модели спектра отклика в модальную модель отклика.
26. TRXF.exe – перевод ВЧХ в базис главных компонент.
27. TRXTS1.exe – преобразование Лапласа временной реализации.

4. Примеры использования МИС-300М+ для модального анализа динамически подобной модели (ДПМ)

Результаты испытаний и модального анализа специальной тестовой ДПМ, наглядно иллюстрируют некоторые возможности ИВК МИС-300М+.

На рисунке 4.1 приведена фотография общего вида рабочего места оператора при наземных частотных испытаниях ДПМ с помощью оборудования, блок-схема которого приведена на рисунке 4.2.

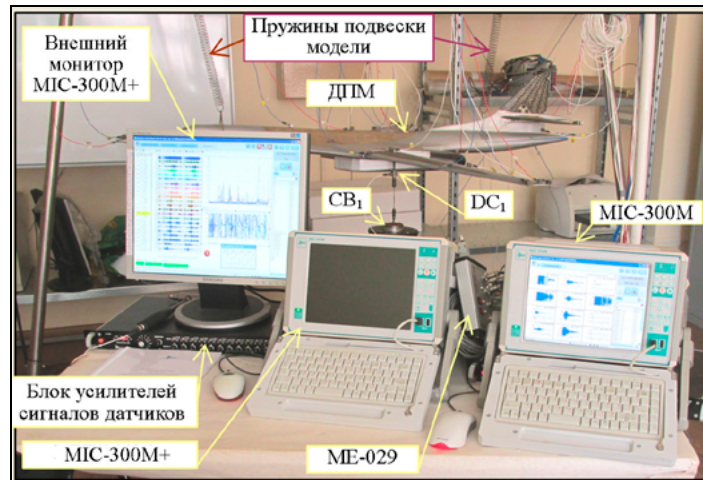


Рисунок 4.1

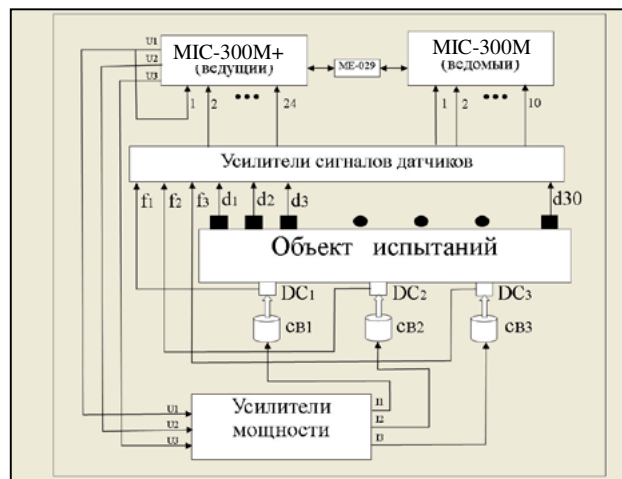


Рисунок 4.2

ДПМ препарирована системой из 30-ти виброакселерометров d_1, \dots, d_{30} , расположенных на фюзеляже, крыльях и хвостовом оперении модели. Ведущий МИС-300М+ с внешним монитором, ведомым МИС-300М и блоком синхронизации ME-029 располагались на столе оператора. ДПМ подвешивалась на пружинах так, чтобы частоты колебаний модели как жесткого целого на подвеске были в 5-10 раз ниже частоты первого тона упругих колебаний модели. Колебания модели вызывались с помощью одного электродинамического вибровозбудителя СВ1, хотя в системе МИС-300М+ предусмотрена возможность использования до 3-х силовозбудителей (устройств возбуждения) СВ1, ..., СВ3, возбуждающие силы (f_1, \dots, f_3) от которых контролируются датчиками сил ДС1, ..., ДС3.

4.1. Измерение ЧХ в режиме моногармонического возбуждения

Технология измерений частотных характеристик при моногармоническом возбуждении в режиме установившихся колебаний обеспечивает наибольшую точность результатов и в настоящее время является основной технологией при наземных частотных испытаниях как натуральных летательных аппаратов, так и их моделей. На рисунке 4.3 приводится вид экранной формы в процессе предварительных измерений частотных характеристик ДПМ, изображенной на рисунке 4.1.

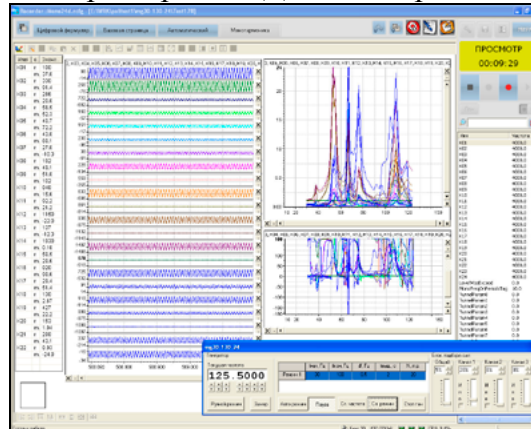


Рисунок 4.3 Вид экрана MIC-300M+ в процессе предварительных измерений частотных характеристик ДПМ при моногармоническом возбуждении

Эта экранная форма настроена на работу с внешним монитором, имеющим значительно больший размер, чем монитор встроенный в MIC-300M. Назначение полей экрана то же, что и на рисунке 2.3.2, однако количество информации (каналов), отображенной на экране значительно больше.

На рисунке 4.4 приводится пример результатов измерений, полученный средствами MS Excel по результатам измерений с помощью MIC-300M+.

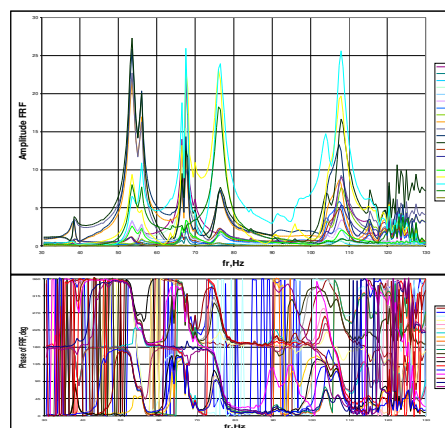


Рисунок 4.4 Пример оформления ЧХ средствами MS Excel по результатам измерений при моногармоническом возбуждении

Еще раз отметим, что эти результаты могут быть преобразованы с помощью программы `tnprxf.exe` в формат типа `xf.ddd` системы ИРДМ для модального анализа и идентификации уравнений динамики испытываемого объекта.

4.2. Измерение ЧХ в режиме полигармонического возбуждения

Возможность измерения ВЧХ за минимальное время весьма важна при динамических испытаниях моделей в скоростных АДТ в связи с высокой стоимостью поточного времени.

При летных испытаниях натуральных объектов кроме цены полетного времени может являться существенным факт непрерывного изменения массовых параметров испытываемого объекта, связанный с расходом топлива, и проблемы выдерживания заданных параметров режима полета в течение длительного промежутка времени. Поэтому возможность формирования и воспроизведения тестовых сигналов, обеспечивающая практическую реализуемость измерений ЧХ при полигармоническом возбуждении за минимальное время, весьма важна как при испытаниях на флаттер ДПМ в скоростных АДТ, так и при летных испытаниях на флаттер летательных аппаратов.

Для этой цели в ЦАГИ была разработана в среде MS Fortran специальная программа Sign2012.exe для расчета массива мгновенных значений тестового сигнала по заданным распределениям амплитуд колебаний в частотной и временной областях. Сигнал воспроизводится в виде напряжений на выходных каналах цифро-аналоговых преобразователей (ЦАП). При формировании тестового сигнала используются как амплитудная, так и частотная модуляции. Это обеспечило возможность наиболее надежного возбуждения исследуемых тонов объекта при существенных ограничениях по уровню колебаний в различных частотных диапазонах. Пример осциллограмм тестовых сигналов во временной области приведен на рисунке 2.2.3, а их амплитудные и фазовые спектры изображены на рисунке 2.2.4.

Применение технологии измерений при полигармоническом возбуждении позволяет на один-два порядка сократить время, необходимое для измерения частотных характеристик, по сравнению с технологиями при моногармоническом возбуждении в режиме установившихся колебаний. При этом точность измерений остается достаточно высокой.

На рисунке 4.5 приводится вид экранной формы по окончании процесса измерений частотных характеристик ДПМ, изображенной на рисунке 4.1, при полигармоническом возбуждении.

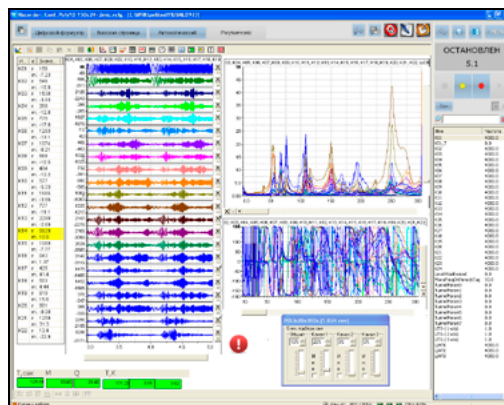


Рисунок 4.5 Вид экрана MIC-300M+ в процессе измерений частотных характеристик ДПМ при полигармоническом возбуждении.

Эта экранная форма настроена на работу с внешним монитором. Назначение полей экрана то же, что и на рисунке 2.3.3, однако, количество информации, отображенной на экране, значительно больше.

В отличие от измерений в режиме с моногармоническим возбуждением при этих измерениях использовался и второй MIC-300M, изображенный на рисунках 4.1 и 4.2.

4.3. Измерения со случайным или импульсным внешним возбуждением

При измерениях с внешним импульсным контролируемым возбуждением, когда возбуждение производится с помощью внешнего устройства, обеспечивающего контроль возбуждающего усилия и не влияющего на динамические характеристики объекта испытаний по окончании воздействия, технология анализа результатов может не отличаться от технологии, применяемой при полигармоническом возбуждении.

При этом для измерений можно воспользоваться экранной формой, соответствующей измерениям с полигармоническим возбуждением, с настройкой начала регистрации по каналу, соответствующему датчику входного воздействия. Однако, при этом надо помнить о том, что для случая систем с очень малым демпфированием при идентификации параметров собственных колебаний объекта, могут быть особенности в связи с недостаточной длиной анализируемого процесса.

Для измерений с внешним неконтролируемым импульсным или случайным возбуждением может быть использована экранная форма типа изображенной на рисунке 2.3.4.

Вариант экранной формы, использовавшейся при испытаниях ДПМ, приведен ниже на рисунке 4.6.

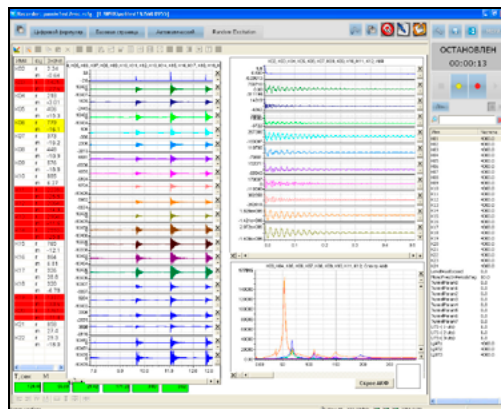


Рисунок 4.6 Вид экрана при измерениях с внешним неконтролируемым (турбулентным/импульсным) возбуждением

В отличие от рисунка 2.3 в окне визуализации автоспектров по оси Y выбран не логарифмический, а линейный масштаб.

В данном случае внешнее случайное возбуждение моделировалось серией ударов по модели, что хорошо видно в поле осциллограмм. В правом верхнем углу отображены автоковариационные функции сигналов, а в нижней, правой части экрана приведены автоспектры сигналов датчиков.

Как и при измерениях с полигармоническим возбуждением при этих измерениях использовался второй МС-300М, изображенный на рисунках 4.1 и 4.2.

4.4. Пример результатов модального анализа

Как упоминалось в разделе 3, цель всех описанных выше экспериментов состояла в получении экспериментальных данных для идентификации параметров собственных колебаний испытываемого объекта.

В данном разделе приводятся наиболее характерные результаты, отражающие этапы модального анализа на примере описанных выше испытаний динамической подобной модели.

На рисунке 4.7 представлены типичные результаты измерений по первым 10-ти из 30-ти акселерометров векторных частотных характеристик (ВЧХ), измеренных в течение эксперимента.

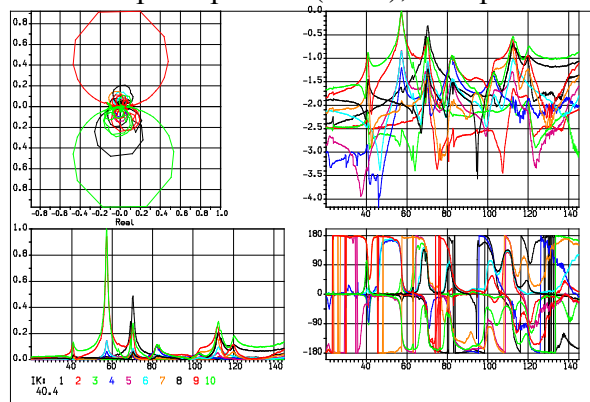


Рисунок 4.7 Пример результатов измерений ВЧХ

В левом верхнем углу рисунка приведен годограф ВЧХ, ниже изображена амплитудно-частотная характеристика, в правом верхнем углу приводится зависимость логарифма модуля ВЧХ, а справа, внизу – фазовая характеристика.

Идентификация модальных моделей в виде параметров собственных колебаний U_i , λ_i производилась путем аппроксимации Векторных Частотных Характеристик (ВЧХ) функциями вида

$$X(j\omega) = \sum_{i=1}^{2k} \frac{U_i}{(j\omega - \lambda_i)}$$

по фрагментам ВЧХ, отличающимся интервалами частот.

На рисунке 4.8 приведен пример графического контроля результатов идентификации модальной модели фрагмента ВЧХ

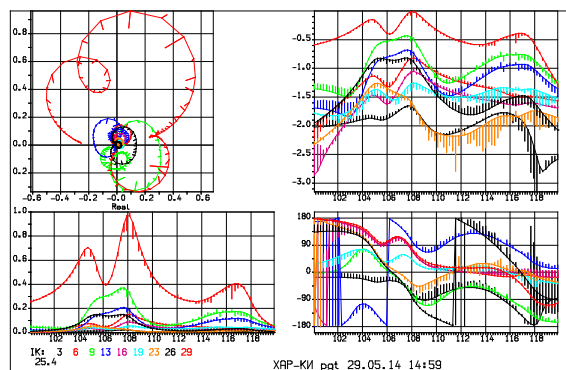


Рисунок 4.8 Пример графического контроля результатов идентификации модальной модели фрагмента ВЧХ.

Расположение полей на рисунке 4.8 такое же, как на рисунке 4.7. Непрерывными линиями соединены точки, соответствующие математической модели, а экспериментально полученные точки соответствуют точкам на концах линий, соединяющих их с точками математической модели.

По результатам идентификации модальных моделей фрагментов ВЧХ формировались модальные модели объекта в заданном частотном диапазоне. Пример распечатки такой модели приведен в приложении 2.

На рисунке 4.9 приводятся результаты модального анализа в виде эпюр форм собственных колебаний модели.

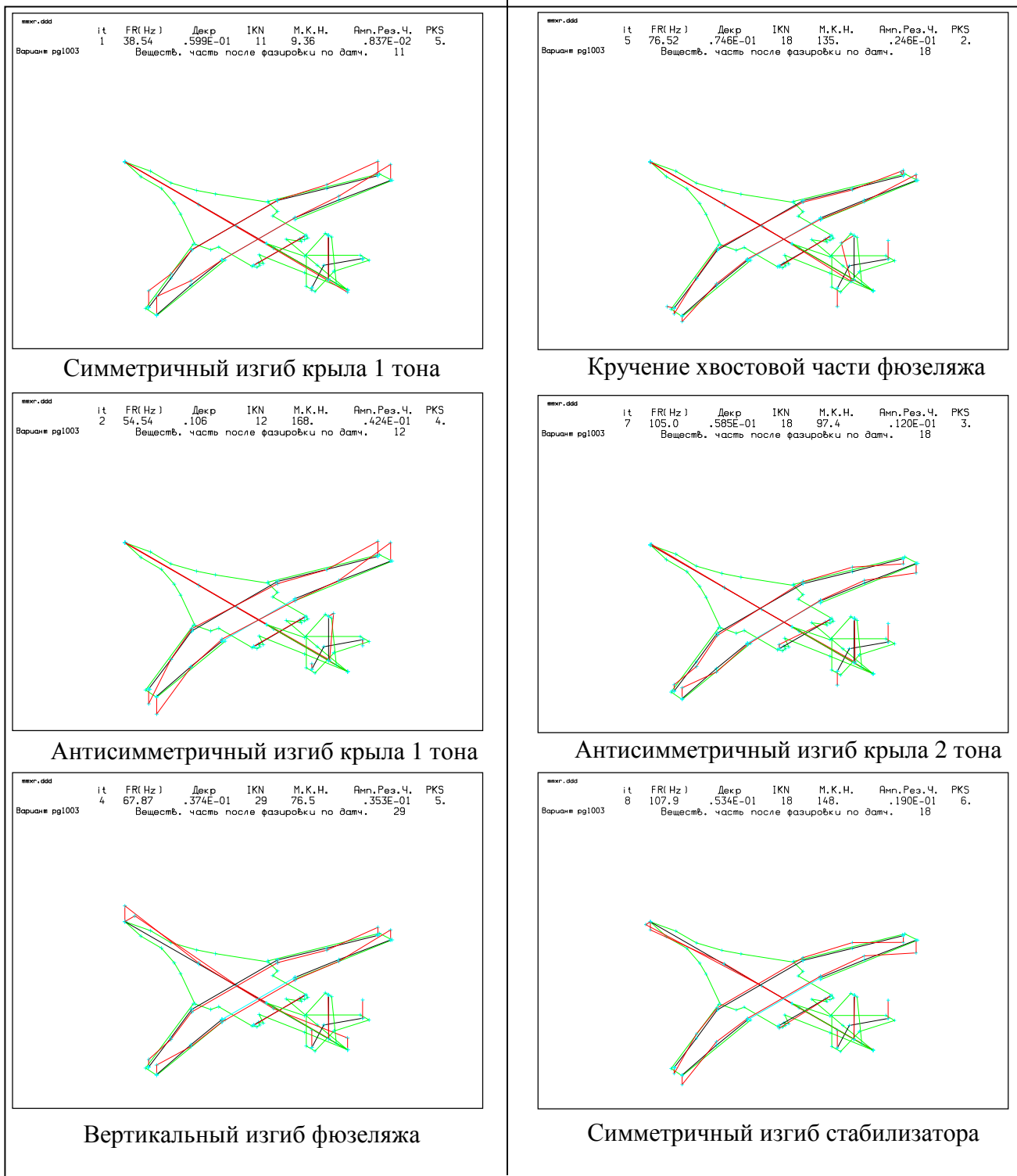


Рисунок 4.9 Формы тонов собственных колебаний, полученные по результатам испытаний

Приведенные выше результаты подтверждают возможность использования ИВК МІС-300М+ для проведения динамических испытаний и модального анализа по результатам измерений.

5. Основные выводы по результатам работы

1. ИВК МІС-300М+ обеспечивает виды экспериментов при динамических испытаниях ЛА и их моделей, заявленных в требованиях ЦАГИ.
2. Вычислительная часть ИВК МІС-300М+ обеспечивает возможность применения программного обеспечения ЦАГИ для модального анализа и прогнозирования явлений аэроупругости.
3. ИВК МІС-300М+ может быть рекомендован к использованию при динамических испытаниях ЛА и их моделей.
4. Однако:
 - 4.1 процедуры наладки экранных форм, настройки экспериментов достаточно трудоемки;
 - 4.2 переход с одного вида эксперимента на другой достаточно сложен и требует относительно много времени, что приведет к дополнительным затратам поточного времени при испытаниях в аэродинамических трубах (АДТ);
 - 4.3 некоторое запаздывание в отображении оперативной информации в ходе эксперимента создает дополнительные трудности, влияющие на безопасность эксперимента в АДТ.

Список литературы

- 1 Брянцев Б. Д. Базовые алгоритмы идентификации и коррекции математических моделей динамики конструкций летательных аппаратов по результатам динамических испытаний. Препринт N7 ЦАГИ, 23с., Москва, 1990 г.
- 2 Брянцев Б. Д., Зиченков М. Ч., Ключкин Н. Г., Парышев С. Э. Идентификация модальных параметров и прогнозирование флаттера по отклику на турбулентное возбуждение // Сборник трудов 5-го международного научно-технического симпозиума «Авиационные технологии XXI века» том 1, 1999 г. стр. 886-897.
- 3 Брянцев Б. Д. Некоторые результаты применения метода заданных перемещений при исследованиях флаттера на моделях в скоростной аэродинамической трубе // Труды ЦАГИ, 2005 г, вып. 2669, стр. 77-83.
- 4 Bart Peetersa, Herman Van der Auweraera, Patrick Guillaumeb, Jan Leuridana «The PolyMAX frequency-domain method: a new standard for modal parameter estimation» Shock and Vibration 11 (2004) 395–409.
- 5 Lms International, LMS Test. Lab – Structural Testing Rev 4B, Leuven, Belgium, www.lmsintl.com, 2003.
- 6 МІС-300М Прибор для измерения, регистрации и анализа параметров вибрационных процессов. Руководство по эксплуатации, НПП «МЕРА», 2005 г.
- 7 Руководство оператора ИВК МІС-300М+ по работе с комплексом программ проведения наземных частотных испытаний летательных аппаратов и испытаний моделей в аэродинамических трубах ЦАГИ, НПП «МЕРА» 2014 г.
- 8 WinПОС Пакет Обработки Сигналов. Руководство пользователя, издание второе, НПП «МЕРА», г. Королев, 2009 г.

Приложение 1

Пример фрагмента файла sh.sfn – файла настройки пунктов меню.

```

1,-----
$MAIN1
9,72,6,7,25,2,73,3,4,5
ОСНОВНОЕ МЕНЮ
1
ОСНОВНОЙ УЗЕЛ
2,-----      номер локальной команды/узлового пункта меню
$sixf          Имя узлового пункта меню
10,31,9,32,33,34,40,41,42,45,10,      Количество и номера локальных команд
Обработка данных при наз.част.испытаниях      краткий комментарий
4          количество строк расширенного комментария
Преобразование данных из формата CVA в формат IRDM } Строки
Графический контроль экспериментальных данных      } расширенного
Идентификация модальных моделей с идентификацией } комментария
частот и декрементов тонов свободных колебаний
3,-----
$immr
16,32,33,34,36,37,38,40,41,42,45,46,10,67,68,4,5
Построение модальной модели отклика
1
Построение модальной модели отклика
4,-----

      •      •      •

14,-----      номер локальной команды/ пункта меню
gkxtb.bat          Имя пункта меню, соответствующего локальной задаче
gkxtb.bat имя командного или исполнительного файла решения локальной задачи
Графический контроль XT.BIN      краткий комментарий
2          количество строк расширенного комментария
Графический контроль XT.BIN      } Строки расширенного
С отделением статической составляющей      } комментария
15,-----

      •      •      •

```

Примечание: выделенный курсивом подчеркнутый текст является пояснениями и в файле sh.sfn отсутствует.



Приложение 2

Пример распечатки фрагмента модальной модели

Вариант pg30130z3

НОМЕРА ТОНОВ	1		2		4		5		7		8	
ЧАСТОТЫ, ГЦ	38.54		54.54		67.87		76.52		105.0		107.9	
ДЕКРЕМЕНТЫ	0.599E-01		0.106		0.374E-01		0.746E-01		0.585E-01		0.534E-01	
ikn, kdn	11	11	12	12	29	29	18	18	18	18	18	18
Мод. комп. норм.	9.36		168.		76.5		135.		97.4		148.	
АМП. на РЕЗ. ч.	0.837E-02		0.424E-01		0.353E-01		0.246E-01		0.120E-01		0.190E-01	
проц. кв. сост.	5.		4.		5.		2.		3.		6.	
IK KDAT. ВЕС.	REAL	IMAG	REAL	IMAG	REAL	IMAG	REAL	IMAG	REAL	IMAG	REAL	IMAG
1 κ1 1.0E+00	6	34	-14	-21	854	-37	0	-2	17	5	-440	46
2 κ2 1.0E+00	-18	3	-3	-5	51	-6	-2	0	-1	0	48	-5
3 κ3 1.0E+00	-47	1	0	-3	-80	0	1	0	-6	0	-16	-1
4 κ4 1.0E+00	-118	37	-10	-26	644	-16	-15	-4	-18	-2	17	0
5 κ5 1.0E+00	-9	-2	124	0	-132	9	82	1	-117	-2	109	-12
6 κ6 1.0E+00	15	-12	-124	-2	-141	-10	-83	-3	104	-1	144	-3
7 κ7 1.0E+00	229	-9	9	0	-91	9	59	1	-258	-12	235	-17
8 κ8 1.0E+00	206	-12	-22	-5	-110	-5	-65	-3	241	4	320	14
9 κ9 1.0E+00	905	-7	-800	-17	414	-39	-308	-8	348	24	-329	21
10 κ10 1.0E+00	787	10	820	0	431	35	288	9	-274	-5	-362	-31
11 κ11 1.0E+00	999	0	-963	-27	505	-42	-324	-13	579	34	-526	33
12 κ12 1.0E+00	865	12	999	0	541	38	309	9	-523	-14	-688	-46
13 κ13 1.0E+00	237	-14	-37	0	-97	12	103	-1	-179	-14	186	-12
14 κ14 1.0E+00	201	-9	26	-5	-106	-5	-85	-3	147	1	212	16
15 κ15 1.0E+00	-4	-3	99	0	-140	9	69	1	-67	-1	77	-6
16 κ16 1.0E+00	8	-9	-99	-2	-143	-7	-65	-2	48	-2	85	-2
17 κ17 1.0E+00	-131	30	299	-24	957	-55	-982	-20	-745	-14	961	-68
18 κ18 1.0E+00	-55	43	-327	-30	995	-6	998	0	999	0	998	0
19 κ19 1.0E+00	-26	-6	319	5	-19	-17	-797	-5	42	-24	34	-14
20 κ20 1.0E+00	-14	1	61	0	24	-2	-178	0	69	-8	-3	-1
21 κ21 1.0E+00	7	22	20	-15	620	-28	-25	-3	71	-5	-293	26
22 κ22 1.0E+00	3	1	26	0	24	2	28	0	0	1	-1	1
23 κ23 1.0E+00	0	-1	49	3	-43	0	-177	-1	87	-10	-16	-1
24 κ24 1.0E+00	24	-19	-53	0	14	24	341	-11	93	-21	-33	-10
25 κ25 1.0E+00	136	5	98	1	60	26	292	8	53	10	82	-9
26 κ26 1.0E+00	2	-2	26	1	-22	-2	-45	-1	231	-2	-149	16
27 κ27 1.0E+00	8	0	9	0	24	2	14	0	-11	6	-3	7
28 κ28 1.0E+00	24	-8	-41	6	-242	10	68	3	128	-4	-136	4
29 κ29 1.0E+00	-65	42	-315	-35	999	0	915	6	943	1	919	4
30 κ30 1.0E+00	0	0	0	0	0	1	0	1	0	1	0	1

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ОБРАБОТКИ ШИРОКОПОЛОСНОГО СИГНАЛА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ДАТЧИКА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ НА ВНУТРИСВЕТОВОДНОМ ЭФФЕКТЕ ДОПЛЕРА

Г. Я. Буймистряк, В. Н. Николаев,

ООО «Сенсорное приборостроение «Интел-Системы», Санкт-Петербург

Ключевые слова: мониторинг конструкций, акустическая эмиссия, волоконно-оптический датчик, эффект Доплера, акустооптическое гетеродинирование, демодулятор сигнала

Рассмотрены новые методы демодуляции широкополосных сигналов волоконно-оптических датчиков акустической эмиссии на доплеровских элементах. Анализируется способ и устройство интегрального волоконного акустооптического демодулятора на микро-сужении волокна, который даёт более компактную конструкцию. Анализируется способ и устройство оптического частотного демодулятора на основе узкополосной дифракционной решётки Брэгга, который даёт полностью волоконно-оптическую простую и надёжную конструкцию акустооптического демодулятора.

Введение

Традиционные виды (периодический, сезонный, предполетный, по определенному числу часов налета) и методы (визуальный, рентгеновский, токовихревой и т.п.) неразрушающего контроля авиационных конструкций - дискретны и трудоемки, связаны с человеческим фактором, обуславливающим неточность и ненадежность проведения контроля, невозможность контроля труднодоступных участков конструкции, а также связаны с длительным временем простоя воздушного судна во время контроля и следовательно его убыточностью в данном временном интервале.

Во многих практических случаях непрерывного неразрушающего контроля (мониторинга) авиационных конструкций наиболее эффективным методом оказывается метод акустической эмиссии [1], особенно при реализации на основе помехоустойчивых интеллектуальных волоконно-оптических датчиков [2], [3].

Наиболее перспективными волоконно-оптическими датчиками акустической эмиссии (ВОДАЭ) являются, по нашему мнению, ВОДАЭ частотного типа, основанные на:

- эффекте модуляции оптической частоты сигнала отражения от дифракционной решётки Брэгга;

- эффекте модуляции частоты излучения волоконного лазера;

и особенно, на эффекте внутрисветоводного доплеровского сдвига оптической частоты под действием акустических волн [4].

Наше мнение обосновано тем, что отношение сигнал/шум частотных доплеровских ВОДАЭ значительно выше, чем у других ВОДАЭ (фазовых, амплитудных и поляризационных) и они конструктивно проще и дешевле, имеют широкополосный сигнал, имеют сферическую диаграмму направленности, что обеспечивает равномерный и полный контроль объёмных авиационных конструкций.

ВОДАЭ на основе внутрисветоводного эффекта Доплера

Принцип работы основан на недавно обнаруженном внутри-волоконном эффекте Доплера и состоящем в том, что частота световой волны f_0 излучения узкополосного ($\Delta f_0 = 1-3$ МГц) лазерного диода (ЛД), прошедшего через оптическое волокно длиной L сдвигается со скоростью dL/dt при воздействии акустического давления (волокно движется или вибрирует) в кольцевом волоконном доплеровском элементе (ДЭ) на величину f_D :

$$f_D = -\frac{n_s \cdot dL}{\lambda_0 \cdot dt} = -\frac{n_s}{\lambda_0} \cdot [\vec{v} \cdot \vec{t}]_B^A - \frac{n_s}{\lambda_0} \int_C k \cdot \vec{v} \cdot \vec{I} ds$$

Где:

R – радиус волоконного кольца; N – число витков волокна; n_s – показатель преломления; k – кривизна; v – вектор скорости; t – единичный вектор направления в точках А и В; I – единичный нормальный вектор; ds – предельно малый сегмент кольца оптоволоконна

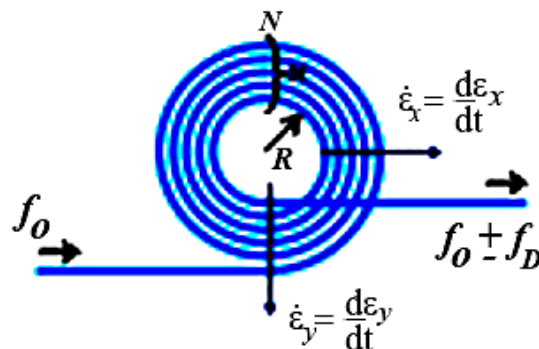


Рис. 1 Принцип действия чувствительного элемента частотного ВОДАЭ на ДЭ

Частота доплеровского сдвига f_D , например в диапазоне 0.1 Гц – 1 МГц, в общем случае выделяется из оптического сигнала с помощью акустооптического гетеродинамирования (АОГ). Структурная схема ВОДАЭ приведена на рис. 2.

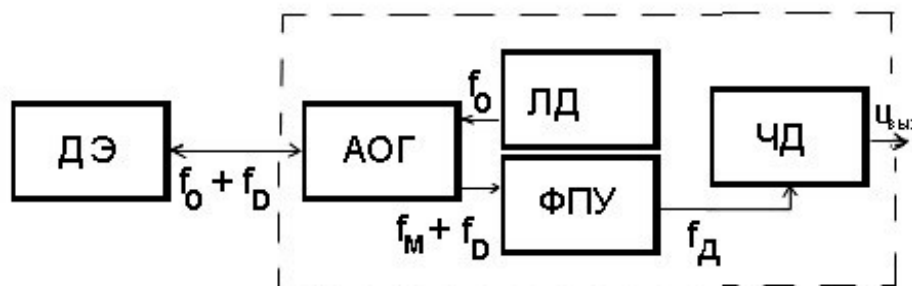


Рис. 2 Структура частотного ВОДАЭ на ДЭ

Принцип АОГ состоит в том, что акустооптический модулятор сдвигает оптическую частоту f_o узкополосного оптического сигнала от ЛД, значение которой около 195 ТГц, на постоянную величину частоты модуляции f_M (например, 80 МГц), формирования биений с частотой $f_M + f_D$ на входе фотоприемного устройства (ФПУ), оптоэлектронного преобразования в ФПУ и преобразования девиации частоты f_D в выходной сигнал $U_{вых}$ в частотном детекторе (ЧД).

ВОДАЭ на ДЭ имеет очень высокую чувствительность (достижимое сейчас разрешение деформации составляет 10^{-11} относительного удлинения волокна ($\sim 10^{-5}$ млн $^{-1}$) в экстремально широком диапазоне частот от 0.1 Гц до 10 МГц, путем реализации принципа лазерного доплеровского измерения скорости (ЛДИС) микро-смещений оптического волокна.

Деформации (удлинения - сжатия) волокна отдельно измерялись точным ЛДИС (разрешение $\leq 10^{-7}$ мкм/В), например типа “Vibroducter-1002” фирмы “Melectro”.

Оценка чувствительности производилась так, что напряжение, подаваемое на пьезоэлектрический излучатель (например от генератора ГЗ-123) изменялось на соответствующей тестовой частоте так, что выходной сигнал ЧД изменялся от 0 до U_{max} . В частности, напряжению U_{max} на частоте 100 кГц соответствовала деформация волокна в 100 мкм. Затем мощность акустического сигнала снижалась до минимальной регистрируемой по выходу ЧД величины, которая соответствовала 10^{-5} мкм. Таким образом, полный динамический диапазон D на частоте 100 кГц составил величину по напряжению $D_{100кГц} = 20 \lg [10^2/10^{-5}] = 140$ дБ. Аналогично на частоте 1 кГц пороговая деформация равна 10^{-6} мкм, $D_{1кГц} = 160$ дБ.

Широкополосные и безрезонансные частотные характеристики ВОДАЭ на ДЭ определяются не конструктивными размерами сенсора, а микронной толщиной оптического волокна.

Однако, многокомпонентная и точная механическая конструкция демодулятора широкополосных акустических сигналов на традиционном АОГ с объёмным акустооптическим сдвигателем частоты на монокристалле TeO_2 – относительно дорогая, имеет существенные габариты и содержит ряд источников нестабильности сигнала, в силу совокупности нескольких оптических и электрических преобразований.

Предлагаемые нами новые технические решения направлены на упрощение способов обработки широкополосных акустоэмиссионных сигналов, которые позволяют выполнить ВОДАЭ на ДЭ конструктивно проще и дешевле, с повышенным отношением сигнал/шум, в силу одного преобразования акустико-оптического сигнала в электрический.

Внутрисветоводный способ обработки на микросужении

С помощью лазерного формообразования производится микро-сужение оптического волокна, микроскопное изображение которого показано на рис. 3.

Акустооптический сдвигатель частоты – ключевой элемент АОГ - реализуется на внутри-волоконном взаимодействии вытекающих оптических мод: между модой основного излучения ЛД с частотой f_o и модой, модулированной частотой f_M , с помощью конусного пьезопреобразователя 1 в микросужении оптического волокна, как показано на рис. 4.

Взаимодействие оптических мод происходит на участке оптического волокна 2, с поперечным размером около 10 мкм.

Частота оптического излучения в выходном волокне 3 $f_o - f_m$ сдвинута на величину частоты модуляции f_m , например, на 40 МГц.



Рис. 3 Микроскопный вид микро-сужения оптического волокна

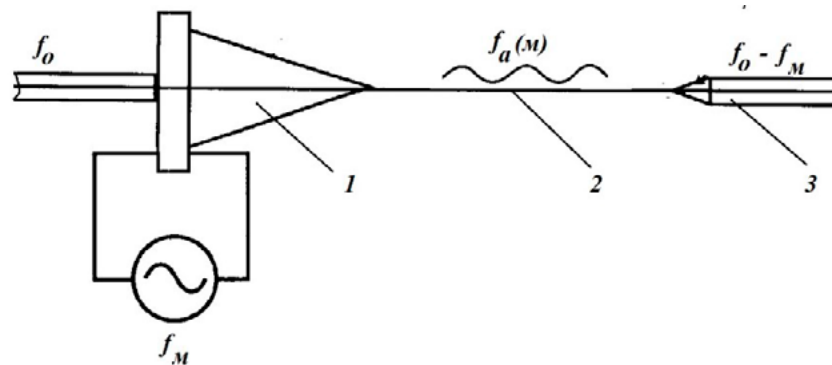


Рис. 4 Функциональная схема АОГ на микро-сужении оптоволокна

Очевидные достоинства такого акустооптического сдвигателя частоты (гетеродина): компактность, отсутствие юстируемых оптических коллиматоров ввода-вывода излучения, повышенное отношение сигнал / шум.

Внутрисветоводный способ обработки на дифракционной решётке

Изменения оптической частоты узкополосного ЛД ($f_o = 193$ ТГц; $\Delta f \leq 1$ МГц) в кольцевом ДЭ под действием внешних сигналов акустической эмиссии возможно детектировать с помощью волоконной дифракционной решётки Брэгга (ДРБ) с узкой спектральной полосой отражения порядка 3 МГц, волоконно-оптического циркулятора (ВОЦ) и фотодиода (ФД), как показано на рис. 5. ЧД при этом – не требуется.



Рис. 4 Структура ВОДАЭ с внутрисветоводным демодулятором на ДРБ

Принцип внутрисветодной частотной демодуляции доплеровских сдвигов оптической частоты с помощью ДРБ показан на рис. 5., а спектральные характеристики ЛД и РБ, входящих в демодулятор ВОДАЭ на ДЭ - показаны на рис. 6.

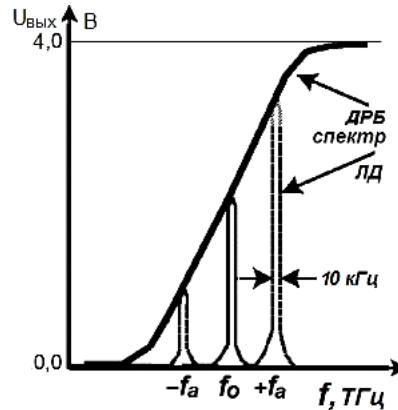


Рис. 6 Спектральные характеристики ЛД и ДРБ

Для реализации способа демодуляции сигналов акустической эмиссии от 50 до 500 кГц необходимо иметь термо-стабилизированные узкополосные ЛД и ДРБ.

Типичный отклик и спектр Фурье доплеровского ВОДАЭ акустической эмиссии при внутреннем расслаивании трубчатой композитной конструкции показан на рис. 7.

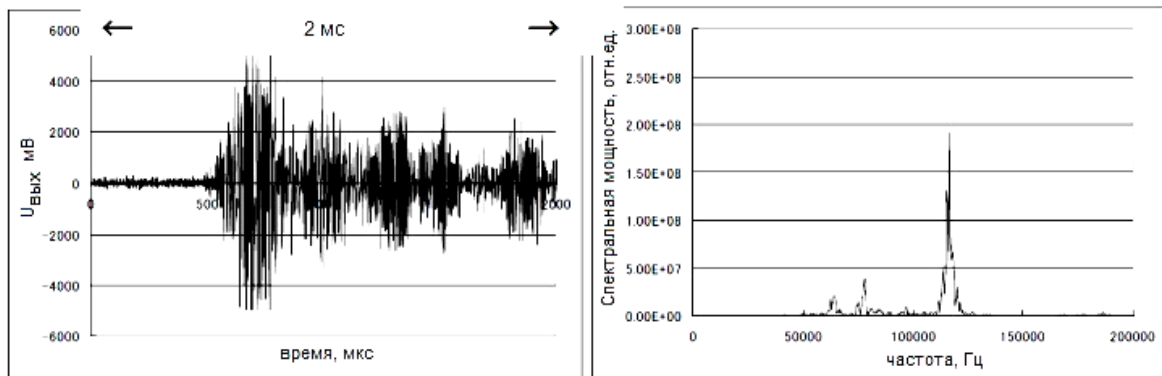


Рис. 7 Временной и спектральной отклики доплеровского ВОДАЭ

Экспериментальные работы по исследованию ВОДАЭ на ДЭ для металлических и композитных конструкций сейчас интенсивно ведутся и продолжатся в будущем.

Литература

- 1 Staszewski W., Boller C., Tomlinson G. R. Health monitoring of aerospace structures: smart sensor technologies and signal processing. N.Y., Wiley, 2003. 288 p.
- 2 Pappu R. P. Acoustic emission detection using optical fibre sensors for the aerospace applications. Birmingham, Aston Univ., 2011. 177 p.
- 3 Buymistryuk G. Experience of developments and applications of intelligent optical fiber sensors // Proc. SPIE, vol. 8351, APOS Int. Conf., Sydney, Australia, 2012, pp. 3A1-3A6.
- 4 Буймистряк Г., Николаев В. Новые принципы и технологические возможности построения волоконно-оптических гидроакустических датчиков и антенн. //Тр. XI Всерос. конф. «Прикл. технологии гидроакустики и гидрофизики». СПб, 2012. С. 344-352



ИЗМЕРЕНИЕ МАССЫ, КООРДИНАТ ЦЕНТРА МАСС И МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ ФИЗИЧЕСКИХ ТЕЛ

Богданов В.В., Куликов А.А., Лютов В.В., Панченко И.Н., Петроневич В.В.

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»),
г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1. Тел. (495) 556-42-81, mera@tsagi.ru*

Аннотация

Статья посвящена разработке методик, алгоритмов и стендов для измерений статодинамических характеристик физических объектов.

Задача управления скоростным движением тел требует для своего решения знания их статодинамических параметров — массы, координат центра масс и моментов (тензора) инерции. Задача актуальна для авиационной, космической, ракетной техники, для судостроительной промышленности и для других областей науки и техники. Знание статодинамических характеристик требуются при проектировании, изготовлении и испытании на флаттер динамически подобных моделей и их элементов, а также при проектировании и изготовлении динамических стендов.

Разработаны оригинальные схемы, методики и алгоритмы измерений статодинамических характеристик физических объектов — массы, координат центра масс и центральных моментов инерции. Разработаны и созданы автоматизированные стенды, обеспечивающие за одну установку измерение семи статодинамических параметров изделий: статических — массы, трех координат центра масс и трех центральных моментов инерции. Обработка результатов измерений проводится в реальном времени. Время проведения эксперимента, включая выдачу протокола занимает 1–2 часа.

Обозначения

m	Масса
ЦМ	Центр масс
x_c, y_c	Координаты центра масс
t	Время
V_c	Вектор скорости центра масс
ω	Вектор угловой скорости
φ	Мгновенная угловая скорость
φ	Угловое ускорение
g	Ускорение земного тяготения
R	Вектор ЦМ в координатах OXYZ
R_0	Вектор ЦМ в координатах $O_cX_cY_cZ_c$
T	Тензор инерции

I_x, I_y, I_z	Осевые моменты инерции
$M_{x_c}, M_{y_c}, M_{z_c}$	Инерционные моменты
M_k	Вектор инерционного момента относительно ЦМ
$M_{и}$	Вектор инерционного момента, действующего на ДЭ
M_F	Вектор инерционного момента относительно оси вращения
$M_{п}$	Позиционный момент
k	Момент количества движения
P	Сила тяжести в системе OXYZ
R_1, R_2	Силы реакций динамометров
Q_{x_c}, Q_{y_c}	Компоненты обобщенной силы
D	Детерминант системы уравнений
ДП	Динамометрическая платформа
ДЭ	Динамометрический элемент

1. Введение

Задача управления скоростным движением тел требует для своего решения знания их статодинамических (массово-инерционных) параметров — массы, координат центра масс и моментов (тензора) инерции. Подобные вопросы возникают в авиастроении, космической технике, в системах вооружения, судостроении и др. Знания массово-инерционных характеристик требуются при проектировании, изготовлении и испытании на флаттер динамически подобных моделей и их элементов, а также при проектировании и изготовлении динамических стендов.

Наиболее достоверным методом определения указанных параметров тел является их измерение. Существовавшая методика и техника измерения указанных параметров базировалась на взвешивании тел (в дальнейшем изделий) и подсчете количества периодов колебаний закрепленного на различного рода подвесах (физический маятник, бифилярный подвес и др.) изделия в единицу времени [1], [2]. Указанная методика требовала большого объема ручного труда, занимала слишком много времени и не обеспечивала необходимой точности измерений.

По этой причине современной и актуальной являлась задача автоматизации процесса определения массово-инерционных характеристик. Имеющиеся на то время отдельные статьи, посвященные в основном научным проблемам измерения, не давали ответа на множество практических вопросов.

Сложившаяся ситуация подвигла авторов к поиску новых решений данной измерительной задачи. Разработанная методика измерения массы, координат центра масс и моментов инерции изделий, открыла новые возможности создания автоматизированных стендов.

Первый подобный стенд был создан для судостроительной промышленности. Крупногабаритное изделие, установленное на четыре пружины, совершает свободные колебания одновременно по трем степеням свободы. Инерционная матрица изделия определяется по сигналам с датчиков, измеряющих смещение изделия. При этом не требуется знания жесткостей пружин.

В результате были разработаны два стенда, один из которых предназначен для измерения массы и координат центра масс, а другой для измерения моментов инерции [3].

Дальнейшее развитие указанной методики привело к объединению функций измерения массы, координат центра масс и моментов инерции в одном стенде, с одной установки изделия и последовательному закреплению (освобождению) степеней свободы колебательной системы. В результате при выполнении измерений каждый раз возбуждается лишь одна степень свободы.

К настоящему времени создано ряд стендов, обеспечивающих за одну установку объекта на стенд определять семь его статодинамических параметров: массу, три координаты центра масс и три момента инерции относительно центра масс. Процесс управления экспериментом, измерения и обработка результатов измерений автоматизированы. Обработка результатов измерения проводится в реальном времени. Время эксперимента, включая печать протокола испытаний составляет 1–2 часа.

2. Теоретические аспекты измерений

2.1. Уравнения измерений

Рассмотрим схематизированный чертеж механической системы (рис. 1), состоящей из изделия (1), представляющего собой абсолютно твердое тело массой m , тремя координатами центра масс (ЦМ) x_c ; y_c ; z_c , относительно подвижных осей $O_c X_c Y_c Z_c$ и тензором инерции:

$$T = \begin{pmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{pmatrix}$$

где: I_x ; I_y ; I_z — осевые, а $I_{xy} = I_{yx}$; $I_{xz} = I_{zx}$; $I_{yz} = I_{zy}$ — центробежные моменты инерции.

Неподвижные оси $OXYZ$ являются инерциальными осями системы. Изделие соединено с абсолютно жесткой качалкой (2), имеющей ось вращения OB , позволяющей качалке свободно вращаться. Качалка вместе с изделием и пружиной P образуют одностепенную колебательную систему. При отклонении качалки от положения равновесия на некоторый начальный угол в системе устанавливаются свободные затухающие колебания. Масса изделия измеряется динамометрической платформой ДП, а инерционные моменты M_{x_c} , M_{y_c} , M_{z_c} , действующие на изделие в процессе колебаний, измеряются трехкомпонентным динамометрическим элементом ДЭ.

Уравнения, связывающие инерционные силу и момент с параметрами изделия — массой, координатами ЦМ и моментами инерции:

$$m \cdot \frac{dV_c}{dt} + m \cdot \omega \times V_c = F_c \quad (1)$$

$$\frac{dk}{dt} + \omega \times k = M_k \quad (2)$$

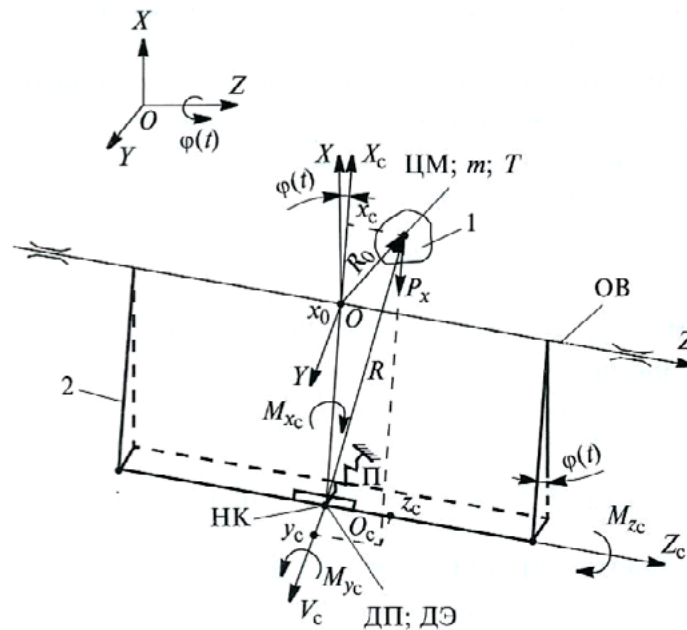


Рис. 1. Схема механической системы

Первое уравнение представляет измерение количества движения системы, а второе изменение момента количества движения [7].

В уравнениях приняты следующие обозначения:

V_c — вектор скорости ЦМ; ω — вектор угловой скорости вращения осей $O_c X_c Y_c Z_c$; F_c — вектор инерционной силы, действующей в ЦМ; M_k — вектор инерционного момента; k — момент количества движения.

Заменяя в уравнениях (1) и (2) ω на мгновенную угловую скорость φ и учитывая, что:

$$V_c = [\varphi \times R_0]; \quad k = T \times \varphi;$$

$$\varphi = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix}; \quad R_0 = \begin{pmatrix} x_c - x_0 \\ y_c \\ z_c \end{pmatrix}$$

находим, что вторые уравнений определяются вектором φ^2 .

По этой причине последние без ущерба для точности могут быть отброшены в виду их малости. Кроме того, колебательные сигналы, пропорциональные φ , имеют частоту, равную частоте колебаний изделия, а сигналы от вторых членов, определяемые φ^2 , колеблются с двойной частотой и легко отфильтровываются в процессе дальнейшей цифровой обработки.

Вектор инерционного момента $M_{и}$, действующего на динамометрический элемент:



$$M_{и} = M_{к} = M_{F},$$

где $M_{к}$ — момент, обусловленный колебаниями изделия вокруг ЦМ:

$$M_{к} = \frac{d\kappa}{dt} = T \times \varphi \quad (3)$$

а M_{F} — колебаниями массы m изделия вокруг оси вращения:

$$M_{F} = [R \times F_c] \quad (4)$$

при этом:

$$F_c = m \cdot \frac{dV_c}{dt} = m \cdot [\varphi \times R_0]$$

Кроме инерционного, на динамометрический элемент действует позиционный момент $M_{п}$, зависящий от угла поворота:

$$M_{п} = [R \times P_c] \quad (5)$$

где P_c — составляющие силы тяжести в системе $O_cX_cY_cZ_c$:

$$R = \begin{pmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{pmatrix}; \quad P_c = \begin{pmatrix} P_{x_c} \\ P_{y_c} \\ P_{z_c} \end{pmatrix}$$

В результате вектор измеряемого момента, действующего на динамометрический элемент:

$$M = M_{к} + M_{F} + M_{п} \quad (6)$$

Предложена и реализована методика измерения моментов инерции, образующих тензор T , которая состоит в следующем.

Последовательно возбуждаются колебания изделия вокруг трех прямоугольных осей $OXYZ$ и одновременно измеряются составляющие инерционного момента $M_{к}$ вдоль указанных осей.

В результате имеем следующие девять уравнений для определения шести моментов инерции.

$$\begin{pmatrix} M_{xx} \\ M_{yx} \\ M_{zx} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} I_x \\ -I_{yx} \\ -I_{zx} \end{pmatrix} \cdot \varphi_x; \quad \begin{pmatrix} M_{xy} \\ M_{yy} \\ M_{zy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -I_{xy} \\ I_y \\ -I_{zy} \end{pmatrix} \cdot \varphi_y; \quad \begin{pmatrix} M_{xz} \\ M_{yz} \\ M_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -I_{xz} \\ -I_{yz} \\ I_z \end{pmatrix} \cdot \varphi_z \quad (7)$$

Первые индексы в обозначениях моментов указывают на наименование составляющей момента, а вторые на ось, вокруг которой колеблется изделие.

Для получения окончательных результатов необходимо, кроме составляющих момента, измерять угловое ускорение. С этой целью разработана методика, основанная на цифровой обработке показаний датчика угла [8].

В самое последнее время, с целью увеличения точности измерения моментов инерции, разработан датчик, позволяющий прямо измерять угловое ускорение.

Задача измерения координат ЦМ изделия сводится, как следует из (5), к определению координат вектора R . Для этого изделию задается n углов поворота последовательно вокруг горизонтальных осей.

В этом случае вектор силы тяжести в системе $O_c X_c Y_c Z_c$:

$$P_c = [A \times P] \quad (8)$$

где P — сила тяжести в системе $OXYZ$:

$$P = \begin{pmatrix} -mg \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix},$$

где: g — ускорение свободного падения; A — матрица поворота изделия вокруг оси Y на угол φ_y либо вокруг оси Z на угол φ_z .

$$A_y = \begin{pmatrix} \cos \varphi_y & 0 & \sin \varphi_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi_y & 0 & \cos \varphi_y \end{pmatrix}; \quad A_z = \begin{pmatrix} \cos \varphi_z & \sin \varphi_z & 0 \\ -\sin \varphi_z & \cos \varphi_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (9)$$

Из (8) с учетом (9) находим два уравнения для определения 3-х координат ЦМ:

$$\begin{aligned} M_{yy} &= x_c \cdot \sin \varphi_y - z_c \cdot \cos \varphi_y \\ M_{zz} &= x_c \cdot \sin \varphi_z + y_c \cdot \cos \varphi_z \end{aligned} \quad (10)$$

Производя n поворотов для углов φ_y и φ_z , получим избыточную систему уравнений, которая решается методом наименьших квадратов.

Для получения заданной точности измерения координат необходимо с высокой точностью измерять абсолютные углы поворота.

2.2. Метод непосредственного измерения момента M_k

Как следует из (6), для нахождения полезного момента M_k необходимо из измеренного суммарного момента M вычесть дополнительные моменты M_F и M_p . Последние определяются по измеренным массе, координатам ЦМ и ускорению.

Часто дополнительные моменты (особенно M_F) оказываются соизмеримыми с полезным моментом, что негативно сказывается на точности измерения полезного момента.

С целью увеличения точности, предложен метод непосредственного измерения полезного момента, минуя процедуру определения дополнительных моментов.

На рисунке 2 приведена схема колебаний изделия вокруг оси вращения OB , параллельной оси Z в плоскости XOY .

На схеме показаны динамометры D_1 , D_2 для измерения сил реакции R_1 , R_2 и динамометрический элемент $ДЭМ_{z3}$ с началом координат НК. Отмечены полезный момент M_k , вектор обобщенной силы $Q_c = F_c + P_c$ с компонентами Q_{xc} , Q_{yc} , и точки 1, 2, 3, относительно которых определяются моменты:

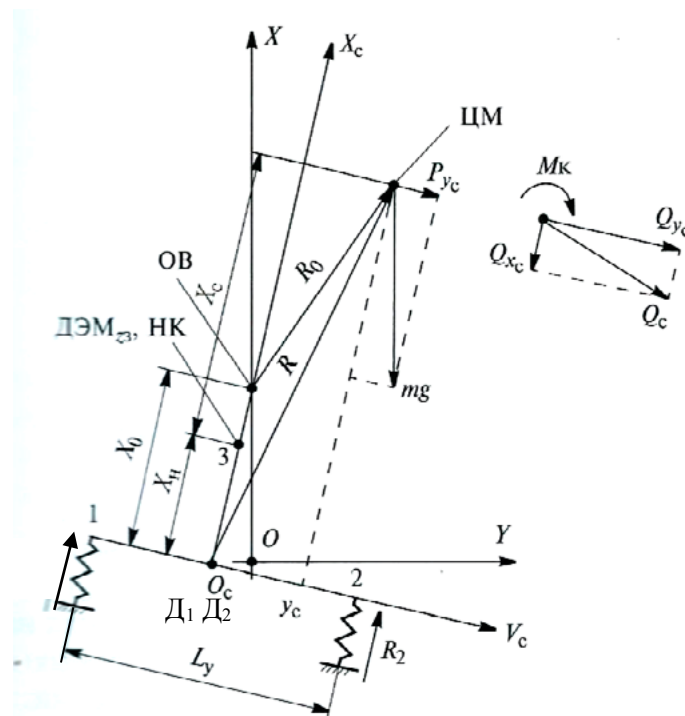


Рис. 2. Схема колебаний изделия вокруг оси вращения OB

$$\begin{aligned}
 M_{z1} &= \left(\frac{L_y}{2} + y_c \right) \cdot Q_{xc} + x_c \cdot Q_{yc} + M_k \\
 M_{z2} &= -\left(\frac{L_y}{2} - y_c \right) \cdot Q_{xc} + x_c \cdot Q_{yc} + M_k \\
 M_{z3} &= y_c \cdot Q_{xc} + x_c \cdot Q_{yc} + M_k
 \end{aligned}
 \tag{11}$$

Связь моментов с измеряемыми реакциями:

$$M_{z1} = -L_y \cdot R_2; \quad M_{z2} = L_y \cdot R_1 \tag{12}$$

Решая систему (11), с учетом (12) получим:

$$Q_{xc} = -(R_1 + R_2); \quad Q_{yc} = \left(\frac{\frac{L_y}{2} (R_1 - R_2) - M_{z3}}{x_H} \right) \tag{13}$$

$$M_k = M_{z3} - \frac{x_c}{x_H} \cdot \left[\frac{L_y}{2} \cdot (R_1 - R_2) - M_{z3} \right] + y_c \cdot (R_1 + R_2) \tag{14}$$

Следует заметить, что система (11) имеет решение, если точки 1, 2, 3 не лежат на одной прямой, т. к. детерминант системы:

$$D = x_H \cdot L_y$$

В уравнения (13), (14) входят две известные геометрические постоянные стелда: x_H и L_y , три переменные: R_1 ; R_2 ; M_{z3} , которые каждый раз измеряются, и две неизвестные координаты: x_c и y_c , которые определяются экспериментально в статическом режиме.

Полагая в (14) $M_k = 0$ и задавая последовательно n углов поворота изделия, получим избыточную систему уравнений, из которой методом наименьших квадратов находим координаты x_c ; y_c .

Важной особенностью полученного решения является его инвариантность к углам наклона изделия. Последние в явном виде не входят в уравнения (13), (14). В результате отпадает необходимость начальной юстировки изделия.

3. Разработка и создание стендов

Разработанные методики и алгоритмы измерений статодинамических характеристик изделий позволили создать ряд автоматизированных стендов для измерения массы, координат центра масс и моментов инерции изделий космической и ракетной техники, а также стендов для измерений статодинамических характеристик упруго подобных моделей летательных аппаратов, необходимых при их испытаниях на флаттер.

Для определения тензора или осевых моментов инерции используется динамический режим, проблемным местом которого является задание математической модели колебательной системы, параметры которой подлежат измерению. Во-первых, потому что могут возникать ошибки из-за неучтенных математической моделью степеней свободы физической системы, и, во-вторых, задача определения параметров колебательной системы по ее реакции может оказаться некорректной из-за наличия шумов, как электрической, так и механической природы.

Во всех разработанных и созданных стендах математическая модель колебательной системы не входит в уравнения измерений и по этой причине ошибки в выборе ее структуры не оказывают влияния на точность измерений. При помощи колебательной системы лишь задаются угловые ускорения, причем измерение амплитуд ускорений и моментов производится на заранее выбранной частоте колебательной системы. Сигнал с выбранной частотой выделяется путем применения специальных алгоритмов цифровой обработки сигналов.

3.1. Стенд для измерений статодинамических характеристик изделий космической техники СЦМиМИ-1.5т

Стенд для измерений статодинамических характеристик изделий космической техники СЦМиМИ-1.5т был первым стендом, разработанным и созданным с использованием разработанных методики и алгоритмов.

Стенд СЦМиМИ-1.5т, согласно ТЗ должен обеспечивать следующие требования:

Габаритные размеры испытываемых изделий:

- высота (X) — 5 м;
- глубина (Z) — 2,5 м;
- ширина (Y) — 2,5 м.

Масса испытываемых изделий — от 800 до 1500 кг.

Оценочные значения моментов инерции испытываемых изделий предполагались следующими:

$$J_{XX} = 1860 \text{ кг}\cdot\text{м}^2; J_{YY} = 1570 \text{ кг}\cdot\text{м}^2; J_{ZZ} = 2450 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

Погрешность измерений:

- массы — 0,1 кг;
- координат центра масс — 2,5 мм;
- моментов инерции — 3,0 %.

На рисунке 3 приведен чертеж 3D станда с эталоном и фотография рабочего места оператора.

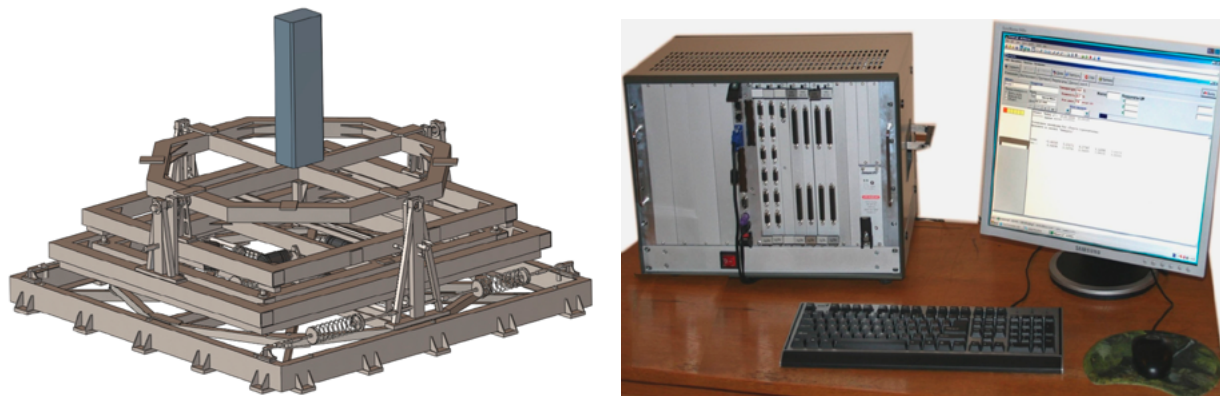


Рис. 3. Стенд СЦМиМИ-1.5т

3.2. Стенд для измерений статодинамических характеристик изделий ракетной техники СЦМиМИ-1.2т

Технические характеристики станда СЦМиМИ-1.2т, заданные по ТЗ:

Масса испытываемых изделий — до 1200 кг.

Оценочные моменты инерции изделий:

- относительно оси X — до $50 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$;
- относительно осей Y и Z — до $400 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$.

Габаритные размеры изделий:

- диаметр (оси OY и OZ) — до 1100 мм;
- длина (ось OX) — до 3500 мм.

Погрешность измерения:

- массы — $\pm 1 \text{ кг}$;
- координат центра масс: по оси OX — $\pm 2 \text{ мм}$; по осям OY и OZ — $\pm 1 \text{ мм}$;
- моментов инерции — $\pm 1 \%$.

При разработке станда для СЦМиМИ-1.2т были учтены результаты исследований, проведенных со стандом СЦМиМИ-1.5т и произведены некоторые изменения в схеме станда и алгоритмах измерений.

На рисунке 4 приведены 3D модель станда СЦМиМИ-1.2т и фотография рабочего места оператора.

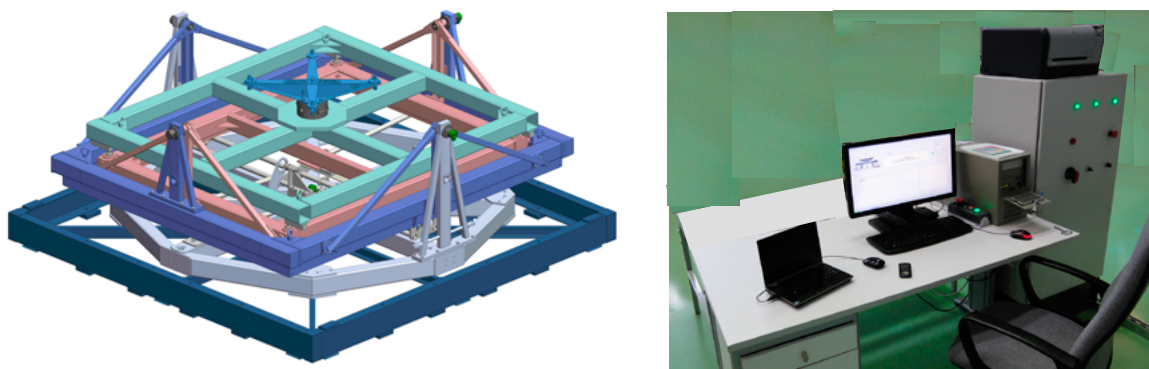


Рис. 4. Стенд СЦМиМИ-1.2т

При разработке станда СЦМиМИ-1.5т был заложен максимальный угол колебаний 4–5 градусов, а наклон платформы — 8–10 градусов. Испытание станда показало, что для обеспечения необходимой точности измерений координат центра масс достаточно наклонять платформу на угол 4–5 градусов, поэтому была исключена поворотная платформа, а наклон объекта осуществлялся механизмом приведения в колебательное движение относительно одной из горизонтальных осей.

В отличие от станда СЦМиМИ-1.5т, где испытываемые изделия (спутник) в плане представляют собой квадрат со стороной около 2-х метров, испытываемые изделия ракетной техники являются коническими телами вращения диаметром около одного метра. Моменты инерции такого тела, особенно относительно оси X существенно меньше, чем изделия космической техники.

В стенде СЦМиМИ-1.5т моменты относительно горизонтальных осей измеряются теми же 4-мя динамометрами, которые измеряют массу и координаты центра масс, а для измерения момента относительно вертикальной оси используются два дополнительных динамометра. При определении моментов используется малая разность больших величин, а учитывая, что моменты инерции ракетных изделий существенно меньше, чем моменты инерции объектов космической техники, изложенная выше схема станда и методика измерений не позволяла с необходимой точностью определять моменты инерции. Поэтому для определения моментов инерции в стенде СЦМиМИ-1.2т использовался специально разработанный 3-х компонентный тензометрический динамометр, показанный на рисунке 5.

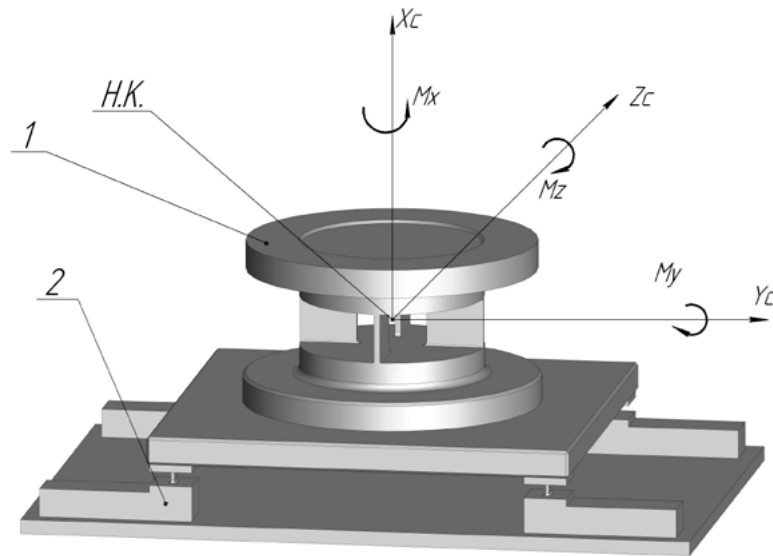


Рис. 5. Весовой элемент и взвешивающая платформа. 1 – весовой элемент;
2 – взвешивающая платформа

Схемы рассмотренных ранее стандов и алгоритмы измерений обеспечивали заданные в ТЗ точности измерений координат центра масс на пределе.

3.3. Стенд для измерений статических характеристик изделий космической техники СЦМ-5т

При разработке станда для измерений статических характеристик объектов космической техники необходимо было увеличить точность измерений координат центра масс примерно в два раза. Данные конструкции стандов и алгоритмы измерений не позволяли обеспечить необходимую точность.

Технические характеристики станда СЦМ-5т:

Масса испытываемых изделий — от 500 кг до 5 тонн.

Габаритные размеры испытываемых изделий:

- диаметр в плане — до 4 метров;
- высота (ось X) — до 10 метров.

Положение центра масс:

- по оси X — до 5 метров;
- максимально возможное смещение центра масс по осям Y и Z (в горизонтальной плоскости) — до ± 50 мм.

Погрешность измерения массы:

- для массы до 1 тонны — $\pm 0,1$ кг;
- для массы от 1 до 10 тонн — $\pm 0,5$ кг.

Погрешность измерения координат центра масс:

- вдоль оси X (вертикальной оси) — $\pm 1,0$ мм;
- вдоль горизонтальных осей — $\pm 0,5$ мм.

На рисунке 6 приведены фотография стенда на стадии сборки и 3D модель.

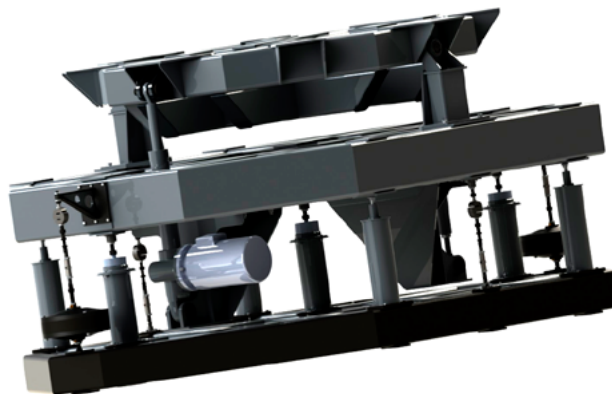
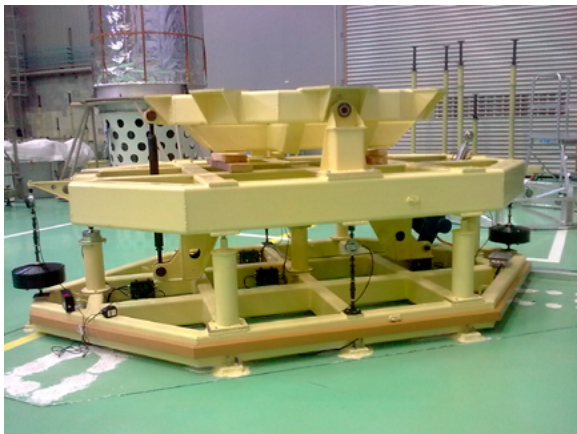


Рис. 6. Стенд измерений статических характеристик изделий массой до 5 тонн

Схема измерений стенда построена таким образом, что вес испытываемого изделия воспринимался одним центральным динамометром. По техническим условиям было задано ограничение на смещение координат центра масс в горизонтальных направлениях, не превышающие 25 мм, поэтому на динамометры, измеряющие моменты приходилось незначительная часть веса и динамометры можно было использовать существенно более чувствительные.

Для определения вертикальной координаты центра масс платформу с изделием необходимо наклонять на угол 8–10 градусов. При вертикальной координате центра масс, равной 5 метрам на один из моментных динамометров приходилось около 80 процентов веса изделия, поэтому в направлении наклона платформы дополнительно были установлены грубые динамометры. При малых углах наклона «работали» только точные динамометры. Далее подключались грубые динамометры. Для устранения перегрузки точных динамометров в их измерительных контурах использовались специально подобранные пружины.

3.4. Стенд для измерений статодинамических характеристик упругоподобных моделей СЦМиМИ-0.01т

Технические характеристики стенда СЦМиМИ-0.01т:

Масса испытываемых изделий — до 10 кг.

Диапазон моментов инерции изделий:

- относительно осей X, Y — до 0,4 кг·м²;
- относительно оси Z — до 0,2 кг·м².

Габаритные размеры испытываемых изделий — 1000 × 700 × 200 мм.

Погрешность измерения:

- массы — ±0,005 кг;
- координат центра масс: по оси OX — ±2 мм, по осям OY и OZ — ±1 мм;
- моментов инерции — ±1%.

Отличительными особенностями этого стенда являются:

- отсутствие взвешивающей платформы на 4-х динамометрах — вместо этого для взвешивания используется однокомпонентный динамометр, а моменты измеряются 2-х компонентный весовой элемент;
- стенд имеет 2 колебательные системы — одна горизонтальная и одна вертикальная. Для определения момента инерции относительно второй горизонтальной оси изделие поворачивается относительно вертикальной оси на угол 90 градусов;
- вместо цилиндрических пружин используются плоские, т.к. при наладке и исследованиях легко позволяют изменения параметров.

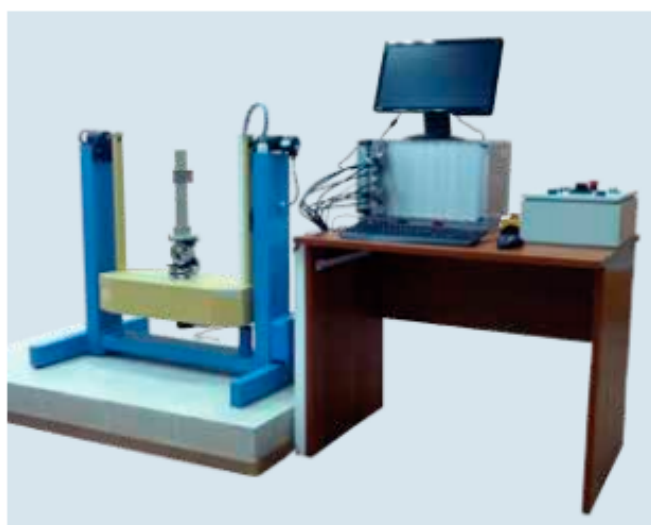


Рис. 7. Стенд для измерений статодинамических характеристик упругоподобных моделей СЦМиМИ-0.01т

В рассмотренных выше стендах для управления экспериментом, сбором и обработкой информации использовались измерительно-вычислительный комплекс ИВК М2 и адаптированное программное обеспечение «Поток», разработанные в ЦАГИ. На рисунке 8 показаны виды экранного интерфейса в процессе эксперимента: при статически и динамических испытаниях, а также по окончании эксперимента.

Новизну технических и научных решений при разработке стендов подтверждают полученные три патента на изобретение и зарегистрировано две заявки.

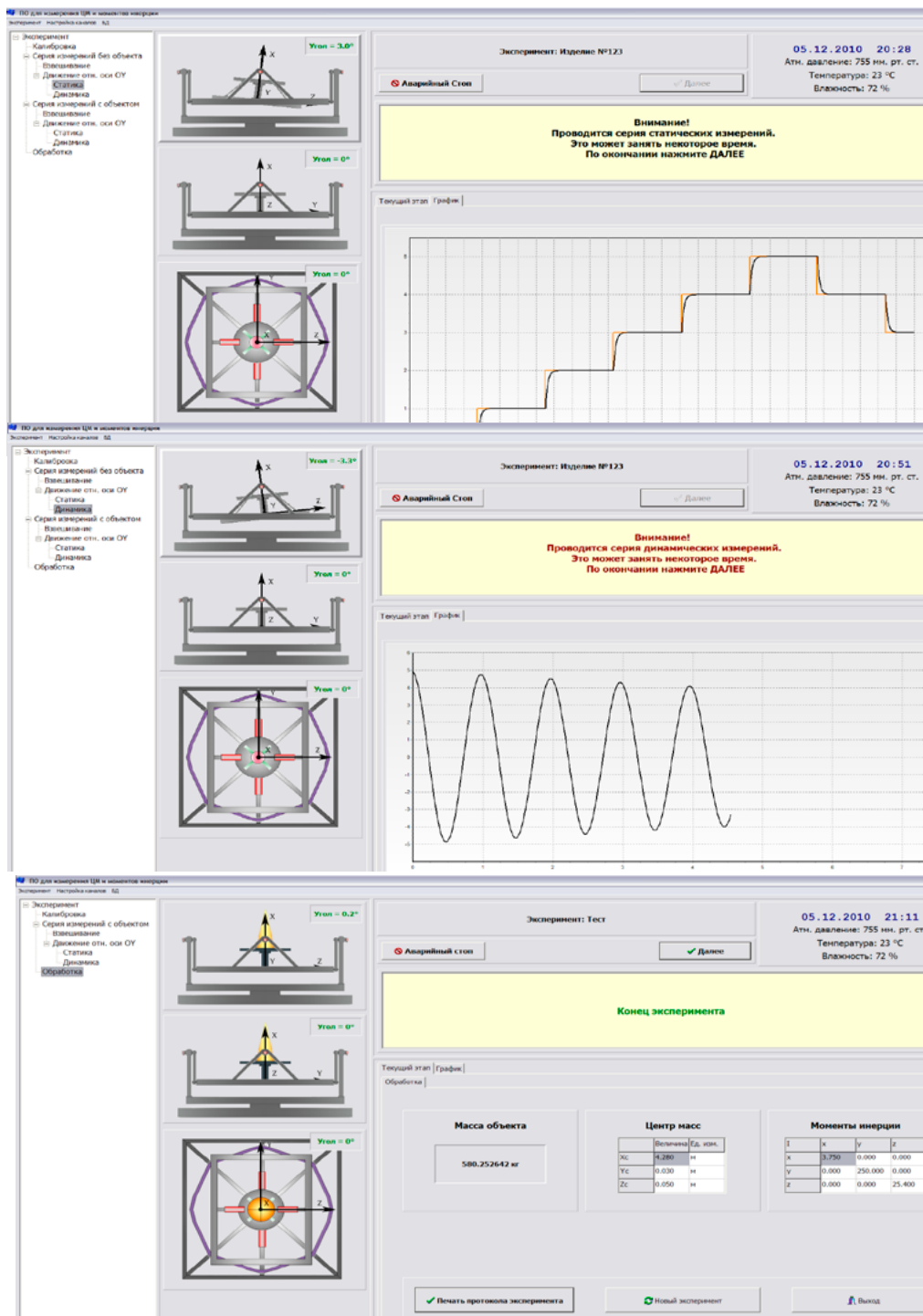


Рис. 8. Копии экрана: при статических (вверху), при динамических испытаниях (в центре), по окончании эксперимента (внизу)



Список литературы

- 1 Келдыш М.В. Избранные труды. Механика. – М.: Наука, 1985. – С. 399–404.
- 2 Методы исследований на летающих моделях. / Под ред. А.Д. Миронова. – М.: Машиностроение, 1988. – С. 33–36.
- 3 Богданов В.В., Волобуев В.С. и др. Комплекс для измерения масс и моментов инерции машиностроительных изделий // Измерительная техника. – 2002. – №2. – С. 37–39.
- 4 Богданов В.В., Веселов Н.В., Панченко И.Н. и др. Стенд для измерения массы, координат центра масс и тензора инерции изделия. // Датчики и системы. – 2010. – №5. – С. 24–28.
- 5 Пат. 2358880. Стенд для измерения массы, координат центра масс и тензора инерции изделия / Богданов В.В., Веселов Н.В., Панченко И.Н. и др. // Бюл. 2008.
- 6 Пат. 2434213. Стенд для измерения массы, координат центра масс и тензора инерции изделия / Богданов В.В., Панченко И.Н., Някк В.А., Чумаченко Е.К.
- 7 Маркеев А.П. Теоретическая механика. – М.: Наука, 1990.
- 8 Богданов В.В., Панченко И.Н., Чумаченко Е.К. Цифровая обработка сигналов и результаты тестирования стенда // Датчики и системы. – 2010. – №5. – С. 29–33.
- 9 Пат. 2506551. Стенд для измерения массы, координат центра масс и моментов инерции изделия / Богданов В.В., Панченко И.Н., Някк В.А., Галанский П.Н., Костарев В.А.
- 10 Пат. 2013112655. Стенд для измерения массы и координат центра масс изделий / Богданов В.В., Галанский П.Н., Куликов А.А., Панченко И.Н.

МИНИАТЮРНЫЕ МНОГОКАНАЛЬНЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ДАВЛЕНИЯ INSEr С ЦИФРОВЫМ ИНТЕРФЕЙСОМ

Колесников В.А.¹, Капитанов Г.А.¹, Назаров А.Е.¹, Бирюков Г.В.²,
Блокин-Мечталин Ю.К.², Заливако В.Ю.², Пестриков С.И.², Чекрыгин В.Н.²

¹ООО «Драйвер» 430030, г. Саранск, ул. Титова, 4/4, тел/факс: +7(8342)291592,
www.inser.pф, inser@driverltd.ru

²ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского»,
140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1, тел. +7 (495) 556-49-73, www.tsagi.ru

Ключевые слова: давление, преобразователь давления, распределение давления, экспериментальная аэродинамика, поле давлений, преобразователь давления многоканальный, ПДМ

Аннотация

Рассмотрены принципы построения, конструкция и основные технические характеристики миниатюрного многоканального преобразователя давления с цифровым интерфейсом и слотом карты памяти формата microSD. Преобразователь может использоваться для измерения полей давления в экспериментальной аэродинамике и в других случаях, где необходимо измерение значений давления одновременно в большом количестве точек. Особое внимание уделено принципиальным преимуществам цифрового варианта. Рассмотрены перспективные варианты преобразователей давления.

1. Актуальность задачи

Обеспечение достоверных измерений полей давлений является ключевым вопросом успешного проведения практически любого аэродинамического эксперимента. Для этого необходимы современные приборы – датчики и преобразователи давления. Современные требования к измерительным системам давления диктуют наличие большого количества каналов измерения давления, используемых в аэродинамическом эксперименте, исчисляемого сотнями и тысячами, в то же время, зачастую присутствует жесткое ограничение размеров и массы измерительных преобразователей. Кроме того, во многих случаях, например при исследовании явления флаттера, важное значение имеет быстроедействие измерительных каналов.

Создание системы измерения полей давлений, удовлетворяющей всем требованиям, оказывается сложной технической задачей. Естественным путем миниатюризации является конструктивное объединение некоторого количества узлов.

2. Эволюция многоканальных систем измерения давления

Одним из первых инструментов создания многоканальных систем можно назвать механические коммутаторы давления. В этом случае один датчик/преобразователь давления позволял производить измерение давления в нескольких десятках точек, что в 70-е...80-е годы прошлого столетия было особенно важно, ибо датчики и преобразователи давления были громоздки и дороги. Увы, крайне низкое быстродействие, низкая надежность, высокая стоимость механических узлов и довольно большие размеры в настоящее время уже не позволяют всерьез рассматривать системы подобного рода (за исключением специфических случаев).

Значительный прогресс приборостроения 80-х годов позволил получить миниатюрные, недорогие и достаточно точные преобразователи давления в достаточном количестве. Хорошим примером являются чувствительные элементы давления (ЧЭД) разработки и производства НИИ «Электронприбор» г. Ярославль, являющиеся и по сей день настоящей «рабочей лошадкой» многих аэродинамических комплексов. ЧЭДы смонтированы в стандартных 28-выводных промышленных металлостеклянных корпусах по 12 шт., либо по 16 шт. с встроенным в тот же корпус аналоговым мультиплексором. Для получения максимальной точности эти корпуса объединялись по два или четыре в одном модуле, термоизолировались и термостатировались (например, т.н. «многоканальные модули давления» ММД-24, ММД-48). В этом же модуле располагался мультиплексор первого уровня, датчики температуры и некоторые другие узлы. Группа ММД подключалась к промежуточному блоку, обеспечивающему мультиплексирование второго уровня, усиление сигнала, обеспечение несколькими напряжениями питания и управление термостатами модулей.

К сожалению, система по современным меркам является довольно громоздкой и энергоёмкой. Кроме того, ЧЭД, как и любой другой компонент электронной техники, имеют свойство выходить из строя с течением времени, но в настоящее время уже не производятся. Для замены вышедших из строя модулей ЧЭД был разработан ООО «Драйвер» преобразователь давления в аналогичном корпусе – Inser 1801/12. На их базе с использованием современных технических решений также разработаны 48-канальные преобразователи давления ММД-48 с цифровым интерфейсом и алгоритмической термокомпенсацией погрешностей.

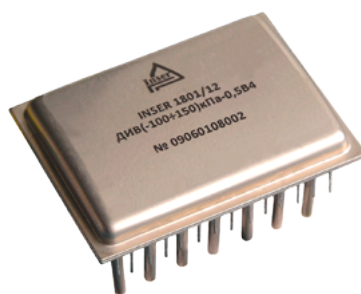


Рис. 1. 12-канальный преобразователь давления Inser 1801/12

Современные достижения микроэлектроники в нашем веке позволили объединить в одном миниатюрном корпусе 32 ЧЭД, термостабилизатор, быстродействующие мультиплексоры и усилители с мощным дифференциальным выходным каскадом с высокоимпедансным состоянием. Был разработан Inser 1801/32mux-z, являющийся беспрецедентным по массогабаритным показателям – порядка 0,6 г/канал и 0,2..0,25 см³/канал [1]. Низкие требования к источнику питания (однополярный 12В(±30%)) и к соединительным линиям и простая логика управления позволяют легко

интегрировать этот преобразователь давления многоканальный (ПДМ) в имеющиеся системы. Термостат способствует получению хорошей точности измерений, при этом он экономичен и конструктивно автономен, т.е. не имеет никаких внешних дополнительных блоков, нуждаясь только в источнике питания. Впоследствии разработана модификация этого ПДМ с ЧЭД увеличенного размера – Inser 1811/32mux-z (т.н. «ВЕРТИКАЛЬ») и расположением всех пневмопортов на одной поверхности, что в ряде случаев удобнее при монтаже [2].

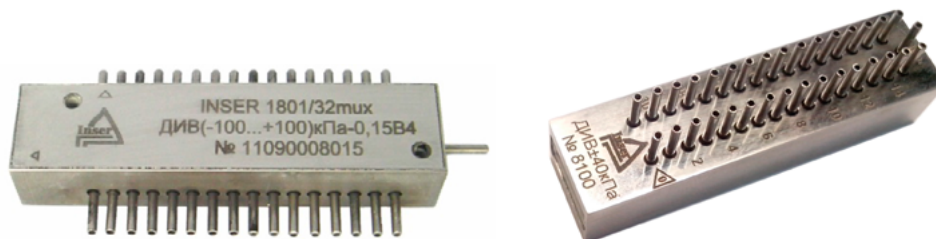


Рис. 2. 32-канальные преобразователи давления Inser 1801/32 (слева) и Inser 1811/32

3. ПДМ с цифровым интерфейсом

Но сколь совершенным не был бы полностью аналоговый ПДМ, ему будут свойственны принципиальные недостатки аналоговых устройств:

- необходимость использования высококачественных кабелей для передачи измерительной информации и дополнительных кабелей управления мультиплексированием;
- неизбежная потеря точности при передаче до измерительно-регистрирующих устройств (десятки метров кабелей, сложная электромагнитная обстановка и т.п.), что особенно заметно при высокоскоростных измерениях, когда отсутствует избыточность быстродействия элементов системы и постфильтрация уже не позволяет существенно снизить уровень шумов;
- необходимость хранения базы коэффициентов аппроксимирующих полиномов для каждого канала каждого ПДМ, что затрудняет построение больших систем, усложняет замену и т.п.;
- при использовании большого количества ПДМ с ограниченным количеством АЦП сложно получить высокую частоту считывания информации с каждого канала при сохранении низкого уровня шумов;
- невозможность получения одновременных выборок со всех ПДМ, т.е. измерений с предельно малой разницей по времени;
- необходимость топологии сети типа «звезда» для всех или части соединительных проводников;
- невозможность использования ПДМ автономно.

Всех этих недостатков лишена новая разработка ООО «Драйвер» – ПДМ Inser 1814/32 («ВЕРТИКАЛЬ-ЦИФРА»). Этот многофункциональный прибор оснащен быстродействующим АЦП, микроконтроллером, цифровым интерфейсом RS-485 и интерфейсом карты памяти microSD, обладает широкими функциональными возможностями и удовлетворяет большинству требований по миниатюризации, точности и быстродействию. В корпусе размером 54,3x13,3x12,3 см³ смонтировано 32 чувствительных элемента (ЧЭ) давления, что составляет менее 0,3 см³ на канал. Причем в этом же корпусе имеется термостат ЧЭ, высокопроизводительный 72МГц микроконтроллер, осуществляющий управление ПДМ и математическую обработку информации, высокоскоростной интерфейс RS-485. Класс точности может быть 0,05...0,25 в зависимости от диапазона давления.

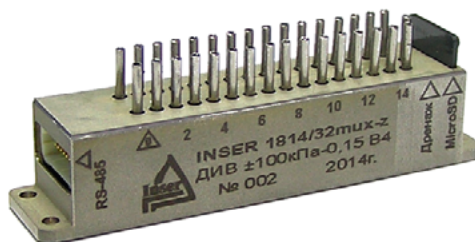


Рис. 3. ПДМ Inser 1814/32 «ВЕРТИКАЛЬ-ЦИФРА»

Конструктивно ПДМ состоит из корпуса сложной формы, восьми печатных плат, четыре из которых керамические, 32-х ЧЭД на пьедесталах и 33-х пневмопортов – цилиндрических штуцеров. Корпус имеет внутреннюю теплоизолированную полость, в которой смонтированы ЧЭД, платы пассивной термокомпенсации и термостата.

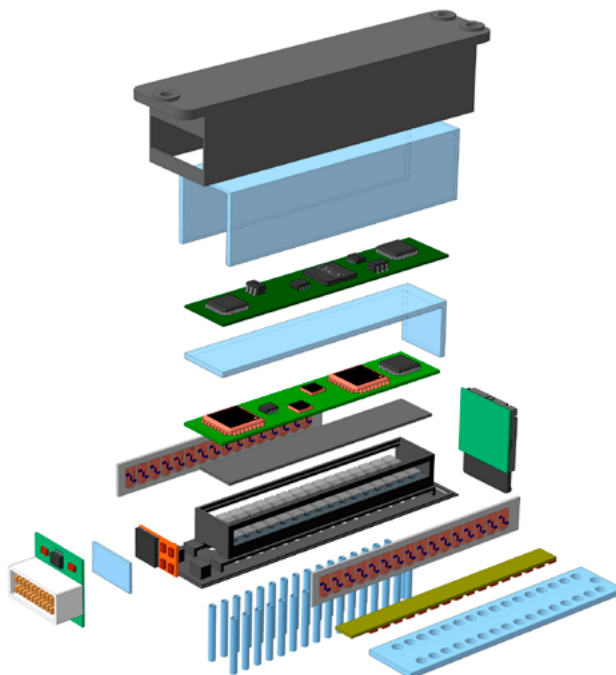


Рис. 4. Конструкция ПДМ Inser 1814/32

Такая конструкция позволяет с высокой точностью поддерживать постоянную температуру ЧЭД и обеспечивать высокие метрологические характеристики. Если вместо режима термостатирования используется алгоритмическая термокомпенсация двумерным полиномом, такое исполнение позволяет минимизировать градиенты температуры в области расположения ЧЭД. Полость, в которой расположены ЧЭД, герметична и сообщается со штуцером «Дренаж» (обратная полость). Она может сообщаться с атмосферой, либо в неё можно подать образцовое давление (разрежение). Таким образом, ПДМ измеряет перепад давления между общей обратной полостью и рабочими полостями ЧЭД, сообщающимися каждый со своим штуцером.

Встроенный микроконтроллер осуществляет управление ПДМ и математическую обработку информации, в том числе усреднение и вычисление полинома передаточной характеристики. Все необходимые коэффициенты аппроксимации хранятся в памяти микроконтроллера, что существенно упрощает построение больших систем и исключает путаницу.

Высокоскоростной интерфейс EIA/TIA-485-A позволяет передавать информацию со скоростью 920 кБод при длине линии свыше 100 м. Это позволяет получать данные от 10 ПДМ, подключенных к одной витой паре, с частотой более 100 Гц. При необходимости возможно использование более высокой скорости, например, 2,25МБод, но максимальная протяженность сети этом уменьшится. ПДМ имеет индивидуальный сетевой адрес, по которому система его распознаёт и обращается к нему при считывании информации. Имеется также широковещательный адрес, при использовании которого все ПДМ в сети получают и дешифруют команду. Широковещательный адрес позволяет быстро настроить все ПДМ на тот или иной режим, произвести установку нуля, а также, что особенно важно, произвести одновременные измерения.

Оригинальным новшеством является возможность записи данных на карту памяти microSD, что позволяет использовать ПДМ без непосредственной связи с регистрирующим оборудованием. Т.е. достаточно источника питания и ПДМ с картой памяти, и мы имеем автономную полнофункциональную систему сбора данных с поля давлений! Это актуально, например, при испытаниях БПЛА в штатном режиме, парашютов, малогабаритных навесных элементов ЛА (в т.ч. отделяемых) и т.п. Запуск процесса записи на карту памяти и, соответственно, синхронизация по времени, может осуществляться различными способами, определяемыми при конфигурировании:

- командой по цифровому интерфейсу;
- через определенное время после подачи питания;
- по факту срабатывания какого-либо триггера (у ПДМ имеются вспомогательные логические входы), например, при замыкании «сухого контакта».

Конфигурирование можно произвести как по цифровому интерфейсу, так и с помощью конфигурационного файла на карте памяти. Последний вариант наиболее актуален при использовании ПДМ автономно, происходит это следующим образом. После подачи питания и начальной инициализации системы микроконтроллер ПДМ проверяет наличие карты памяти и наличие на карте в корневой папке файла Start.cfg. В случае наличия такого файла ПДМ конфигурируется в соответствии с записанными в файл командами.

4. Перспективные разработки

В настоящее время в ООО «Драйвер» проводятся работы по разработке различных перспективных вариантов датчиков и преобразователей давления, в том числе на субминиатюрных ЧЭД. Например, одиночные цилиндрические датчики давления имеют размеры всего $\varnothing 1,5 \times 8$ мм и $\varnothing 3 \times 0,8$ мм!

Интересен вариант гибких пленочных ПДМ. Одно из исполнений (Inser 1844/32) имеет форму ленты размерами 160×14 мм и толщиной всего 0,6 мм! Нижняя часть ленты плоская (основа) и предназначена для монтажа на поверхность с помощью клеев или адгезионных лент. Верхняя представляет собой компаунд с плоской вершиной и краями, плавно сходящимися к основанию. Малая толщина ленты и её плавное уменьшение к краям позволяют минимизировать влияние на аэродинамическую картину.

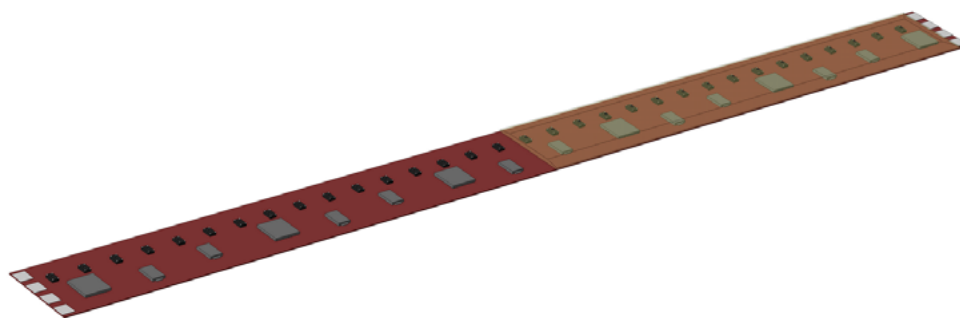


Рис. 5. ПДМ Inser 1844/32 («ЛЕНТА»)

На ленте смонтировано 32 ЧЭ абсолютного давления и электроника сбора информации. На каждом конце ленты имеется четыре контакта (питание и цифровой интерфейс), ленты можно монтировать последовательно в единую сеть до нескольких десятков штук. Алгоритм работы схож с вариантом Inser 1814/32, т.е. подача команд и считывание информации осуществляется посредством цифрового интерфейса EIA/TIA-485-A.

Несмотря на немного меньшую точность, перспектива использования ПДМ такого типа очевидна – значительно упрощается (в некоторых случаях фактически исключается) процесс препарирования, также возможно их использование на находящихся в эксплуатации ЛА, т.е. где препарирование невозможно принципиально. К сожалению, малые размеры не позволяют разметить в ленте карту памяти стандартного формфактора или микросхемы памяти достаточно большого объема, но в данной разработке это не главное и, думаем, не является серьёзным недостатком.

ЛИТЕРАТУРА

- 1 Колесников В.А., Капитанов Г.А., Назаров А.Е., Бирюков Г.В., Блокин-Мечталин Ю.К., Заливако В.Ю., Чекрыгин В.Н. Инновационные технические решения микроминиатюризации многоканальных модулей давления и результаты исследования их характеристик // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике / Издательский отдел ЦАГИ, Жуковский. – 2012 г. – С. 131.
- 2 Бирюков Г.В., Блокин-Мечталин Ю.К., Колесников В.А., Назаров А.Е.. Многоканальный преобразователь давления Inser 1800/32 // Датчики и системы. – 2014 г. – №9. – С. 55–58.

О ЗАДАЧАХ И ПЕРСПЕКТИВАХ ПАНОРАМНОЙ ЖК ДИАГНОСТИКИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

Жаркова Г.М., Коврижина В.Н.

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт Теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича, Новосибирск, Россия*

Ключевые слова: визуализация, жидкокристаллические пленки, тепловые потоки, касательные напряжения

Аннотация

В работе описаны принципы визуализации и измерения поверхностных температур и поверхностного трения в аэрофизическом эксперименте методом жидкокристаллических покрытий. Приведены фазовые диаграммы и спектры селективного отражения смесей холестерических жидких кристаллов, результаты исследования их механо-оптических свойств. Приведены примеры применения жидкокристаллических покрытий для исследования структуры пристенных течений в дозвуковых и гиперзвуковых установках.

1. Введение

Несмотря на современные успехи измерительной и вычислительной техники, методы панорамной визуализации течений остаются востребованными в экспериментальной аэродинамике. Особого искусства требует визуализация структуры и газодинамических параметров течения в пограничном слое из-за их высокой чувствительности к малым возмущениям потока. Любое возмущение потока вызывает изменение в пограничном слое, что отражается на распределении температуры и касательных напряжений на обдуваемой поверхности. Поэтому визуализация распределения этих параметров вблизи обдуваемой поверхности и их измерение позволяют идентифицировать такие структурные особенности течения как переход ламинарного течения в турбулентное, отрыв и присоединение потока, влияние ударных волн на пограничный слой и т.д. Среди традиционных методов визуализации пристенных течений можно назвать метод тонких нитей, саже-масляный метод, тонкопленочные термоиндикаторные покрытия. Пленочные покрытия, изменяющие свои оптические свойства под воздействием газового потока, позволяют одновременно регистрировать распределение газодинамических параметров на большой площади [1-3]. Применение пленочных покрытий открывает путь к повышению информативности и значительному удешевлению эксперимента. Получившие в последние годы методы

регистрации изображений и их цифровой обработки позволяют получить из картин визуализации и количественную информацию.

Применение пленочных покрытий на основе жидких кристаллов (ЖК) для диагностики течений ведет свой отсчет с 1969 г., от пионерской работы Клейна и Маргоцци [4]. Наглядность и панорамность полученной с их помощью информации привлекают внимание исследователей в различных исследовательских центрах: Оксфордский университет, NASA, ONERA, Университет Штутгарта [5-8].

В России-ИТПМ работа по разработке жидкокристаллических материалов и их применению в аэродинамическом эксперименте была инициирована В.В. Струминским. Целью работы было:

- разработка «линейки» ЖК материалов, отвечающих требованиям аэродинамического эксперимента;

- исследование термо- и механо-оптических свойств разработанных материалов;
- тестирование ЖК материалов в условиях аэродинамического эксперимента.

В работе дается описание разработанных ЖК материалов, приводятся их характеристики и результаты испытаний в различных аэродинамических трубах.

2. Жидкокристаллические материалы и их свойства.

Для визуализации пристенных течений представляют интерес тонкопленочные покрытия на основе холестерических жидких кристаллов (ХЖК) [9,10]. Они обладают уникальными оптическими свойствами: быть окрашенными и менять свой цвет под влиянием температуры и механического сдвига. Это свойство определяется их надмолекулярной структурой. В ХЖК молекулы расположены слоями, причем в пределах каждого слоя они имеют тенденцию устанавливаться параллельно некоторой общей оси, описываемой единичным вектором, который называется директором (Рис.1а).

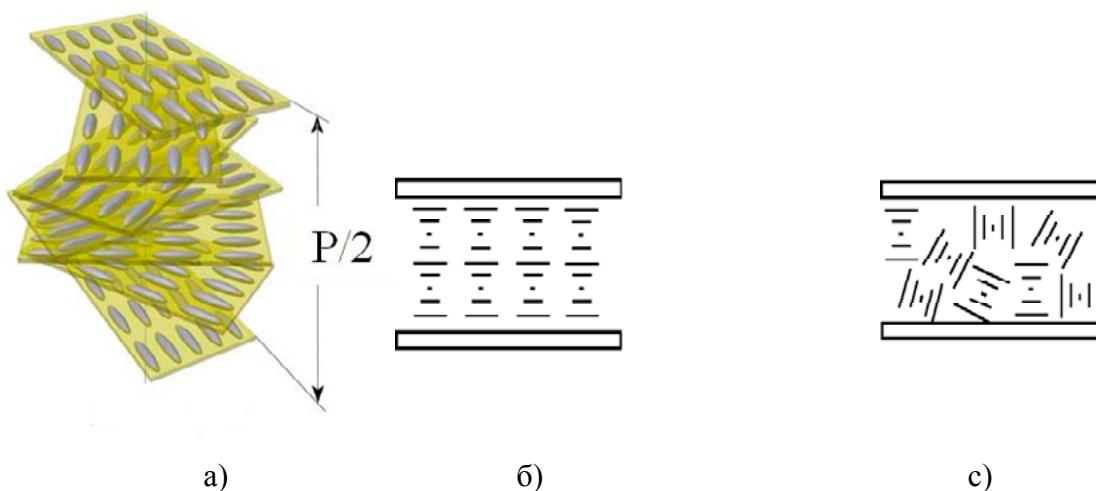


Рис.1. Структура ХЖК (а), планарная текстура (б), конфокальная текстура (с)

При переходе от одного слоя к другому директор поворачивается на небольшой угол (Рис.1а) В результате получается слоистая спиральная текстура с определенным шагом спирали. Если такая

текстура освещается белым светом, то она селективно отражает свет, действуя как дифракционная решетка. При этом длина волны с максимальной интенсивностью отражения λ_0 будет подчиняться условию Вульфа - Брегга, т.е. в случае нормального падения света она будет примерно равна шагу спирали. Для многих холестериков шаг спирали $p=400, 1000$ нм, поэтому λ_0 находится в области видимого света. Поскольку ХЖК являются лабильной средой, то любое внешнее воздействие (изменение температуры, механический сдвиг) приводит к изменению шага спирали, что сопровождается изменением длины волны и интенсивности селективного отражения, т.е. их цвета. Эта зависимость цвета ХЖК от температуры и механического сдвига позволяет использовать ЖК для панорамного измерения температуры и трения на исследуемой поверхности.

Оптические свойства ХЖК ярко проявляются при определенной ориентации ХЖК в тонком слое - определенной текстуре. Текстура ХЖК определяет их оптические свойства. Холестерики между двух стеклянных подложек могут образовывать два типа текстур: фокально-коническую и Гранжановскую или планарную (Рис.1б, с). В фокально-конической текстуре молекулы расположены хаотично, и она рассеивает падающий на нее свет. Если стекла, между которыми расположены ХЖК, сдвинуть, то формируется планарная структура, которая селективно отражает падающий на нее свет.

В качестве исследуемых материалов нами были выбраны эфиры холестерина и ряда насыщенных и ненасыщенных кислот. Выбор связан с доступностью исходных соединений и относительной простотой синтеза на их основе различных эфиров холестерина. Ниже приведен перечень синтезированных и исследованных эфиров холестерина, отличающихся друг от друга типом и длиной боковой углеродной цепи: холестерилнонаноат - ХН, холестерилхлорид-ХХл, холестерилпропионат - ХП, холестерилбутират-ХБут, холестерилолеат-ХО. Это так называемые термотропные ХЖК, которые при нагревании переходят в холестерическую фазу, а часть из них (холестерилнонаноат) при охлаждении холестерической фазы образует дополнительно и смектическую фазу.

В этом ряду 2 соединения, ХН и ХО, селективно отражают свет во всей видимой области спектра и характеризуются узкой температурной областью существования холестерической мезофазы. Поэтому, смешивая эти соединения с другими эфирами возможно регулирование этой области. Выполнен цикл работ по исследованию поведения смесей на основе эфиров холестерина с целью разработки принципов создания чувствительных и нечувствительных к температуре составов. Далее кратко будут представлены эти результаты.

Построение и анализ фазовых диаграмм дает информацию о поведении системы в процессе нагрева и охлаждения, о смешиваемости и различных текстурных модификациях, что существенно при выборе жидкокристаллических компонентов для составления смесей. Исследовались фазовые диаграммы смесей эфиров: нонаноата (ХН) с пропионатом (ХП), бутиратом (ХБут) и олеат (ХО). Температуры фазовых переходов в зависимости от концентраций компонентов определялись методом дифференциально-термического анализа. Одновременно проводились микроскопические исследования текстур указанных систем с помощью поляризационного микроскопа Мин-8.

Анализ диаграмм показывает, что все компоненты смешиваются во всех состояниях: изотропно-жидком, холестерическом, твердокристаллическом. Тип смешиваемых кристаллов определяет температурную область существования холестерической фазы. Если смешиваются соединения, мало отличающиеся длиной углеводородной цепи, то образуются смеси с узкой температурной областью существования холестерической фазы. Температурный градиент существования холестерической мезофазы не изменяется при смешивании этих компонентов, меняются только абсолютные температуры фазовых переходов, которые почти линейно зависят от концентрации второго компонента (рис.2)..

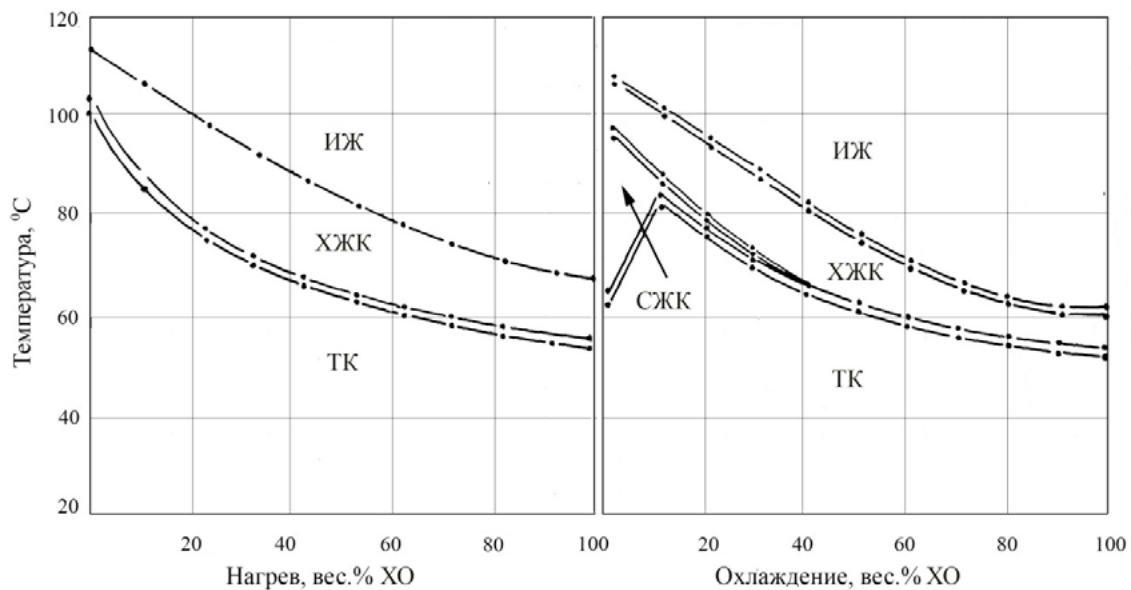


Рис 2. Фазовые диаграммы смесей эфиров холестерина нонаноата и олеата (XO).

Тип фазовой диаграммы меняется, если холестерилнонаноат смешивается с эфиром, короткой углеводородной цепью бокового заместителя (ацетат, пропионат, бутират). В зависимости от концентрации второго компонента температурная область холестерической фазы расширяется и снижается. (рис.3).

Приведенные фазовые диаграммы демонстрируют, что при смешивании различных компонентов можно регулировать температурную область существования холестерической фазы. Эта область может быть как узкой, так и широкой. Даже при смешивании компонентов с высокой температурой плавления при определенном концентрационном соотношении компонентов (40-50%ХП) могут образовываться низкотемпературные некристаллизующиеся смеси, что является важным фактором при разработке чувствительных и нечувствительных к температуре некристаллизующихся составов.

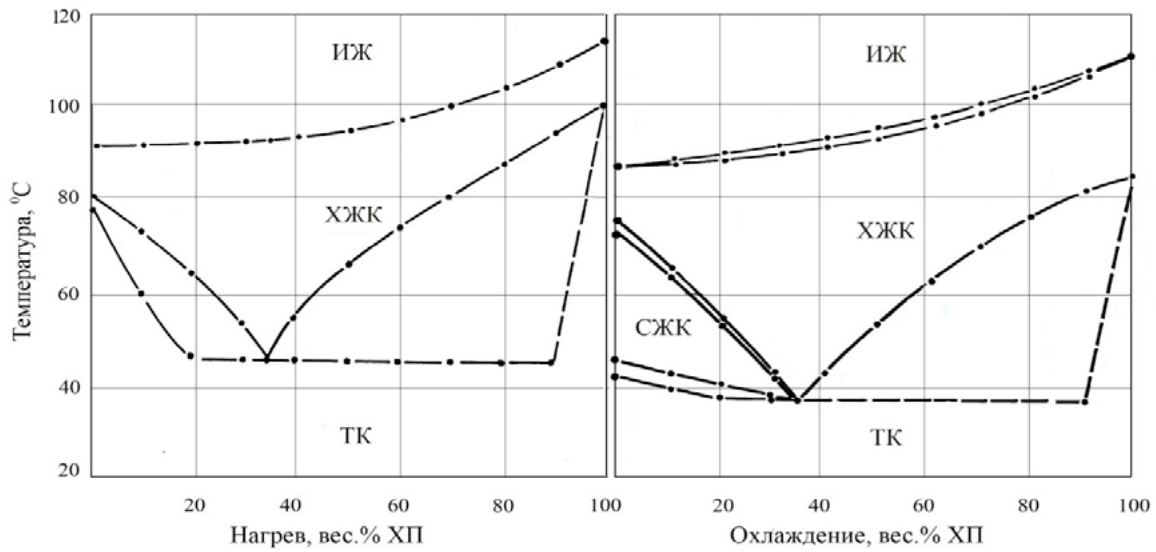


Рис.3. Фазовые диаграммы смесей эфиров холестерина нонаноата и пропионата (XII)

Полная смешиваемость жидких кристаллов в холестерическом состоянии позволяет считать, что при смешивании образуется новая холестерическая спираль со своим шагом и знаком закручивания. Этой спирали соответствует своя область селективного отражения. На примере бинарных систем холестерилнонаноата с другими холестерилалканоатами - холестериков одинакового знака вращения можно проанализировать температурно-концентрационную зависимость длины волны селективного отражения. На рис. 4 приведены зависимости температур максимального отражения двух длин волн (в красной области спектра - 630 нм и зеленой - 520 нм) от концентрации компонента холестерилпропионата и холестерилбутирата, смешиваемых с холестерилнонаноатом.

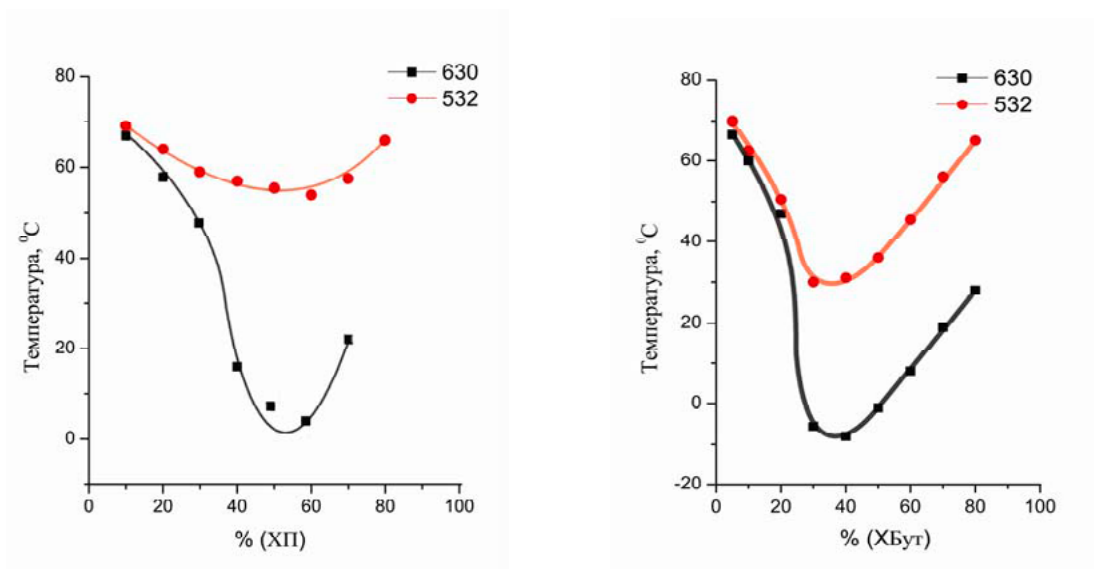


Рис.4. Зависимость температуры селективного отражения света бинарных смесей холестерилалканоатов от концентрации компонентов: 1 - нонаноат-пропионат; 2 - нонаноат-бутират.

Такое представление результатов наглядно показывает концентрационную зависимость температуры селективного отражения. Видно, что в системах, содержащих гомологи с короткой углеводной цепью, образуются холестерические фазы, характеризующиеся широким температурным интервалом селективного отражения света. Это так называемые широкотемпературные составы. Температурная чувствительность $\Delta\lambda/\Delta T$ зависит от номера гомолога и его концентрации. Узкотемпературные составы образуются при смешивании соседних гомологов холестерилалканов с температурой селективного отражения в области 74-65 С. Для снижения и регулирования температуры используется холестерилолеат с температурой селективного отражения в 32-34С (рис. 5).

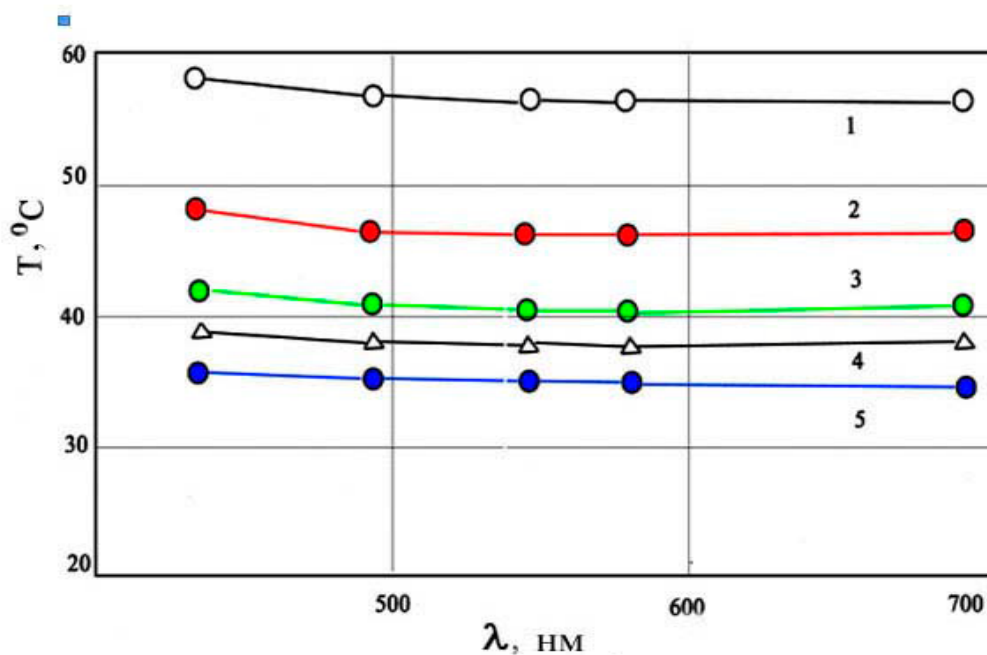


Рис.5. Температурная зависимость длины волны максимума селективного отражения для трех ЖК составов (40, 50 и 60 % олеата).

Чтобы расширить область селективного отражения, в двухкомпонентные системы добавляется холестерилхлорид с противоположным знаком вращения спирали. На рис.6 приведены зависимости селективного отражения света для нескольких составов на основе эфиров холестерина: наноата, олеата, хлорида. Цифрой обозначена массовая концентрация компонентов. Такие составы характеризуются низкой температурной чувствительностью и отсутствием кристаллизваемости в течение значительного времени.

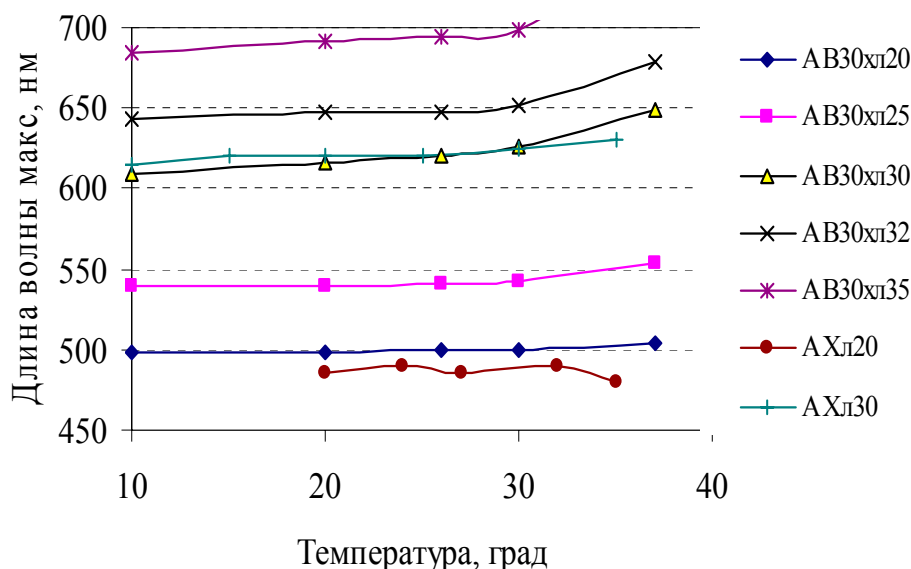


Рис. 6. Зависимость максимальной длины волны селективного отражения от температуры и состава для холестерических смесей бинарных (нонаноат-А и хлорид) и тройных (нонаноат-А, олеат-В-хлорид).

На примере смесей эфиров холестерина было показано как изменяется зависимость длины волны селективного отражения от температуры и соотношения содержащихся в ней компонентов. Результатом этих исследований явилась разработка ХЖК составов чувствительных и не чувствительных к температуре в задаваемом интервале температур.

Особенностью тонкопленочных покрытий на основе эфиров холестерина является их химическое и текстурное старение. В результате взаимодействия с кислородом воздуха и под влиянием ультрафиолетового излучения они разлагаются, кристаллизуются и их оптические свойства значительно изменяются. Нами изучен процесс старения ХЖК смесей. Найдены эффективные стабилизаторы, замедляющие процесс старения в 6-10 раз. Среди них лучшим является 3-трет-бутил-4-окси-анизол в концентрации 0,3% мас. Образцы без стабилизатора оставались рабочими только в течение 2-х недель после их формирования тогда, как со стабилизатором их цвето-температурные характеристики не изменялись в течение полугода. Однако замечено влияние стабилизатора на ориентацию холестериков и цвето-температурные зависимости, что необходимо учитывать при формировании определенной текстуры покрытий. Введение в состав смесей стабилизаторов полностью не решает проблему текстурного старения. Чтобы предохранить ХЖК от вредного воздействия окружающей среды предложен способ их капсулирования в полимерную матрицу.

В ИТПМ разработан метод капсулирования жидких кристаллов в поливинилацетатную матрицу, который позволяет формировать тонкую пленку с равномерно распределенными по ее толщине включениями ХЖК правильной почти сферической формы и достаточно высоким коэффициентом селективного отражения (Рис.7) [11].

Теоретически и экспериментально было показано, что технология капсулирования, основанная на разделении фаз, обеспечивает спонтанную тангенциальную (близкую к планарной) ориентацию молекул ЖК внутри полимерной капсулы. Оптические свойства таких капсул, а именно

способность селективно отражать свет сохраняются. Однако интенсивность отраженного от пленки света меньше по сравнению с интенсивностью от пленки чистых кристаллов, что объясняется многократным отражением света от границ капсул (рис.8).



Рис.7. Морфология полимерно-жидкокристаллической пленки

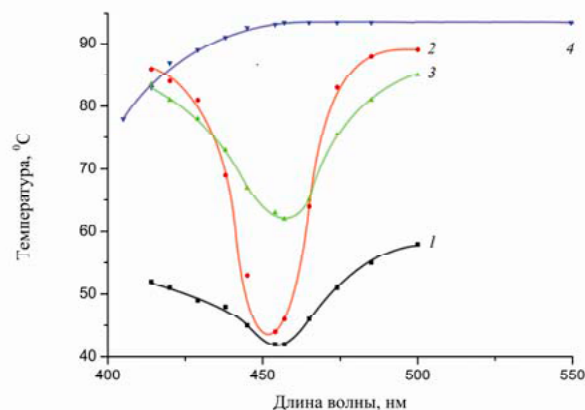


Рис.8. Сравнение спектров отражения от пленки (1) слоя идеальной планарной текстуры ЖК (2) чистого кристалла (3), от полимерной матрицы (4)

Но что оказалось важным, разработанные ранее составы в полимерной матрице обладают теми же цвето-температурными характеристиками. Эффекты, происходящие на границе раздела двух сред, имеют весьма специфические проявления, если одна из них жидкокристаллическая. Наиболее яркой особенностью является способность сравнительно слабых сил поверхностного сцепления ориентировать не только приграничные молекулы ЖК, но и распространять свое влияние на конфигурацию директора в области, удаленной от границы на десятки микрон.

Это свойство, дающее возможность создавать требуемую ориентационную структуру жидкокристаллического слоя посредством формирования соответствующих граничных условий, открывает широкие возможности для варьирования оптических свойств композитов. Изменяя технологию капсулирования (температурный режим или вводя определенные химические добавки), удается получать материалы с необычными оптическими характеристиками: появляются дополнительные температурные области (I и II), в которых спектр покрытия может меняться не один раз, а несколько (рис.9).

Успешное использование ЖК композитов в качестве термоиндикаторных покрытий зависит не только от их оптических свойств, но и от их теплофизических характеристик. Различие теплофизических характеристик исследуемого объекта и ЖК композита приводит к определенным погрешностям. Нестационарными и квазистационарными методами были измерены коэффициенты теплопроводности и температуропроводности. Эти величины оказались близкими к показателям полимерной матрицы (0,18 Вт/(м·°С) [12-13]).

В капсулированных ЖК, у которых нет выраженной ориентации молекул ЖК в определенном направлении, как в чистых ЖК, поэтому отсутствует анизотропия теплопроводности, что подтверждается известным индикаторным методом.

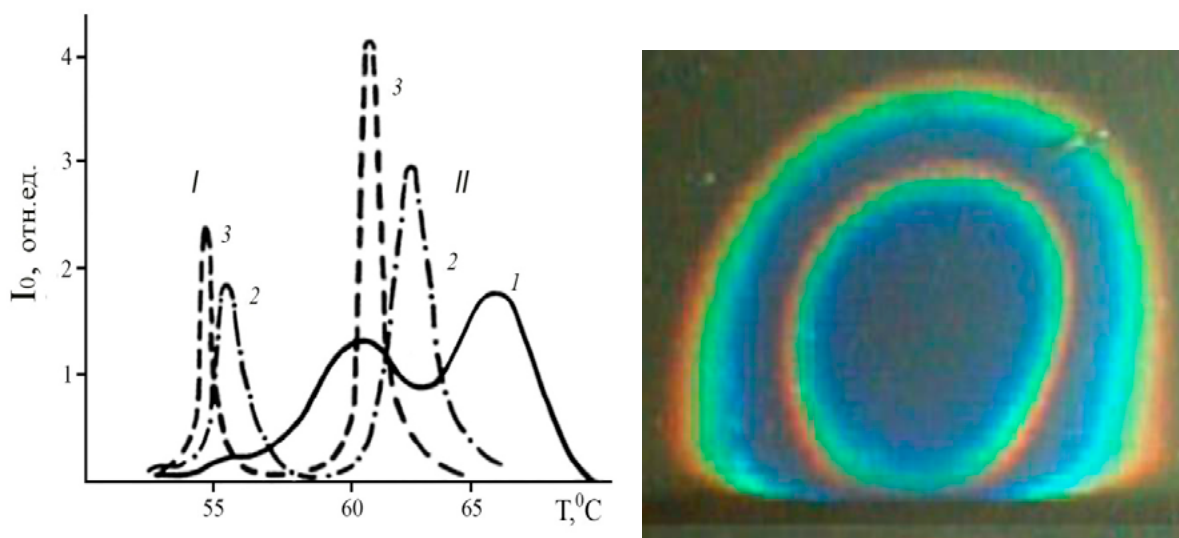


Рис.9. Спектры пропускания пленок ХЖК, сформированных в условиях температурного градиента:
1-630;2-540;3-480нм.

Исследованы спектры пропускания композитов на основе поливинилового спирта (ПВС) и поливинил ацетата (ПВА) в ближней инфракрасной области (0,75—2,5 мкм) в интервале температур от 30 до 120 °С [208]. В области холестерической мезофазы композиты характеризуются высокой степенью прозрачности, как в режиме нагрева, так и охлаждения. Измеренные значения приведенной степени черноты композитов составляют 0,95—1,05. Следовательно, использование композитов при наличии лучистого теплообмена возможно с материалами, характеризующимися близкими значениями интегральной излучательной способности.

Ниже приводятся основные характеристики разработанных в ИТПМ полимерно-жидкокристаллических пленок:

- оптимальная толщина пленки, мкм 20-30;
- рабочий температурный диапазон, °С от –20 до +150;
- пороговая чувствительность, Вт/см² 5x10⁻⁴;
- пространственное разрешение, лин/мм 5–7;
- постоянная времени, с 0,02–0,3;
- Коэффициент теплопроводности Вт/м град 0,18
- постоянная времени, с 0,2–0,3;
- количество циклов использования более 5000;
- временной ресурс, год более 5.
- пленки нетоксичны

2. Механо-оптические свойства холестерических жидких кристаллов

Под влиянием механического сдвига на слой жидких кристаллов происходит переориентация молекул ЖК, что вызывает изменение их оптических свойств. Возникающие оптические эффекты зависят от исходной текстуры жидких кристаллов. Если исходная текстура конфокальная, то она под влиянием сдвига трансформируется в планарную (рис.1б). Бесцветный слой ЖК становится

окрашенным. По времени перехода из одного состояния в другое можно судить о мере механического воздействия. Если исходная текстура планарная, то под влиянием механического сдвига меняется длина волны селективного отражения. Исследования влияния механического воздействия потока на свойства ЖК проводились в лабораторной аэродинамической установке, описание которой и методика исследований описаны в [14].

2.1 Конфокальная текстура-текстурный переход в ХЖК

В экспериментах исследовались ЖК смеси, разработанные на основе эфиров холестерина слабо чувствительные к температуре. Состав смеси и их температурная чувствительность описаны в разделе 2, рис.6. Под влиянием воздушного потока происходит упорядочение и переориентация молекул в слое с начальной конфокальной текстурой и возникает планарная спиральная текстура, селективно рассеивающая свет - поверхность окрашивается. Измерения показали, что при увеличении уровня касательного напряжения τ происходит уменьшение времени текстурного перехода. На Рис. 10 для трех ЖК составов приведен пример зависимостей времени отклика ЖК покрытия, полученных по спектрам отражения. Этот эффект может быть использованы для получения количественной информации о касательных напряжениях [14].

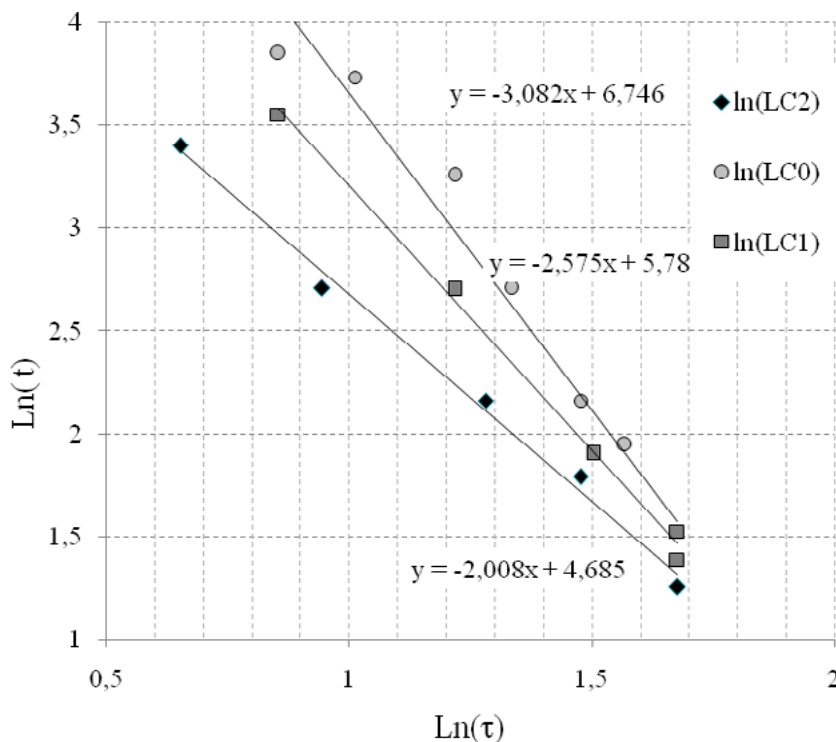


Рис.10 Пример калибровочных зависимостей для трех разных составов, в логарифмических координатах.

Полученная в результате текстурного перехода планарная текстура обладает большим временем релаксации (до нескольких часов и даже суток в зависимости от состава). Поэтому данный эффект может применяться также для визуализации τ в каналах без оптического доступа.

2.2. Планарная текстура -зависимость максимума селективного отражения ХЖК от уровня и направления вектора касательного напряжения τ

Регистрация оптического отклика ЖК в зависимости от времени показала, что под воздействием потока на планарную текстуру происходит сдвиг максимума длины волны селективного отражения (λ_{\max}) в синюю область спектра с последующей релаксацией к исходной величине ($\lambda_{\max(0)}$) после выключения потока. (Рис. 11).

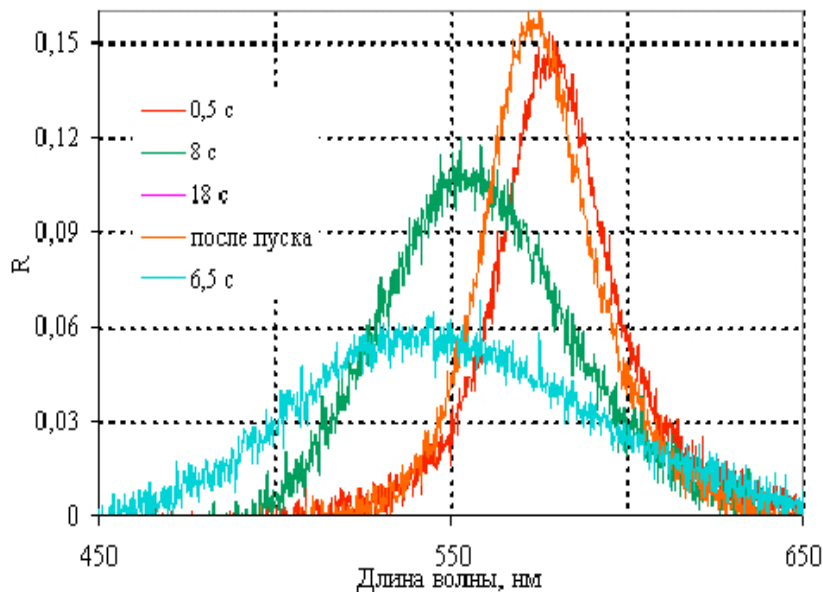


Рис.11. Пример изменения спектра селективного отражения ЖК (синий сдвиг) под воздействием ступенчатого импульса касательного напряжения.

Время релаксации в наших экспериментах составляло от долей секунд до десятков секунд в зависимости от уровня τ . При этом воспроизводимость спектра отражения исходной планарной текстуры, оказалась хорошей даже в результате релаксации ЖК после 5 и более повторных пусков на одном образце. Полученные для разных составов экспериментальные зависимости максимума длины волны селективного отражения от уровня касательного напряжения, а также величины смещения $\Delta\lambda_{\max}$ хорошо аппроксимируются линейной зависимостью или полиномами низкого порядка (Рис. 12).

Известно, что планарная текстура ХЖК может обладать угловой зависимостью селективного отражения. Чем сильнее угловая зависимость в горизонтальной плоскости (азимутальная), тем выше чувствительность ЖК к изменению направления вектора касательного напряжения. Это свойство может быть использовано для определения направления вектора касательного напряжения [7-8]. Для исследуемой ЖК смеси наблюдается заметное влияние углов: освещения, наблюдения в вертикальной плоскости относительно нормали и азимутального угла наблюдения (φ) в горизонтальной плоскости. Как правило, в экспериментах освещение осуществляется нормально или под малым углом к поверхности. Наблюдение должно осуществляться по потоку ± 90 градусов. На рис. 13 приведена зависимость величины сдвига максимума длины волны селективного отражения от угла азимута для одного из уровней τ .

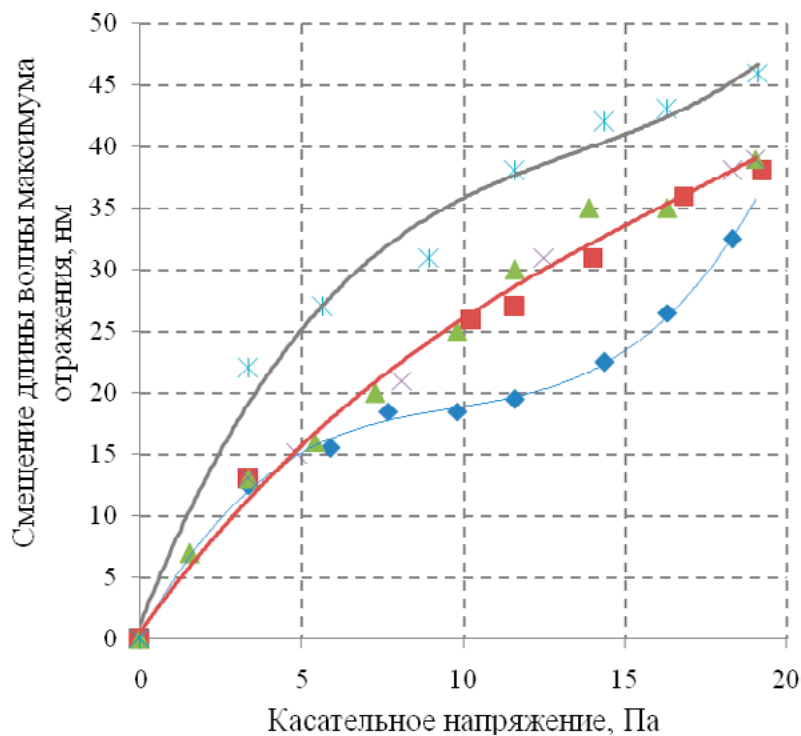


Рис. 12. Зависимость смещения максимума длины волны селективного отражения от уровня касательного напряжения для 3 ЖК составов.

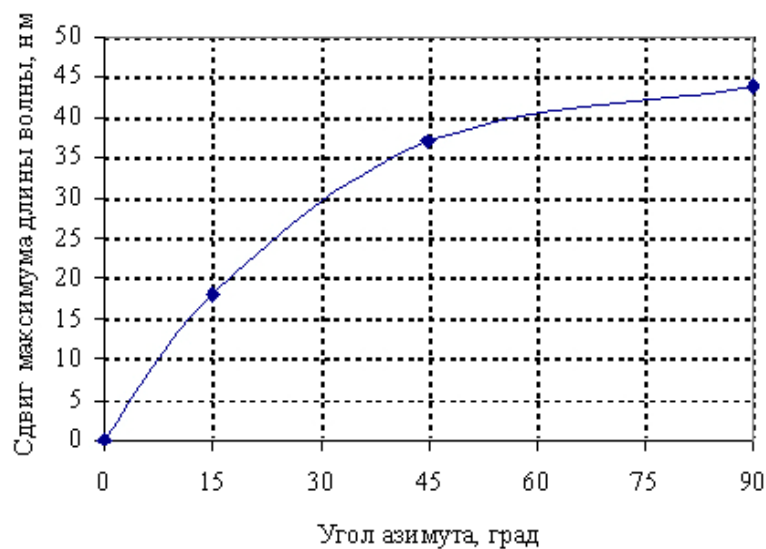


Рис. 13. Влияние угла азимута на смещение длины волны максимума селективного отражения

3. Применение жидких кристаллов в аэродинамическом эксперименте

3.1. Применение ХЖК для измерения температуры

В ИТПМ СОРАН накоплен большой экспериментальный материал по применению ЖК покрытий для визуализации и измерения панорамного распределения температуры в аэродинамическом эксперименте. Разработанные термоиндикаторные покрытия и технологии их применения были многократно использованы в условиях до-, и гиперзвуковых потоков на установках ИТПМ [15-27].

Зависимость шага спирали (и длины волны селективно отраженного света) холестерических жидких кристаллов от температуры и механического сдвига используется для измерения температуры, тепловых потоков и трения.

ЖК покрытие, нанесенное на предварительно зачерненную исследуемую поверхность, своим цветом показывает распределение температуры или поверхностного трения на модели. В аэродинамических экспериментах ЖК покрытие подвержено одновременному воздействию температуры и поверхностного трения. Чтобы разделить влияние этих двух факторов на шаг холестерической спирали, используется два подхода. Когда ХЖК применяются для визуализации или измерения поверхностного трения, используются смеси ХЖК слабо чувствительные к температуре. Если ХЖК используются для измерения поверхностных температур, то их необходимо защитить от влияния механического сдвига. Поэтому для этих целей используются термоиндикаторные пленки на основе ЖК в чистом виде или ЖК, закапсулированных в полимер.

Жидкокристаллические термоиндикаторные пленки характеризуются, как и любые датчики температур, рядом эксплуатационных характеристик. Основными являются: динамический диапазон температур, под которым понимается область рабочих температур данной ЖК-пленки, зависимость длины волны λ селективного отражения света (цвета) от температуры, называемая цветотемпературной характеристикой, а также отношение $\Delta\lambda/\Delta T$, характеризующее температурную чувствительность термоиндикаторной пленки. Перечисленные характеристики определяются составом, содержащихся в пленках жидких кристаллов. Разработаны составы, которые обладают селективным отражением света в диапазоне температур до 50 град. И в то же время разработаны составы, проходящие весь видимый интервал длин волн за 1-2 град.

Техника применения жидких кристаллов сравнительно проста. Наряду с определенными особенностями в каждом конкретном случае существует ряд общих условий их применения. Во-первых, необходимо приблизительное знание температурной области, в которой должно работать ЖК покрытие. Во-вторых, ЖК покрытие не должно нарушать тепловое поле исследуемой поверхности. Поэтому теплоемкость исследуемой поверхности должна быть больше теплоемкости ЖК покрытия. Скорость изменения теплового поля должна быть меньше постоянной времени используемых ЖК.

Необходимо учитывать также угловую зависимость цвета ХЖК. В связи с этим, в эксперименте необходимо строго соблюдать угловые условия освещения и наблюдения, которые использовались для калибровки ХЖК. И, наконец, современные устройства ввода и обработки изображения, используя предварительную калибровку ХЖК, позволяют не только визуализировать полученные с помощью ХЖК поля температур, но и получить количественные результаты по распределению температур и тепловых потоков.

Как правило, для регистрации оптического отклика жидких кристаллов применяются цифровые фото-видеокамеры. Процесс измерения цвета состоит в определении координат точки на плоскости цветов в той или иной колориметрической системе координат. Поэтому все методы интерпретации цветных изображений ЖК-термограмм различаются в основном выбранной базисной

колориметрической системой. Линейная система RGB, принятая в цветном телевидении, является декартовой системой координат, построенной в соответствии с трехкомпонентной теорией цветного зрения. Поскольку холестерические жидкие кристаллы отражают чистые спектральные цвета, эта модель не является идеальной для точной идентификации цвета. Поэтому для измерения цвета предложено использовать нелинейную систему цветowych координат HSI, в которой цвет определяется по цветовому тону H (Hue), насыщенности S (Saturation) и интенсивности I (Intensity) [11,12]. При изменении температуры цветовой тон H , в отличие от координат R , G , B , меняется монотонно, поэтому зависимость $H(T)$ может быть использована для калибровки и измерения температуры. Область чистых спектральных цветов находится в диапазоне $H \leq 240$ градусов. Смешанным пурпурным цветам соответствуют значения $H = 240 \div 360$ градусов (область неопределенности цветового тона). Для более точного определения цвета необходимо учитывать величину насыщенности S .

Далее приводятся результаты некоторых экспериментов, которые были получены с использованием жидкокристаллических термоиндикаторных пленок в условиях дозвукового, и гиперзвукового потоков.

3.2. Изучение структуры вихревых возмущений, порождаемых точечным вдувом, на передней кромке скользящего крыла

Метод жидкокристаллической термографии (ЖКТ) использовался при исследовании пристенных течений на стреловидных крыльях. В данном разделе приводятся результаты применения этого метода для исследования устойчивости течения на передней кромке скользящего крыла (рис.14).[16].

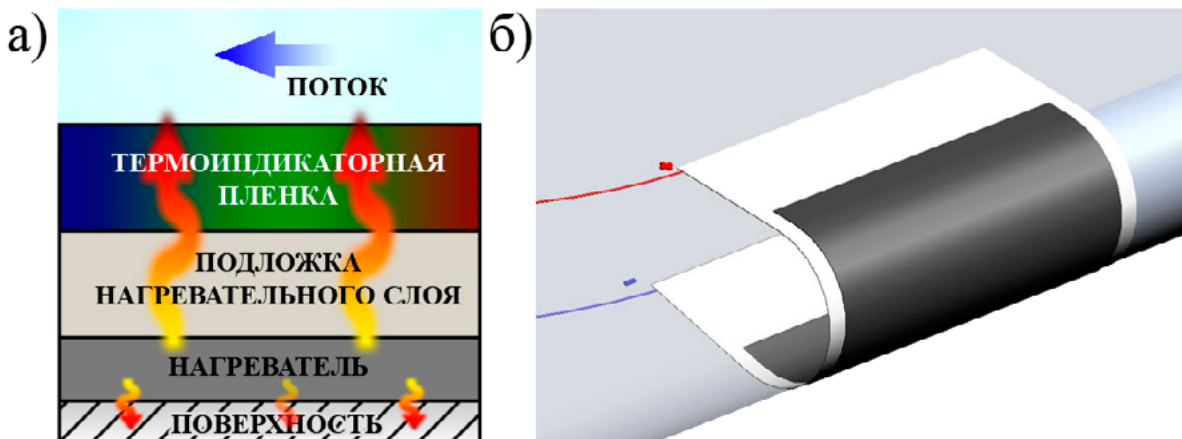


Рис. 14.. Схема компоновки термоиндикаторного покрытия (а) и его расположения на передней кромке скользящего крыла.

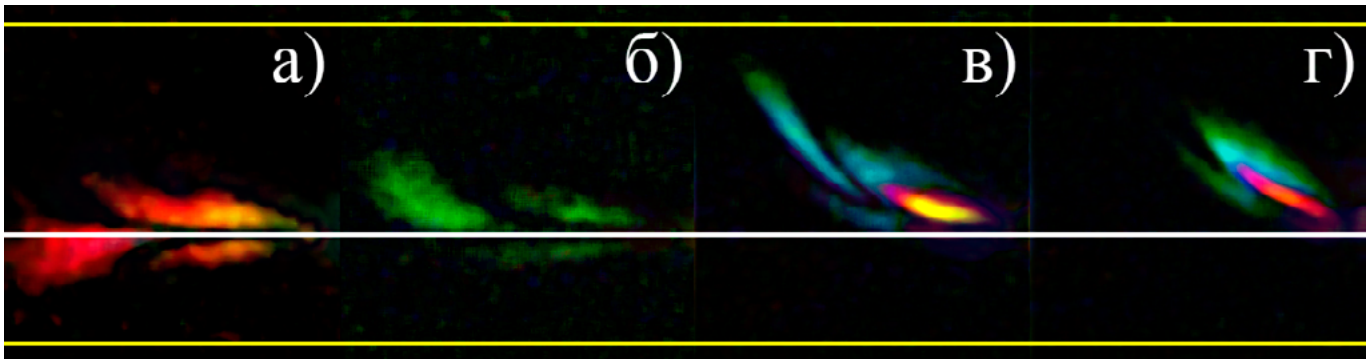


Рис. 15. Картины визуализации стационарного возмущения для разного положения источника возмущения относительно линии растекания (белая линия): $\varphi = -0,16^\circ, d = -0,1$ мм (а); $\varphi = 0,16^\circ, d = 0,1$ мм (б); $\varphi = 1,13^\circ, d = 0,8$ мм (в); $\varphi = 2,59^\circ, d = 1,8$ мм (г). Скорость потока 3,4 м/с. На рис. желтыми линиями обозначены видимые верхняя и нижняя границы цилиндра, составляющего переднюю кромку крыла

Визуализация течения с помощью термочувствительных жидких кристаллов показала, что стационарный точечный вдув порождает в пограничном слое пару противовращающихся вихрей, амплитуда и поперечный размер которых зависят от скорости вдува (рис.15). Возможность получения картин визуализации в широком диапазоне регулируемых параметров позволила установить влияние скорости вдува и на траекторию распространения стационарного возмущения. С увеличением скорости вдува уменьшается угол между траекторией возмущения и линией растекания, что может быть связано с взаимодействием стационарного вихря со стенкой. Обнаружена неустойчивость траектории стационарного возмущения в случае, когда источник возмущения располагается близко к линии растекания, при этом один из вихрей сваливается то в одну, то в другую сторону от нее. В одном из режимов на картине визуализации было обнаружено четыре следа от стационарных возмущений, что говорит либо о сложном характере взаимодействия выбивающейся струи в по-граничном слое с набегающим потоком, либо о наличии нескольких возможных траекторий пары стационарных вихрей. Очень сильный вдув приводил к образованию широкого возмущения, поперечный размер которого практически не менялся, что говорит о сугубо нелинейном характере. Данные визуализации были подтверждены анемометрическими измерениями.

3.3. Исследования структуры пристенного течения на модели стреловидного крыла при обтекании его дозвуковым потоком при повышенной степени турбулентности

В качестве примера применения панорамных ЖК сенсоров можно привести также результаты исследования структуры пристенного течения на модели стреловидного крыла при обтекании его под разными углами атаки дозвуковым потоком при повышенной степени турбулентности [21]. Впервые показано, что незначительные неоднородности набегающего турбулизированного потока, создаваемые проволоочной сеткой, оказывают существенное влияние на структуру течения в пограничном слое. При взаимодействии неоднородностей набегающего потока с пограничным слоем с благоприятным градиентом давления в нем возникают стационарные продольные структуры (рис.16). Эти структуры проявляются в виде чередующихся в трансверсальном направлении областей повышенной и пониженной температуры на поверхности, что соответствует изменению средней скорости в пограничном слое, вызываемом возмущениями потока. Вблизи передней кромки пространственные масштабы возмущений определяются масштабами неоднородностей, присутствующих в набегающем потоке. Возмущения с поперечным масштабом

3-6 толщин пограничного слоя нарастают наиболее быстро, т. е. масштаб наблюдаемых продольных структур определяется избирательными свойствами данного пограничного слоя.

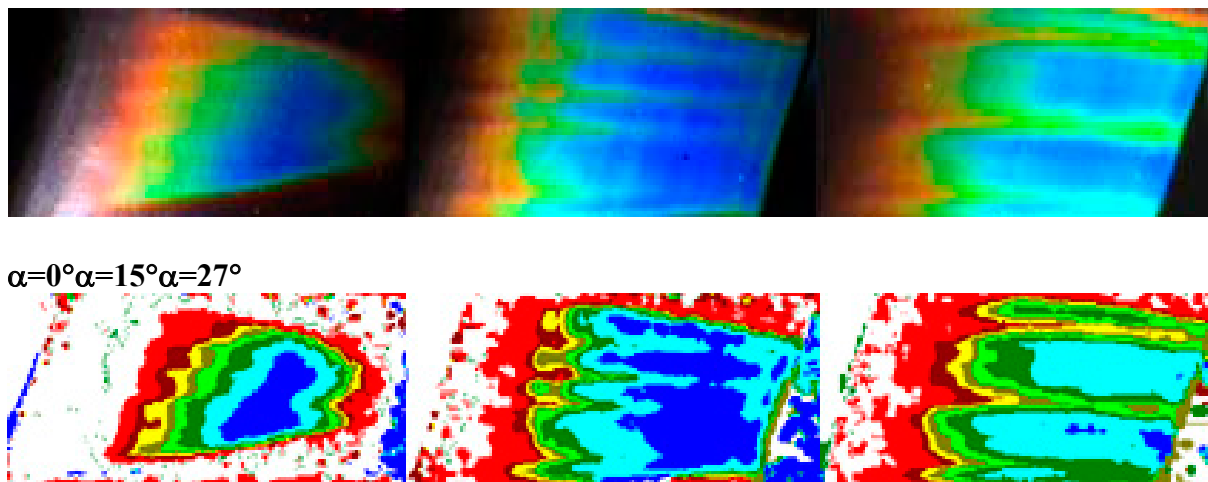


Рис.16. Визуализация продольных структур в пограничном слое на стреловидном крыле до и после цифровой обработки изображения.

Проведенные исследования позволяют сделать вывод о том, что метод визуализации температурного поля с помощью температурно-чувствительных жидких кристаллов дает верную информацию о структуре пристенного течения и может быть эффективно использован для нахождения таких характеристик пограничного слоя, как количество и расположение продольных структур. А с помощью фурье-анализа можно вычислить среднюю поперечную длину волны.

Справедливость этого утверждения была проверена в [21] сравнением полей температуры и средней скорости в пограничном слое, измеренной термоанемометром.

3.3. Примеры использования панорамных ЖК сенсоров для диагностики гиперзвуковых течений в установках длительного и кратковременного действия

Уровень температур, которые могут измеряться в установках со стационарным режимом с помощью ЖК сенсоров ограничивается температурой 250С в случае чистых кристаллов, а в случае термоиндикаторных пленок 150-200 градусами. Однако применение ЖК сенсоров в высокотемпературных установках возможно в режиме кратковременного нагрева. Такие измерения выполнялись нами в условиях гиперзвуковых аэродинамических установок ИТПМ длительного (АТ-326) [22-23] и кратковременного действия (АТ-303) [25-26].

При гиперзвуковых скоростях течения измерения теплоотдачи проводятся при кратковременном вводе модели в поток как на установившихся режимах течения в трубе, так и на переходных (запуск, подогрев). Выбор ЖК определялся его динамическими и теплофизическими характеристиками. Время переориентации молекул чистого ХЖК составляет 3 мс, однако в многослойной компоновке, когда постоянная времени увеличивается и зависит от коэффициента теплоотдачи, теоретически ее величина может составлять 30 мс и более. Чтобы повысить точность измерений, коэффициенты тепловой активности материала ϵ_1 , из которого была изготовлена вставка, на которой проводились измерения, и ЖК слоя ϵ_2 были подобраны близкими.

В зависимости от того, на каком этапе процесса теплопроводности (определяемом безразмерным временем, числом Фурье $Fo = a\tau\delta^2$, где a – температуропроводность, δ – толщина стенки) прово-

дятся измерения, выбираются расчетная математическая модель для вычисления тепловых потоков и адекватная ей процедура измерения.

В методе ЖК и термоиндикаторных покрытий для нахождения стационарных тепловых потоков в аэродинамических экспериментах на моделях из теплоизолятора обычно используется точное решение уравнения нестационарной теплопроводности для тел простой формы (у нас – полуограниченное тело) при граничных условиях третьего рода, т.е. постоянном коэффициенте теплоотдачи на поверхности модели $h=\text{const}$.

Когда измерения нестационарных тепловых потоков базируются на использовании численных решений обратных задач теплопроводности (ОЗТ), которые в общем случае являются некорректными и решаются с применением регуляризации по Тихонову, то отпадает необходимость ввода модели в установившийся поток. Можно исследовать модели с большим удлинением. ОЗТ заключаются в нахождении причины, например, тепловой нагрузки q , по известному следствию – T температуре в некоторых точках исследуемой модели. Вычисление плотности теплового потока q или коэффициента теплоотдачи по измеренной температуре поверхности T классифицируется как задача пересчета граничных условий (ГУ 1 рода определяет ГУ 2 или 3 рода). Эта ОЗТ является корректной и приводит к наиболее простым алгоритмам (полуограниченное тело, неограниченная пластина и т.д.).

В установках кратковременного действия применение метода ЖК для измерений ограничивается необходимостью использования дорогой быстродействующей видеоаппаратуры для регистрации изображений и динамическими характеристиками ЖК. Тем не менее, в литературе имеются сообщения об успешном использовании ЖК в адиабатических ударных трубах с длительностью режима порядка 20 мс, а в установках со временем измерения от 500 мс и больше результаты измерения тепловых потоков с помощью ЖК согласуются с результатами, полученными традиционными методами.

На Рис.17 показаны примеры ЖК визуализации полей температур в ходе экспериментов на АТ-126 (число $M=6$) и АТ-327 (число $M=21$).

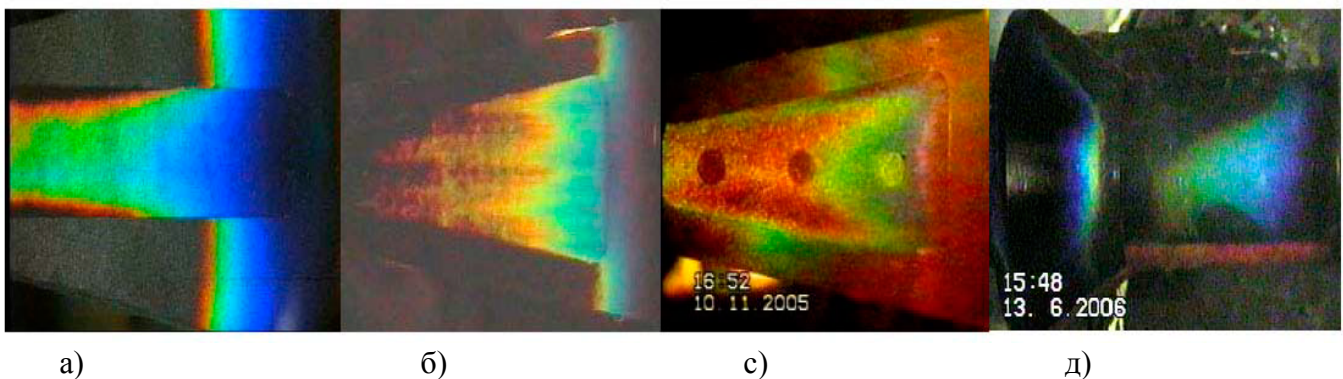


Рис. 17. ЖК визуализация нагрева вставки из теплоизолятора на металлической пластине (а), след от вихрей за микроступенькой (б), неоднородность материала вставки (в), малое отклонение от нулевого угла атаки при неточной установке модели в трубе.

В АТ-303 испытания проводились на эталонных моделях острого и затупленного конусов при числе Маха $M_\infty \approx 11$, числе Рейнольдса $Re_1 \approx 2.7 \cdot 10^6 m^{-1}$ и параметрах торможения $T_0 = 1400 \div 1420$ К и $P_0 = (93 \div 98) 10^5 Pa$, длительность испытания до 250 мс. [24-26]. Проведенные испытания показали, что в условиях данных испытаний тонкопленочные ЖК покрытия позволяют детектировать теплонапряженные участки поверхности и структуру пристенного течения на

моделях из теплоизолятора. Сравнение величин тепловых потоков, вычисленных по температурам, зафиксированным с помощью ЖК покрытия, с полу-эмпирическими оценками и априорными данными показало качественное совпадение картин обтекания модели и характера изменения плотности теплового потока. Этот метод позволяет получить и количественную информацию об усредненных уровнях тепловых потоков при длительности эксперимента не менее 40мс (по двум кадрам). При меньших временах установившегося режима полимерно-жидкокристаллических материал не успевает реагировать на изменение температуры из-за своей инерционности.

Аналогичные испытания были выполнены также на модели спускаемого аппарата «Эксперт» (рис.18). ЖК визуализация показала, как меняется режим обтекания модели при изменении высоты уступа в месте стыковки головной части конуса с цилиндрической частью аппарата.

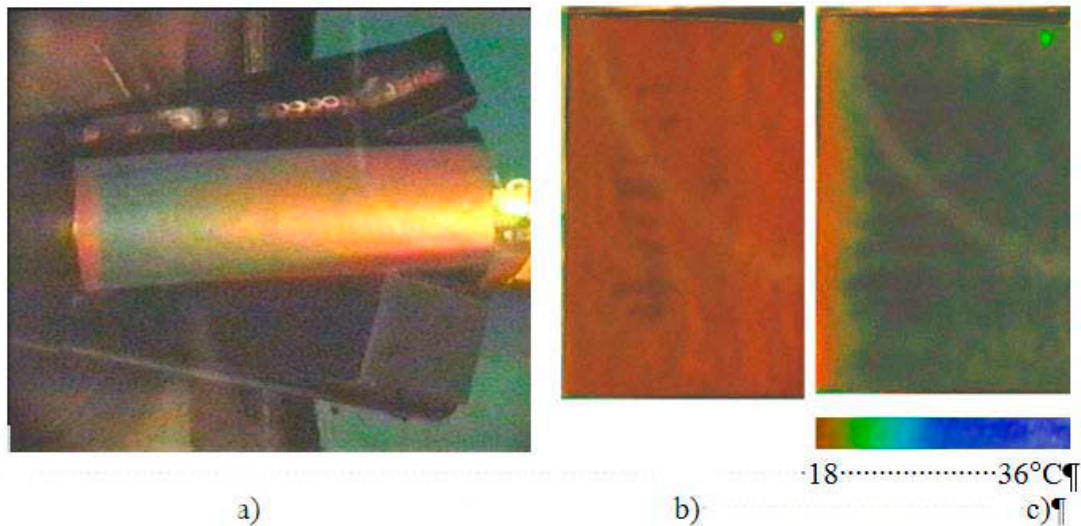


Рис.18. Визуализация распределения температуры на поверхности возвращаемого баллистического аппарата : (a) за ступенькой высотой 2 мм; (b) и (c) визуализация присоединения потока на щитке в 2 момента времени.

3.4. Визуализация структуры течения на поверхности угла сжатия

Ниже представлены некоторые результаты ЖК визуализации картины трехмерного ламинарного отрывного течения в угле сжатия при числе Маха набегающего потока $M_\infty=6$ в начальный момент после ввода в поток. Исследуемая модель из оргстекла представляла собой пластину с острой передней кромкой, на которой установлен уступ с углом подъема 30° . Ширина модели равна длине пластины от передней кромки до уступа. Так как уровень тепловых потоков на пластине и клиновидном участке модели заметно разный, визуализация выполнена с помощью термоиндикаторов с двумя областями селективного отражения ЖК₁- ($39\div 60$)°С и ЖК₂ – ($60\div 80$)°С (Рис.19). На последовательности кадров видно, что вначале визуализируются передняя кромка и область присоединения потока на клине с максимальными уровнями тепловых потоков, а затем поле $T_{на}$ на плоском участке модели. Изотерма на передней кромке с краю искажена микровихрями и показывает градиент температуры более 20С в узкой области. Ниже области присоединения на клине видны продольные структуры и краевые эффекты.

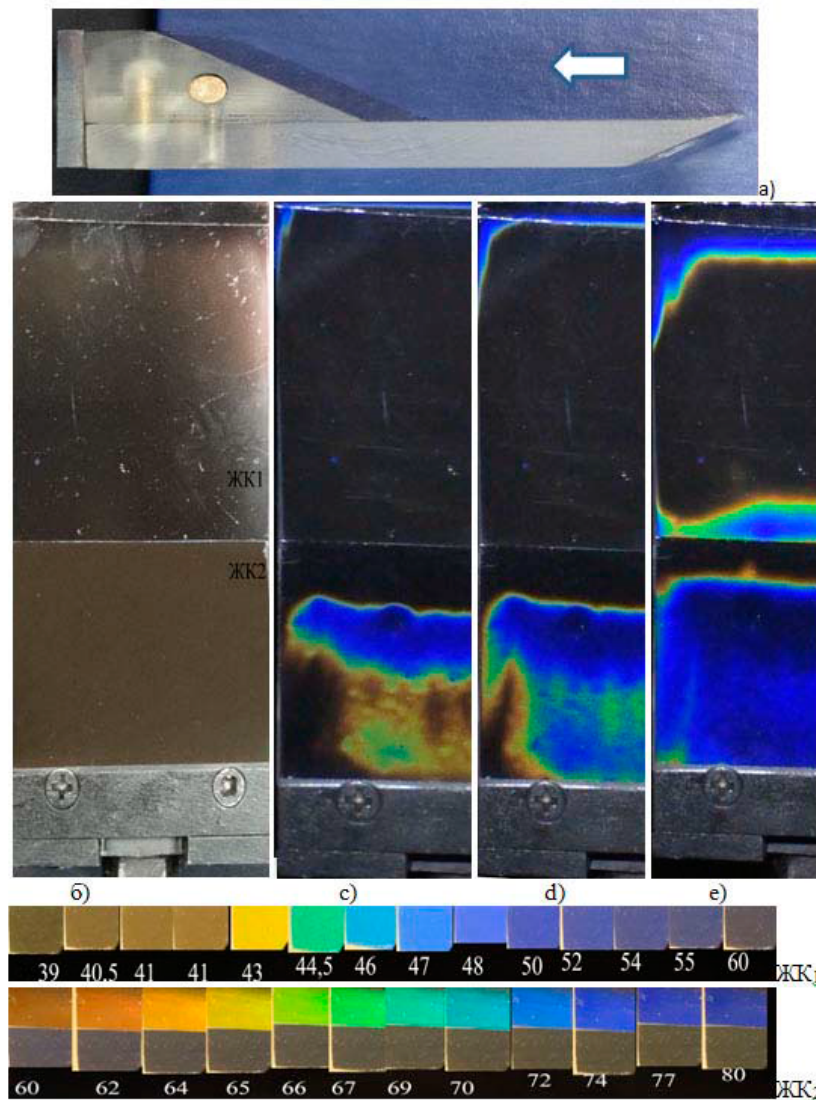


Рис. 19. Вид модели без ЖК(а) и с ЖК (б). ЖК визуализация распределения температуры на клине и пластине в 3 последовательных момента времени (с, d, е - половина кадра)

4. Визуализация поверхностного трения

Совместно с ЦАГИ разработанные ЖК индикаторы касательного напряжения (три разных состава) и эффект селективного отражения света планарной текстурой ХЖК были использованы для тестовых испытаний и визуализации вынужденного ламинарно-турбулентного перехода на вертикальном оперении модели, обтекаемой дозвуковым потоком в трансзвуковой АТ-128 ЦАГИ [17] при числах Маха от 0,2 до 0,9. Один из режимов показан на Рис.20-21, где четко видны области турбулентного течения с повышенными уровнями касательных напряжений в следе за турбулизаторами и в прикорневой области.

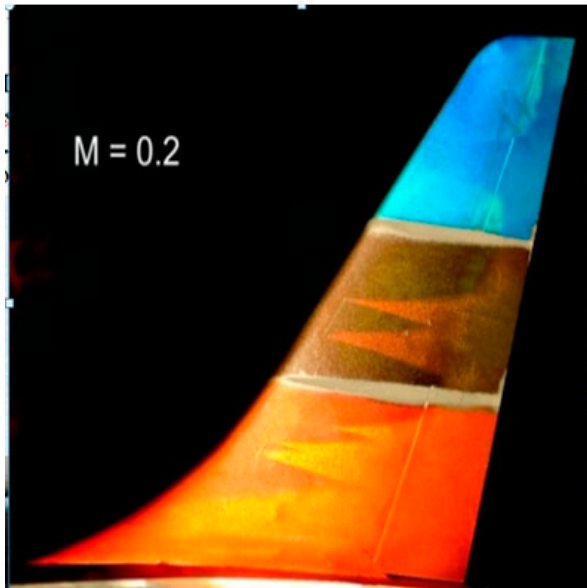


Рис. 20. ЖК визуализация распределения касательных напряжений при $M=0,2$.

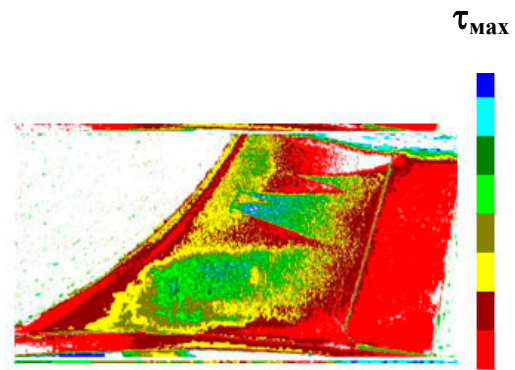


Рис.21. Карта касательных напряжений при $M=0,2$.

Эффект текстурного перехода и памяти ЖК использовался при исследовании структуры течения в канале ребристого теплообменника [27]. Применение ЖК визуализация распределения касательных напряжений на внутренней поверхности ребристого теплообменника при малых дозвуковых скоростях течения позволило исследовать влияние геометрии оребрения на интенсивность теплоотдачи. На рис. 22 показано полет на одной из геометрий, которая визуализирует перепад в уровнях касательных напряжений, полученный в результате изменения текстуры ЖК из конфокальной на планарную. Черные области соответствуют областям отрыва дозвукового течения. С увеличением касательного напряжения длина волны селективного отражения сдвигается в коротковолновую часть оптического спектра. Скорость набегающего потока составляет угол 45 градусов с направлением ребер гофрированной пластины.

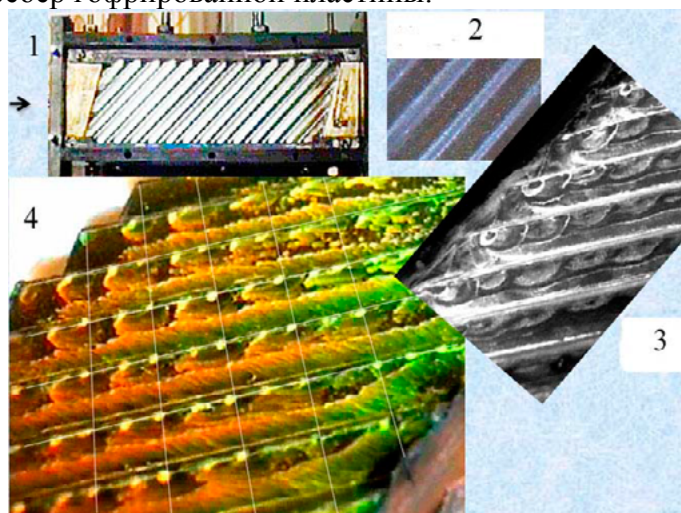


Рис. 22. Визуализация касательного напряжения на наветренной (слева) и подветренной (справа) сторонах модели ребристого теплообменника. 1- модель, 2- модель с ЖК покрытием до пуска, 3- сажса-масляная визуализация, 4- ЖК визуализация с помощью текстурного перехода.

Заключение

Уникальные оптические свойства жидких кристаллов, а именно их высокая чувствительность к внешним воздействиям нашли свое применение при создании новых оптических диагностических методов в аэродинамическом эксперименте.

В настоящее время благодаря применению вычислительной техники использование термочувствительных материалов возможно не только для визуализации температурных полей, но и для их измерения. Полученные с помощью полимерно-жидкокристаллических материалов карты распределения температур позволяют экспериментаторам детально исследовать структуру течения вблизи поверхности и разрабатывать методы управления этой структурой. Определенным недостатком пленочных покрытий следует считать угловую зависимость цвета жидких кристаллов, которую необходимо учитывать при измерении малых перепадов температур в дозвуковых экспериментах. Этот недостаток можно преодолеть путем соответствующей калибровки и цифровой обработки данных. Существует и временное ограничение применения ХЖК для индикации температуры. Из-за относительной инерционности ХЖК время эксперимента не может быть меньше 40мс.

Рассмотрены результаты тестирования цветового подхода к панорамному измерению величины и направления вектора касательного напряжения на поверхности модели обтекаемой потоком с помощью жидких кристаллов мало чувствительных к температуре и чувствительных к касательным напряжениям. Установлено, что разработанные ЖК смеси слабо чувствительные к температуре в интервале (293-323К) могут быть использованы для визуализации касательных напряжений. Данные методических и калибровочных измерений механо-оптических характеристик ЖК составов, разработанных в ИТПМ, демонстрируют принципиальную возможность получения количественных данных с помощью цветового подхода и исследованных ЖК материалов. Для этого кроме ЖК материалов необходимо создание комплекса автоматизированной обработки цифровых видеозаписей панорамных данных для каждого из используемых эффектов.

Список литературы

1. Ардашева М.М., Боровой В.Я., Давлет-Кильдеев Р.З. и др. Применение термоиндикаторных покрытий в исследованиях теплообмена. //Труды ЦАГИ. - 1975.- Выпуск 1692.
2. Кулеш В.П., Мошаров В.Е. и др. Исследование тепловых потоков методом люминесцентных преобразователей температуры в трубах кратковременного действия.// Труды 7-ой межд. конф. «Оптические методы исследования потоков»/ МЭИ.- 2003.- С.200-205.
3. Roberts G.T. and East R.A. Liquid Crystal Thermography for Heat Transfer Measurement in Hypersonic Flows// A Review. J. of Spacecraft and Rockets .-1996.-Vol. 33., No. 5
4. Klein E.J. Liquid crystals in aerodynamic testing //Astronautics and Aeronautics. 1968. - No 6.- pp. 70-73.
5. Jones T. Liquid Crystals in Aerodynamic and Heat Transfer Testing//. Proc. of Int. Seminar on Optical Method and Data Processing in Heat and Fluid flow, London. . pp. 51-66, 1992.
6. Reda D.C., Wilder M.C., Farina D.J. and Zilliac G. New Methodology for the Measurement of Surface Shear Stress Vector Distribution// AIAA Journal.-1997.- Vol. 35, No. 4.- pp. 608-614.
- 7.Red a D.C., Muratore J.J. Measurement of surface shear stress vectors using liquid crystal coatings //AIAA J. **1994**, №32.- pp.1576-82.
8. Жаркова Г.М., Коврижина В.Н. Тонкопленочные жидкокристаллические индикаторы полей температур и касательных напряжений на поверхности аэродинамических моделей. // Физика ударных волн , горения , взрыва, детонации и неравновесных процессов. Минск: ИТМО НАН Белоруссии.- 2014 .-С.125-136.
9. Сонин А.С. Введение в физику жидких кристаллов.- Москва:Наука,1983.-319 с.
10. Беляков В.А., Сонин А.С. Оптика холестерических жидких кристаллов.- Москва: Наука,1982.-360с.
11. Жаркова Г.М., Сонин А.С.Жидкокристаллические композиты.- Новосибирск: Наука,1994. -213с.

12. Жаркова Г.М., Киселев Г.А. Экспериментальное исследование температурной зависимости тепло- и температуропроводности жидких кристаллов// Тезисы докладов 4 международной конференции социалистических стран по жидким кристаллам.-Тбилиси, 1981.-С.56-57
13. Жаркова Г.М., Клеменков Г.П., Лысенко В.А. динамическая погрешность термоиндикаторных покрытий // Промышленная теплотехника .1986.-№1.-С.46-50.
14. Жаркова Г.М., Коврижина В.Н., Петров А.П. Экспериментальное исследование текстурного перехода в жидких кристаллах под воздействием касательного напряжения поверхностного трения//Теплофизика и аэромеханика.-2013.-т.20.№3.- С.315-323.
15. Жаркова Г.М., Коврижина В.Н., Хачатурян В.М. Экспериментальное исследование дозвуковых течений методом жидкокристаллической термографии // ПМТФ.- 2002. -Т. 43, №2.- С. 122-128.
16. Толкачев С.Н., Горев В.Н., Жаркова Г.М., Коврижина В.Н. Экспериментальные методики изучения структуры вихревых возмущений, порождаемых точечным вдувом на передней кромке скользящего крыла//Вестник НГУ. Серия Физика.-2012.- Т. 7, вып.2.- С. 66-79.
17. Zharkova G.M., Kovrizhina V.N., A.P. Petrov A.P., Shapoval, E.S., Mosharov V.E. and Radchenko V.N. Visualization of boundary layer transition by shear sensitive liquid crystals.// Proceedings PSFVIP-8: The 8th Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing,- , 2011 Moscow, № 113,pp. 1-5.
18. Dovgal A.V., Zharkova G.M., Zanin B.Yu., Kovrizhina V.N. A Liquid Crystal Coatings Application for Flow Separation Investigation// Sci. Ann. TsAGI.- 2001.- Т.32, №3/4.-С.157-163 .
19. Брыляков А.П., Жаркова Г.М. Занин Б.Ю., Коврижина В.Н., Сбоев Д.С // Отрыв потока на прямом крыле при повышенной внешней турбулентности// Ученые записки ЦАГИ.- 2004.- Т. XXXV, № 1-2.- С.57-62.
20. Zharkova G.M., Zanin B.Yu., Kovrizhina V.N. and Brylyakov A.P. Free Stream Turbulence Effect on the Flow Structure over the Finite Span Straight Wing// J. of visualization. Japan.- 2002.-V. 5, No 2.-pp. 169-176.
21. Brylyakov A.P., Zanin B.Yu., Kovrizhina V.N., GM. Zharkova Acoustic excitation of stationary streamwise structures in a separation region on a straight wing //Physics of Fluids. -2005.- Vol. 17, No.7.-pp. 078107-078111.
22. Zharkova G.M., Kovrizhina V.N., Petrov A.P., Smorodsky B.V., Knauss H., Roediger T., Wagner S., Kraemer E. - Comparative Heat Transfer Studies at Hypersonic Conditions by means of Three Measurement Techniques. Part I: Measurement Techniques, Experimental Setup and Preceding Investigations// Proc. of XIIIth Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2007) Part I, Novosibirsk, pp.221-228,2007.
23. Zharkova G.M., Kovrizhina V.N., Petrov A.P. Smorodsky B.V., Knauss H., Roediger T., Wagner S., Kraemer E. Comparative Heat Transfer Studies at Hypersonic Conditions by means of Three Measurement Techniques. Part II: Comparison of Measurements with Theoretical Estimations , Proc. Of XIIIth Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2007), Part I, Novosibirsk, pp.229-235.
24. Zharkova G.M., Kovrizhina V.N., Petrov A.P. The quantitative temperature visualization for heat transfer study under hypersonic velocities // Proc. Of 12th Int. Symp. on flow Visualization., Göttingen, Germany, pp.28-32,2006.
25. Kovrizhina V.N., Kharitonov A.M., Petrov A.P., Schpack S.I., Zharkova G.M., Zvegintsev V.I. The study of hypersonic heat transfer by Liquid crystals Thermograp//Proc.of the 6th European Symposium on Aerothermodynamics For Space Vehicles, EUCASS, Versailles, France,2008.
26. Zharkova G.M., Kovrizhina V.N., Petrov A.P. Visualization and measurements by Liquid Crystal Thermography in short-duration facility /Proc. of the XIV -th ICMAR ,Novosibirsk Russia, ISBN 978-5-98901-040-0,2008.
27. Жаркова Г.М., Коврижина В.Н. Применение жидких кристаллов для исследования теплообмена и структуры течения в канале с гофрированными стенками // Теплофизика и Аэромеханика. -2002.- Т. 9, № 1.-С. 103-111.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ОПТИКО-ФИЗИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ИССЛЕДОВАНИЙ В ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКЕ И ПРОЧНОСТИ

Кулеш В.П.

*Начальник отдела оптико-физических методов и средств измерений
Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»),
г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1. Тел. (495) 556-42-81, mera@tsagi.ru*

Ключевые слова: оптико-физические методы исследований, экспериментальная аэродинамика, оптические измерения, бесконтактные измерения, измерения распределенных физических величин, реверсные математические модели

Аннотация

Дан краткий обзор и рассмотрены принципиальные возможности современного направления оптико-физических методов исследований (ОФМИ) на основе цифровой регистрации и численной обработки изображений. Отмечается основная особенность этих методов - возможность измерений распределенных физических величин с высокой плотностью точек измерения. Одним из наиболее эффективных путей анализа результатов таких измерений представляется создание на их основе реверсных параметрических математических моделей.

Дан краткий обзор направлений развития и применения методов ОФМИ в ЦАГИ, приведены примеры применения для решения задач экспериментальной аэродинамики и прочности летательных аппаратов. Более подробно рассмотрены методы видеограмметрии как одно из направлений ОФМИ.

1. Общие положения

1.1. Основная концепция

Оптико-физические методы исследований (ОФМИ) традиционно играют важную роль в экспериментальных исследованиях аэродинамики и прочности летательных аппаратов. Отдел оптико-физических методов был образован в ЦАГИ в 1962 году, и основными направлениями его деятельности стали разработка оптических методов и средств для решения актуальных проблем, стоящих перед институтом. На протяжении более 50 лет были предложены, разработаны и внедрены в практику:

- теневые методы и оптические приборы для визуализации потоков газа;
- непрерывные и импульсные источники света и осветительные установки;
- лазерно-голографические интерферометры и интерферометры сдвига;



- методы фотограмметрии;
- лазерные доплеровские измерители скорости (ЛДИС);
- метод лазерного ножа;
- методы лазерной дифференциальной и гетеродинной интерферометрии;
- спектральные методы исследований параметров газовых потоков, оптическая пирометрия;
- методы лазерной спектроскопии и КАРС и др.

Современное состояние оптико-физических методов связано с появлением в начале 90-х годов электронных средств цифровой регистрации изображений. Возникло самостоятельное направление оптико-физических методов с цифровой регистрацией и численной обработкой изображений. Формально цифровое изображение представляет собой двумерный числовой массив, к анализу которого можно применить мощные современные вычислительные аппараты матричной алгебры, математического анализа, математической статистики и др. В результате этого оптико-физические методы стали эффективным средством не только для визуализации исследуемых процессов, но и для детальных измерений с высокой плотностью точек полей распределенных физических величин. Современные цифровые камеры характеризуются информационной емкостью в десятки мегапикселей по 12–16 бит каждый. Это значит, что одно изображение может нести информацию максимально из десятков миллионов точек исследуемого распределения физической величины с разрешением в тысячи и десятки тысяч уровней.

Такая высокая информативность современных оптико-физических методов вызывает необходимость новых подходов к восприятию и анализу результатов измерений: человеческий мозг не может охватить такой объем информации и представить картину исследуемого процесса. Наиболее продуктивным путем является построение по результатам таких измерений параметрической математической модели процесса и представление результатов в виде комплекса заложенных в математическую модель параметров. Это позволяет, в частности, исследовать сложные процессы, используя только одну цифровую камеру, что очень важно в условиях стесненного пространства и ограниченного обзора в аэродинамическом и прочностном эксперименте.

2. Принципиальные возможности

Принципиальные возможности оптико-физических методов с цифровой регистрацией зависят от характеристик аппаратуры, и в первую очередь, цифровой камеры:

- принципиально измерения носят двумерный характер;
- пространственный диапазон измерений по двум координатам определяется размерами цифровой фоточувствительной матрицы и характеристикам приемного объектива;
- технически пространственное разрешение определяется размерами элементарной чувствительной площадки матрицы (пикселя) и уровнем шума. Для повышения предела пространственного разрешения возможно привлекать группу прилегающих элементов изображения и применять к ним алгоритмы субпиксельной обработки. Для оценки можно полагать, что предел пространственного разрешения уменьшается обратно пропорционально корню квадратному из числа привлеченных пикселей. Например, при размере области измерений 10×10 пикселей алгоритмы субпиксельной обработки изображений могут обеспечить определение центра «тяжести» области измерений с погрешностью от $1/3$ до $1/30$ пикселя;
- число точек независимых измерений представляет собой компромисс между пространственным разрешением и диапазоном измерений. При размере области измерений 10×10 пикселей



- разрешение по уровню сигнала определяется разрядностью АЦП камеры и уровнем шума;
- временное разрешение определяется скоростью работы камеры и характеристиками импульсного освещения.

Современные средства цифровой регистрации изображений имеют фоточувствительные матрицы с разрешением в десятки миллионов пикселей, что может обеспечивать измерения в сотнях миллионов точек с пределом пространственного разрешения 0,1 пикселя по двум координатам.. пространственное разрешение порядка в десятки тысяч единиц дискретности (пикселей) по каждой из двух координат изображения из двух координат изображения.. Поэтому предел разрешения можно оценить величиной $1 \cdot 10^{-5}$ от характерного размера поля зрения камеры. Например, при характерном размере области исследований около 1 м пространственное разрешение может достигать сотых долей миллиметра, а число точек измерения — 10^7-10^8 .

3. Направления развития ОФМИ в ЦАГИ

В настоящее время в ЦАГИ оптико-физические методы исследований развиваются в трех основных направлениях:

- для визуализации и исследований пространственной структуры потока газа, обтекающего модели летательных аппаратов в аэродинамических трубах;
- для визуализации и измерений распределений параметров течений газа на поверхности аэродинамических моделей;
- для визуализации и измерений распределений геометрических параметров реакции моделей и элементов конструкции на воздействие аэродинамических, инерционных и других нагрузок.

Эти направления охватывают большой круг фундаментальных и практических задач экспериментальной аэродинамики, аэроупругости и прочности летательных аппаратов.

4. Рефракционные методы исследований пространственной структуры потока газа

Рефракционные методы исследований структуры течений газа в пространстве вокруг модели основаны на зависимости показателя преломления (рефракции) газа от его физической плотности. К рефракционным методам относятся теневые и интерференционные методы. В свою очередь теневые методы подразделяются на прямые теневые (прямотеневые) методы и шпирные (метод Теплера и растровый метод).

4.1. Метод интерферометрии сдвига

Интерферометрия сдвига или дифференциальная интерферометрия обладает высокими характеристиками помехо- и виброустойчивости, поэтому играют заметную роль в исследованиях аэродинамических процессов, особенно на экспериментальных установках, не оборудованных штатными системами визуализации.

4.2. Растровый теневой метод

Основная идея растрового метода, который является разновидностью теневого, была описана ещё Шардиным (Германия) в 1942 году и реализована в варианте многощелевого шпирного метода Бартоном (США) в 1949 году. Однако практическую реализацию в ЦАГИ метод получил лишь в 80-е годы. Регистрация изображений в этих реализациях растрового метода проводилась на фотоплёнку, что исключало оперативное получение результатов. Метод обладает сравнительно низкой чувствительностью, что ограничивает его применение областью течений с большими изменениями показателя преломления потока, транс- и сверхзвуковых течений.

В ЦАГИ проведены исследования и разработана растровая теневая система визуализации для исследований около- и сверхзвуковых течений газа в больших аэродинамических трубах с полем до 1 м.

5. Исследования течений газа на поверхности модели

5.1. Метод люминесцентных минишелковинок

Старейшим методом визуализации обтекания является метод шелковинок, а его развитием – метод люминесцентных минишелковинок. В областях безотрывного обтекания шелковинки выстраиваются вдоль линий тока, а в отрывах совершают колебательные или вращательные движения. Это позволяет визуализировать отрывы, направления линий тока и, по резкому изменению линий тока, положение скачков уплотнения.

Метод люминесцентных минишелковинок был предложен Джеймсом Краудером (James Crowder), сотрудником корпорации Боинг. Основным преимуществом минишелковинок по сравнению с обычными шелковинками является их меньшая толщина (порядка 20–50 мкм) и, как правило, меньшая длина (5–20 мм). Минишелковинки, благодаря своим размерам, меньше возмущают течение на модели и, как следствие, визуализация с их помощью более достоверна. Меньшая длина минишелковинок позволяет также наносить шелковинки с большей плотностью, и тем самым обеспечить более высокое пространственное разрешение получаемой картины течения. Однако малая толщина минишелковинок затрудняет получение контрастных изображений таких шелковинок в рассеянном свете. Люминесцирующие минишелковинки обеспечивают необходимый контраст изображения, причем даже на металлической, не окрашенной модели (традиционные шелковинки, как правило, требуют окраски модели черной матовой каской). Исключение окрашивания модели не только снижает трудоемкость эксперимента, но и позволяет избежать

При интерпретации картин визуализации, полученных с использованием минишелковинок, надо иметь в виду, что шелковинка, как правило, выступает из пограничного слоя в поток, и в трехмерных течениях направление шелковинки может не совпадать с направлением предельной линии тока.

5.2. Метод люминесцентного преобразования давления

Метод люминесцентных преобразователей давления (ЛПД), известный за рубежом как метод PSP (Pressure Sensitive Paint), — бесконтактный оптический метод, позволяющий измерять непрерывные распределения давления на видимых поверхностях модели в аэродинамической трубе.

Метод ЛПД основан на явлении тушения люминесценции органических красителей кислородом воздуха. Возбужденные соответствующим источником света молекулы люминофора, помещенные в полимерную матрицу, могут излучать свет (люминесценция) или терять энергию, передав её молекулам кислорода (тушение люминесценции). Доля теряемой энергии пропорциональна концентрации кислорода в полимере и его подвижности. Согласно закону Генри, концентрация кислорода в полимерном слое прямо пропорциональна его парциальному давлению над поверхностью полимера. Таким образом, интенсивность люминесценции обратно пропорциональна давлению воздуха над поверхностью.

Для реализации метода поверхность модели покрывается люминесцентным преобразователем давления. ЛПД возбуждается УФ источником света, и интенсивность люминесценции измеряется с помощью ССД камер.

5.3. Метод люминесцентного преобразования температуры

Метод люминесцентного преобразования температуры (ЛПТ) подобен методу ЛПД при использовании люминесцентного покрытия, чувствительного не к давлению газа, а к его температуре. Чувствительность ЛПТ-покрытия может достигать 10–12%/°С. Верхний предел измерения температуры определяется температурной стойкостью связующего. Органические же ЛПТ необратимо деформируются при температурах от 100 до 200°С. С помощью ЛПТ на основе кристаллофосфоров можно измерять температуры от криогенных до 4000–5000°С, однако кристаллофосфоры обычно нелинейны по возбуждающему излучению и их температурная чувствительность зависит от интенсивности возбуждения. Зерна кристаллофосфоров, как правило, имеют размер не менее 3–5 мкм, что не позволяет на их основе изготовить тонкий датчик, что важно при исследовании быстрых процессов. Быстродействие ЛПТ лимитируется временем прогрева полимерной пленки, содержащей чувствительные молекулы или зерна кристаллофосфора. (Внутримолекулярные процессы, приводящие к изменению интенсивности люминесценции значительно быстрее.)

5.4. Метод «густого» масла

Идея метода «густого» масла состоит в том, что регистрируются небольшие смещения масляной пленки, нанесенной на поверхность исследуемой модели, и численно воспроизводится картина течения. Для этого, в масло добавляются оптически контрастные (люминесцентные) частицы и регистрируются два изображения этих частиц на исследуемом режиме обтекания с некоторым интервалом по времени. С помощью кросскорреляционного анализа двух этих изображений находятся смещения частиц.

5.5. Жидкокристаллические покрытия, чувствительные к касательному напряжению

Жидкие кристаллы (ЖК), чувствительные к касательному напряжению, позволяют визуализировать распределение трения и, в частности, переход пограничного слоя. ЖК обладают обратимостью, что позволяет исследовать несколько режимов обтекания (углов атаки) без остановки аэродинамической трубы и переподготовки модели. ЖК легко наносятся на поверхность модели пульверизатором или даже кистью, тонким слоем (десятки микрон) не изменяющим форму модели.

С помощью кисти молекулам покрытия задается ориентация, и покрытие начинает селективно отражать падающий на него свет с длиной волны зависящей от шага спирали жидких кристаллов.

Под воздействием поверхностного трения, вызванного потоком, локальный шаг спирали изменяется (отклоняется от своего первоначального значения), и доминирующая длина волны отражаемого света сдвигается в область более коротких длин волн. При этом изменение длины волны пропорционально величине поверхностного трения, что позволяет визуализировать переход пограничного слоя. Падающий свет отражается от поверхности с ЖК покрытием как пространственный трехмерный цветной спектр. Изменение спектра зависит не только от величины (амплитуды) поверхностного трения, но и от угла между направлением наблюдения и направлением вектора поверхностного трения в горизонтальной плоскости. Отраженный от поверхности модели свет регистрируется цветным фотоаппаратом. Существует оптимальное направление наблюдения, под которым эффект изменения света максимален. Освещать ЖК лучше нормально к исследуемой поверхности, а наблюдать под углом 300 вверх по потоку. У моделей сложной формы чувствительность будет меняться по поверхности модели. Блики (отражение света от поверхности ЖК) могут препятствовать измерениям.

6. Методы видеограмметрии

Перспективным направлением бесконтактных оптических измерений геометрических параметров выступает метод цифровой видеограмметрии, который с начала 90-х годов пришел на смену традиционному методу фотограмметрии. Бесспорные преимущества этого метода — бесконтактность, панорамность (одновременное измерение в большом числе точек) и высокое пространственное и временное разрешение, — обеспечили ему широкое применение в научных исследованиях, в том числе в экспериментальной аэродинамике для измерений параметров движения и деформации моделей летательных аппаратов в потоке аэродинамической трубы.

Суть метода цифровой видеограмметрии заключается в определении трех координат точки объекта в пространстве по двум координатам образа этой точки на цифровом изображении. В общей постановке эта задача восстановления координат недоопределена, т.е. для трех неизвестных существует только два уравнения. Основными путями разрешения неопределенности задачи восстановления искомым координат x, y, z точки в пространстве в методах видеограмметрии, являются три способа:

- Стереосъемка. При этом регистрируют одновременно два изображения объекта с разных ракурсов (стереопару) и восстанавливают три координаты, используя четыре значения координат изображения. В более сложных случаях может понадобиться не два, а три или более изображений;
- Сведение трехмерной задачи к двумерной. Этот способ реализуется применением структурированного освещения исследуемого объекта, в частности, секущей световой плоскости. В пространстве измерения формируется тонкая широкая световая плоскость обычно от лазерного источника. При этом след световой плоскости на объекте — двумерный, а недостающая информация о третьей координате заключается в известных параметрах распространения секущей световой плоскости. Для вариации третьей координаты секущую плоскость дискретно перемещают по поверхности объекта, регистрируя изображение при каждом дискретном положении (проводят сканирование), либо организуют набор секущих световых плоскостей, падающих на поверхность объекта в заданных сечениях одновременно и регистрируют одно изображение;

- Использование априорной информации, т.е. данных, полученных из других источников. Этот способ чаще всего сводится к методу маркерных точек, при котором на поверхность исследуемого объекта в заданных точках наносятся специальные маркеры, хорошо различимые на получаемых изображениях. Информации об исходных координатах этих маркеров на поверхности объекта обычно бывает достаточной для разрешения неопределенности задачи восстановления координат точек поверхности объекта в пространстве.

Метод маркерных точек наиболее прост в реализации и предназначен для измерений геометрических параметров объекта в ограниченном числе точек или сечений. Метод успешно применяется для измерений параметров формы, движения и деформации моделей и элементов конструкции летательных аппаратов, натуральных лопастей несущего винта вертолета, лопастей воздушных винтов и винтовентиляторов при испытаниях в аэродинамических трубах и на стендах.

6.1. Измерения положения и деформации модели в потоке аэродинамических труб

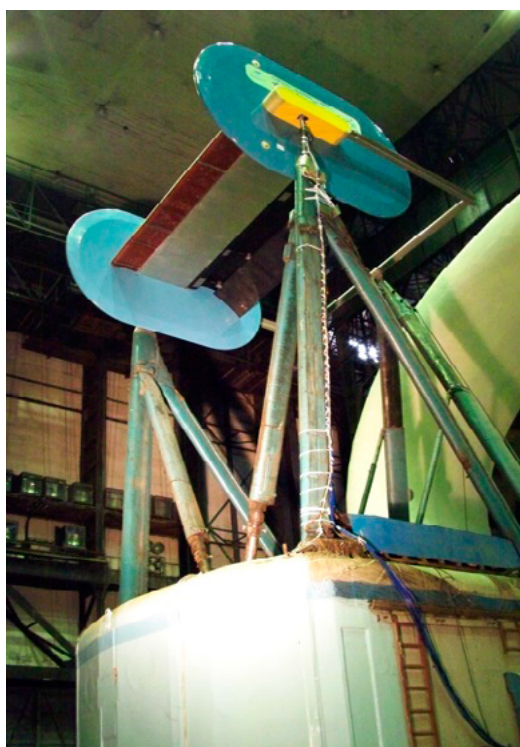
Необходимость измерений положения и деформации модели в потоке аэродинамической трубы обусловлено проблемой нежесткости «жестких» моделей, необходимостью уточнения положения модели в потоке, верификацией схемы расчета упругоподобных моделей, исследованиями «умных» упругих элементов механизации крыла и другими задачами. Примером таких исследований могут служить бесконтактные измерения формы и деформации упругой передней кромки модели крыла самолета, проведенные в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ в рамках международного проекта SADE 7-ой Европейской рамочной программы.

В проекте исследован ряд концепций адаптивных органов управления. Важным шагом в исследовании наиболее перспективных из них явилось создание и испытание крупномасштабной модели-демонстратора в большой дозвуковой аэродинамической трубе АДТ-101 ЦАГИ.

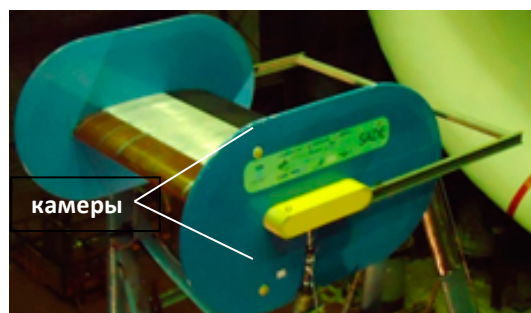
Модель представляла собой прямое крыло с размахом 5 м и хордой 3 м и отсекателями по его краям. Три секции «умного» упругого носка, спроектированные и изготовленные Немецким аэрокосмическим центром DLR, Европейским аэрокосмическим и оборонным концерном EADS, а также жесткая секция закрылка, спроектированного и изготовленного итальянскими партнерами – PAI, крепились к кессону. Две цифровые камеры, предназначенные для измерений верхней и нижней поверхности передней кромки, были размещены сверху и снизу внутри левого отсекателя (рис. 1б). На верхнюю и нижнюю поверхности носка были нанесены две сопряженные системы маркеров, перемещения которых по двум координатам измерялись.

На рис. 2 представлены некоторые результаты измерений упругих деформаций верхней и нижней поверхности «умного» носка.

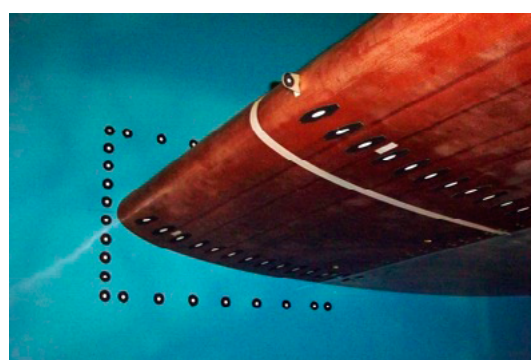
В процессе испытаний были измерены координаты профиля носка в 280 точках в неотклоненном и отклоненном положениях без потока и на всех режимах обтекания. Деформации определялись как отклонения по двум координатам точек поверхности в потоке от состояния без потока (рис. 3).



а) экспериментальная установка



б) расположение камер



в) маркеры на модели

Рис. 1. Экспериментальная установка в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ

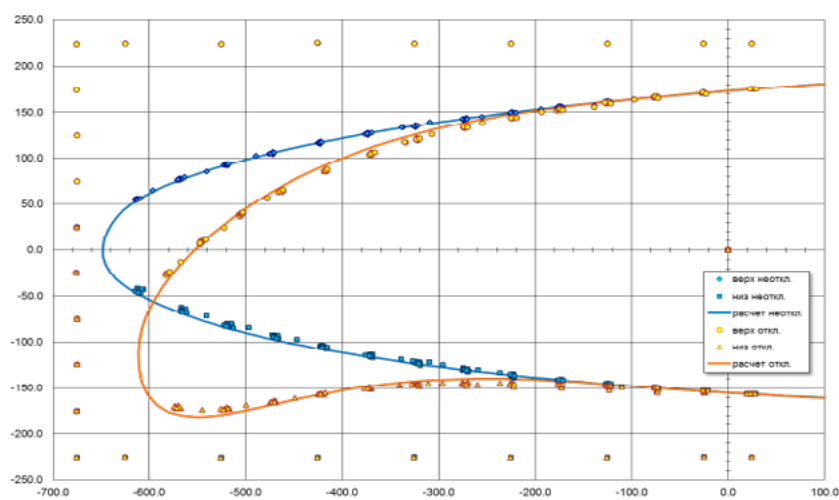


Рис. 2. Результаты измерений формы упругой передней кромки крыла в неотклоненном и отклоненном состояниях

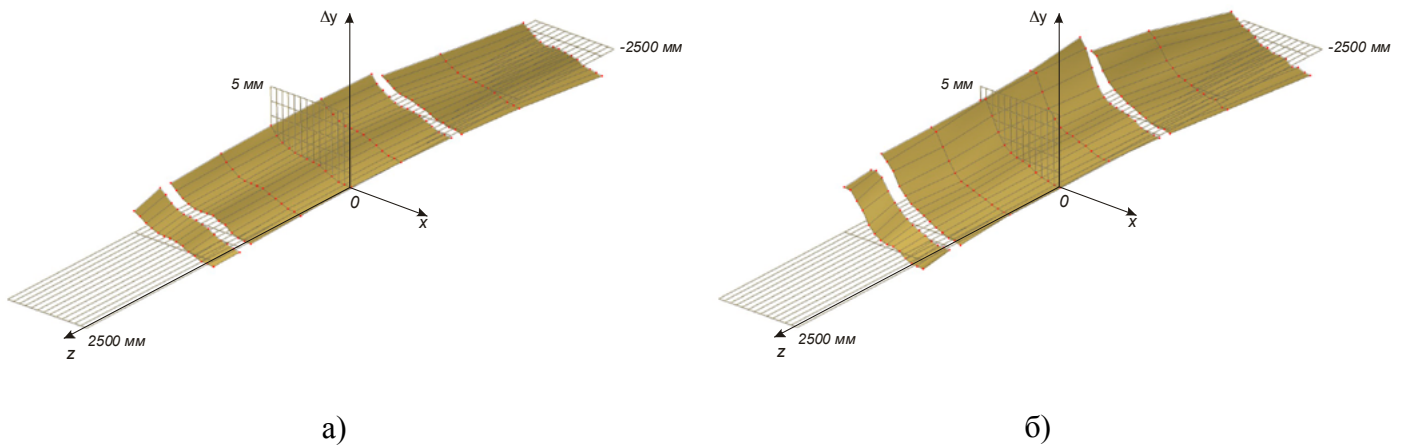


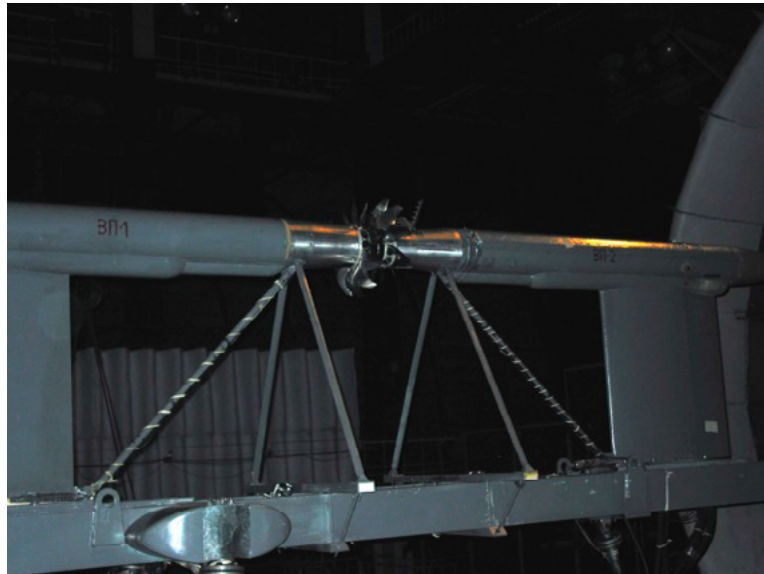
Рис. 3. Трехмерное представление полей деформации секций верхней (а) и нижней (б) поверхностей упругого носка крыла

6.2. Измерения параметров движения и деформации вращающихся элементов

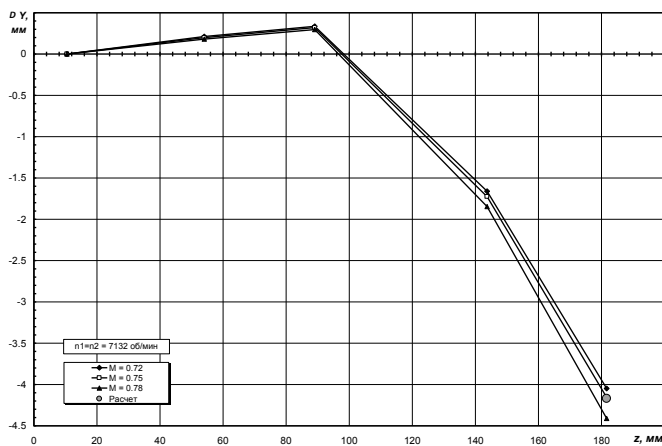
В аэрогазодинамике большой класс механизмов и машин составляют вращающиеся объекты. Это, в частности, компрессоры, турбины, вентиляторы, воздушные и несущие винты и другие лопаточные машины. Многие из них вращаются с высокой угловой скоростью. Под действием комплекса массово-инерционных, аэродинамических и других нагрузок элементы этих механизмов претерпевают заметные деформации, которые могут приводить к изменению свойств ротора в целом. Поэтому измерение деформаций лопастей на разных режимах работы ротора является одной из основных задач аэродинамического эксперимента.

Перспективными методами таких исследований стали методы видеограмметрии. Наиболее наглядным примером решения подобной задачи является видеограмметрический метод изучения движения и деформации натуральных лопастей несущего винта вертолета. В этом случае значительные размеры объекта исследования (радиус 5–13 м) и сравнительно невысокие угловые скорости вращения (до 350–400 об/мин) позволили разместить измерительную головку на втулке несущего винта.

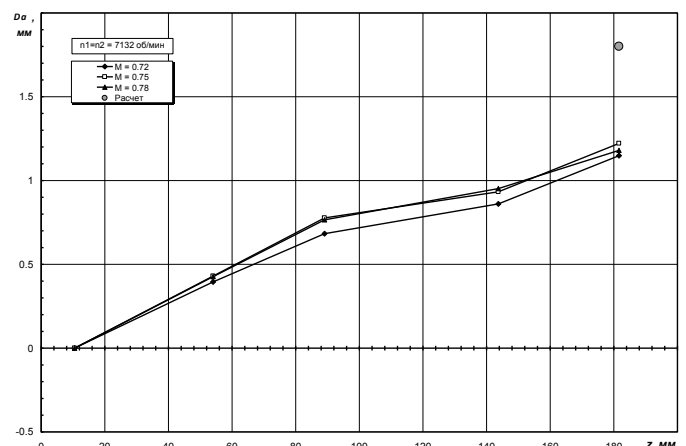
Для испытаний лопаточных машин меньшего размера (200–500 мм) и вращающихся с более высокими скоростями (5000–10000 об/мин), например, моделей винтов или винтовентиляторов, разработана другая видеограмметрическая система, которая была применена при испытаниях двухроторного соосного винтовентиляторного движителя в рамках международного проекта DREAM 7-ой Европейской рамочной программы. Испытания винтов проводились в двух аэродинамических трубах ЦАГИ: в дозвуковой Т-104 и сверхзвуковой Т-107. Отдельные результаты измерений приведены на рис. 4.



а) экспериментальная установка в АДТ Т-104



б) деформации изгиба



в) деформация кручения

Рис. 4. Экспериментальная установка в АДТ Т-104 (а) и результаты измерений деформации изгиба (б) и кручения (в) лопасти при скорости вращения 7132 об/мин в АДТ Т-107

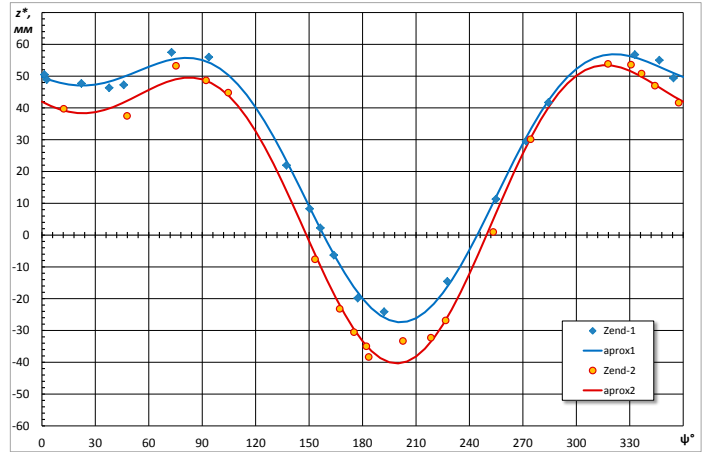
6.3. Исследования движения со многими степенями свободы

Концепция исследований с построением по результатам измерений параметрической математической модели процесса наиболее наглядно может быть проиллюстрирована исследованиями параметров движения лопасти несущего винта вертолета. Это движение описывается параметрической моделью с восемью степенями свободы ($\psi, \phi, c_0, c_1, c_2, c_3, \delta x, \delta y$), в которую входят, в частности, азимутальный угол ψ вращения ротора, угол установки лопасти ϕ , угол в горизонтальном шарнире c_0 и параметры изгиба лопасти c_1, c_2 . Для каждого момента времени определяют набор этих параметров, решая обратную задачу для координат маркеров на соответствующем зарегистрирован-

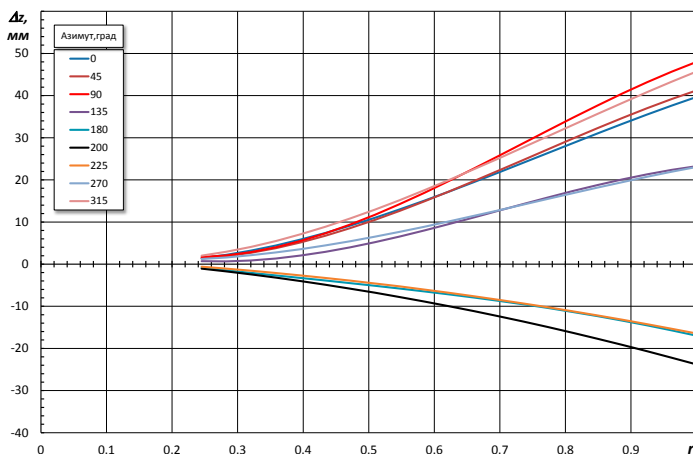
ном изображении с учетом известных параметров рабочей характеристики измерительной системы. На рис. 5 приведены результаты таких исследований.



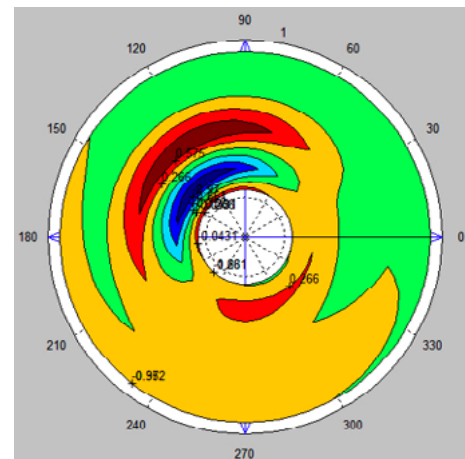
а) экспериментальная установка



б) траектория движения концов лопастей



в) форма линии жесткости на разных азимутах



г) диаграмма местной деформации изгиба лопасти

Рис. 5. Исследования движения и деформации лопасти несущего винта вертолета

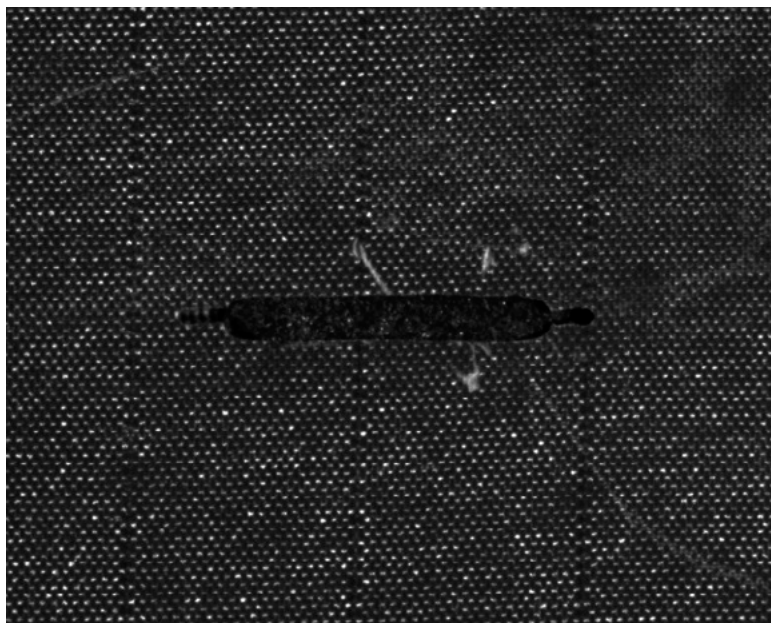
6.4. Измерения полей касательных деформаций

Метод видеограмметрии с использованием мелкомасштабной структуры и кросскорреляционного анализа изображений находит применение для измерений распределенных касательных деформаций образцов конструкционных материалов и элементов конструкций при их статических или динамических прочностных испытаниях. При этом регистрируют два изображения поверхности в недеформированном и деформированном состояниях (либо в двух последовательно деформированных состояниях). Поле смещений точек поверхности определяется путем кросскорреляционно-

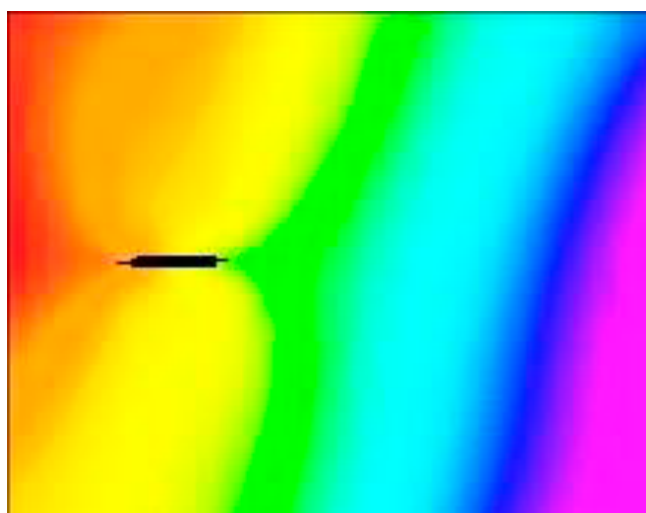
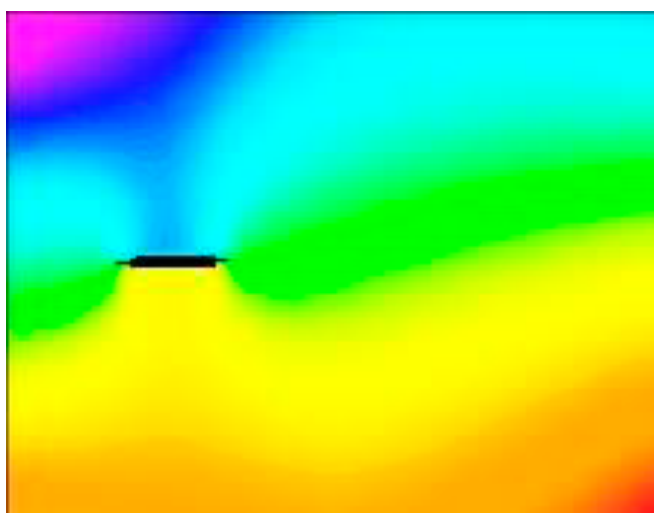
го анализа мелкомасштабной структуры пары изображений. Пример таких исследований проиллюстрирован на рис. 6.



а) экспериментальная установка



б) участок поверхности вокруг трещины

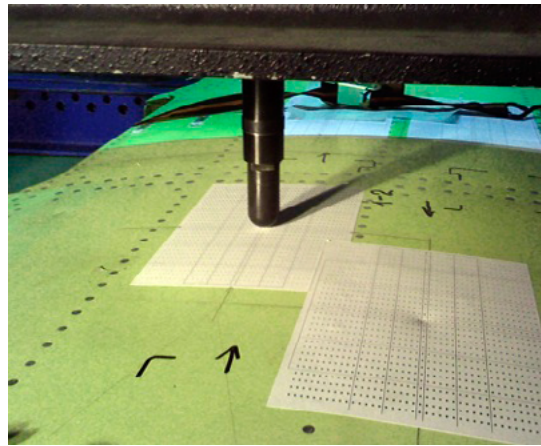


в) поля компонентов касательных смещений точек поверхности

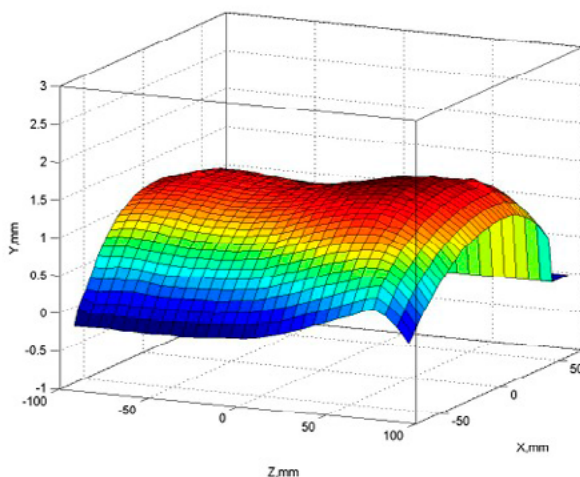
Рис. 6. Испытания панели из полимерного композиционного материала

6.5. Измерения полей нормальных деформаций

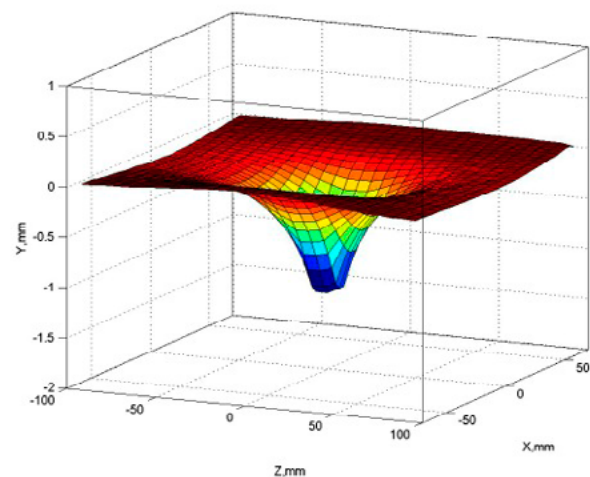
Для измерений полей нормальной деформации при короблении и потере устойчивости элементов конструкции применяется метод видеограмметрии с маркерами. Отличительной особенностью метода видеограмметрии с маркерами является то, что на поверхность наносится не случайная мелкокомасштабная структура, а регулярная сетка локальных маркеров (точек, пятнышек), координаты которых на поверхности заданы и известны. При этом измерения смещений откликов маркеров на изображениях осуществляется более производительными методами математического анализа, чем кросскорреляция. Такой метод обладает более высокой точностью измерений, локальностью и строгой привязкой измеряемой величины к координатам объекта. На рис. 7 приведен пример измерений деформации панели фюзеляжа самолета при ударных повреждениях.



а) экспериментальная установка



б) форма поверхности до повреждения



в) поля деформации в после повреждения

Рис. 7. Экспериментальная установка для ударного повреждения (а) и результаты измерения формы поверхности до повреждения (б) и поля деформации в после повреждения (в)

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ АНЕМОМЕТРИИ ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ ЧАСТИЦ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ

Алексеев М.В.¹, Карчевский М.Н.^{2,3}, Козинкин Л.А.^{2,3}, Ложкин Ю.А.^{1,2,3},
Токарев М.П.^{1,2,3}

¹ ООО Сигма-Про, 630090, Россия,
г. Новосибирск, ул. Инженерная, д. 28

² Новосибирский государственный университет, 630090, Россия,
г. Новосибирск, ул. Пирогова, д. 2

³ Институт теплофизики СО РАН, 630090, Россия,
г. Новосибирск, просп. Акад. Лаврентьева, д. 1
e-mail: lozhkin@itp.nsc.ru

Ключевые слова: анемометрия по изображениям частиц, фотограмметрия, оптический поток, деформации

Аннотация

Одним из широко применяемых для измерения деформаций различных изделий и моделей при их испытаниях на прочность является метод фотограмметрии, среди преимуществ которого бесконтактный характер измерения, возможность получения мгновенной формы испытываемого объекта, высокая степень автоматизации.

В работе представлены промежуточные результаты проекта по созданию высокоразрешающей фотограмметрической системы для измерения деформаций на основе подходов, используемых в методах анемометрии по изображениям частиц (PIV/PTV). Анализируются возможности (точность, разрешение) различных подходов к обработке данных: с идентификацией отдельных маркеров и статистический подход при большом количестве маркеров на поверхности. Получены значения погрешности измерения на уровне 10 мкм. Представлены результаты, полученные на синтетических данных и в результате эксперимента с изгибом плоской пластины, результаты измерения формы лопасти винта.

1. Введение

Задача измерения деформаций и перемещения различных объектов является одной из наиболее востребованных в машиностроении при проектировании и испытании различных изделий и систем, включая авиационную технику, газотурбинное оборудование и многое другое. Одной из наиболее привлекательных методик измерения являются фотограмметрические подходы, вследствие бесконтактного характера измерений, простоты конструкции прибора, высокой степени автоматизации. Возможность мгновенного измерения формы объекта открывает очень широкие возможности по исследованию процессов деформации и движения в динамике. В настоящее время на рынке присутствует целый ряд приборов для измерения формы тел и ее динамики во времени

на основе фотограмметрических методов, ряд оригинальных подходов создан в ЦАГИ [1,2], развитию фотограмметрических техник для применения в летных испытаниях посвящено одно из направлений европейского проекта AIM2 [3]. Аналогичные методы широко применяются при построении карт местности по данным аэрофотосъемки.

Среди используемых алгоритмических реализаций можно выделить подходы с отслеживанием перемещения небольшого количества выделенных маркеров на поверхности объекта, корреляционные методы (Digital Image Correlation/Image Pattern Correlation Technique), алгоритмы на основе оптического потока (Optical Flow), которые имеют различные возможности по точности измерений, пространственному разрешению, требованиям к свойствам поверхности и ее подготовке. Одним из возможных направлений развития метода фотограмметрии является применение подходов, разработанных для решения задач измерения распределений скорости потока жидкости или газа по перемещению взвешенных частиц-трассеров (Stereo Particle Image Velocimetry, 3D Particle Tracking Velocimetry, Tomographic Particle Image Velocimetry). Особенностью данных методов является большое количество точек (частиц-трассеров), для которых выполняется одновременное измерение скорости (десятки тысяч и более), высокая точность измерения перемещений (0,1 пикселя изображения), наличие процедур коррекции ошибок калибровки, возможность проведения измерений с высоким временным разрешением (десятки кГц) и пр. Многие из перечисленного обеспечиваются, в первую очередь, за счет специализированных алгоритмов обработки изображений, благодаря чему базовые конфигурации измерительных комплексов достаточно просты в использовании.

Целью настоящей работы является анализ возможностей развиваемых в ИТ СО РАН методов и подходов анемометрии по изображениям частиц (PIV/Stereo PIV/3D PTV) для измерения деформаций и вибраций твердых тел при проведении испытаний на прочность и пр.

В докладе представляются результаты применения описанного подхода для измерения деформаций и перемещений твердых тел, проводится анализ погрешностей и диапазона измерений, возможностей различных подходов к обработке данных (с идентификацией отдельных маркеров малого размера при большом их количестве, корреляционного подхода и алгоритма на основе оптического потока). В качестве тестовых задач рассматриваются изгиб плоской пластины и вращение винта.

2. Описание методов измерения

Для измерения деформации применялся оптический метод диагностики на основе машинного зрения. Оптическая система, состоящая из двух (см. Рис. 1) или трех цифровых камер, калибровалась геометрически в измерительном объеме по изображениям мишени. Описание используемого метода калибровки камер опубликовано в работе [4]. Расчет деформации объектов выполнялся двумя различными способами на основе статистического подхода – это методы оптического потока и корреляционный анализ и с помощью триангуляции набора отдельных маркеров нанесенных на поверхность объекта.

Нанесение маркеров на поверхность объекта выполнялось путем напыления краски при помощи краскопульта таким образом, чтобы были различимы отдельные капли. При этом становится возможным обработать большую площадь за короткое время. Основным минусом использования краскопульта в большом разбросе капель по размерам, что осложняет их идентификацию и снижает контраст изображения. При испытаниях использовались как флуоресцирующие, так и светорассеивающие краски. Плюсом применения флуоресцирующих красок является возможность работы с бликующими полированными объектами, однако требуемая мощность источника света

значительно выше в этом случае, а его спектр должен быть ограничен сверху, либо быть близким к монохроматическому.

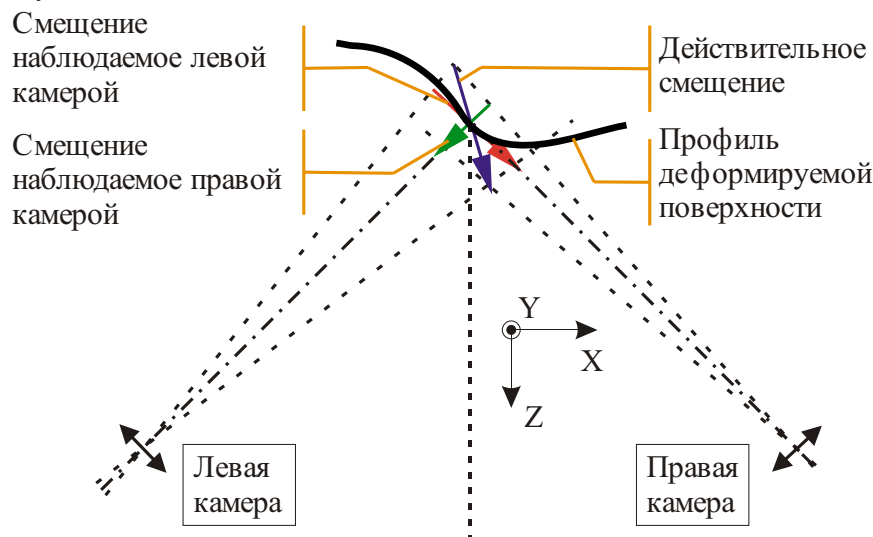


Рис. 1. Схема метода измерения деформации объекта на основе машинного зрения

2.1. Статистический анализ

Метод на основе анализа распределений яркости применен для определения деформации трехмерной поверхности. Для получения результата анализировались стереоскопические снимки поверхности тестируемого объекта до и после деформации. На первом этапе рассчитывалась карта глубины поверхности объекта $H(x, y)$ до деформации. Карта глубины определялась стандартными методами через вычисление диспаратности ректифицированных стереопар посредством локального алгоритма вычисления оптического потока block-matching [5] и пересчитывалась в систему координат, задаваемую калибровочным объектом. Калибровочный объект предварительно помещался в область измерения для калибровки камер в пространстве, в которое впоследствии помещался тестовый объект. Для расчета деформации применялся модифицированный алгоритм Stereo PIV реконструкции, описанный в [1] как метод локальных градиентов модели камеры. Указанный алгоритм ранее позволял вычислять трехкомпонентный вектор смещения частиц в плоскости лазерного ножа $z=0$. Модификация алгоритма заключалась в подстановке вместо $z=0$ значения глубины поверхности объекта $z=H(x, y)$, интерполированного на финальную регулярную сетку (x_i, y_j) . Векторные поля смещений точек объекта на зарегистрированных проекциях с левой и правой камер вычислялись PIV алгоритмом CWD описанном в работе [6]. Таким образом, для расчета трехмерной деформации поверхности требовались модели камер, карта глубины поверхности объекта и двумерные поля деформации проекций поверхности с двух ракурсов съемки. В результате расчета получалось поле трехмерной деформации на регулярной сетке в виде $(x_i, y_j, H(x_i, y_j), dx, dy, dz)$, где (dx, dy, dz) компоненты оцененного 3D вектора деформации в узле сетки (i, j) .

2.2. Анализ отдельных маркеров

Для анализа движения отдельных точек поверхности деформированного тела использовался метод триангуляции по трем зарегистрированным проекциям для определения маркеров на поверхности. Также применялся релаксационный алгоритм сопоставления одних и тех же маркеров на исходной и деформированной поверхности. Указанные методы ранее были использованы авторами для трассирования частиц взвешенных в объеме турбулентного потока (3D PTV) и описаны в работах [7,8]. Дополнительно был разработан метод кластеризации маркеров расположенных на поверхности. Кластеризация позволила эффективно удалять ложные маркеры, возникающие при поиске сопряженных точек во время триангуляции по проекциям с большой плотностью маркеров и расположенных вне поверхности. В результате расчета получалось поле трехмерной деформации на нерегулярной сетке в виде $(x_k, y_k, z_k, dx_k, dy_k, dz_k)$, где k индекс элемента в полученном нерегулярном поле деформации.

2.3. Моделирование измерения деформации

Для оценки погрешности алгоритмов расчета деформации описанных выше проведен вычислительный эксперимент, в рамках которого созданы модельные входные данные. Генерация синтетических проекций деформируемого объекта (в частном случае, пластины) осуществлялась посредством библиотек OpenGL. Данная библиотека позволяет создавать трехмерную компьютерную графику и имеет необходимый набор функций для создания произвольной текстурированной поверхности из конечных элементов в виде треугольников. Созданная программа моделирования деформации объектов позволяет использовать в качестве текстур изображения реальных поверхностей, что в дальнейшем даст возможность получать реалистичные входные данные для измерительной системы с контролируемыми параметрами деформации.

В программе использовалась перспективная модель построения сцены с параметрами $fovy=13^\circ$, $aspect=1,78$ (поле видимости по оси Oy и коэффициент отношения сторон соответственно) и плоскостями отсечения по глубине $z=3\text{мм}$, $z=5000\text{мм}$ (заведомо большими необходимого для сцены диапазона глубины).

Трехмерная модель тонкой пластины (120мм×48,5мм) была построена путем разбиения на геометрические примитивы (в общей сложности $\approx 50\ 000$ примитивов), аппроксимирующие гладкую поверхность. В качестве окраски пластины использовалась текстура равномерно распределенных на плоскости пиков интенсивности гауссовой формы. Ко всей сцене применялся алгоритм анизотропной фильтрации текстур для предотвращения размытия изображений пластины при значительном удалении камеры от перпендикуляра к плоскости пластины.

Проекция сцены выполнялись с трех камер, расположенных в точках $(0,0,-300)$, $(\pm 300/(\sqrt{3}),0,-300)$ в мм. При этом камеры были направлены в точку $(0\text{мм}, 0\text{мм}, 0\text{мм})$. Таким образом, все камеры были удалены от плоскости пластины на 300мм, а угол наблюдения между соседними камерами отличался на 30° . Размер пикселя камер равнялся 20мкм, при этом фокусное расстояние центральной камеры было равно 72мм.

Для калибровки камер создавались изображения плоской прямоугольной матрицы размером 39×39 в виде темных кругов диаметром 1,5мм с расстоянием 3мм между ними. Плоскость матрицы последовательно смещалась по глубине области измерения $z=0, 5, 10\text{мм}$.

Модельные изображения сохранялись с 8 битным квантованием уровня серого в HD формате (размером 1920×1080 пикс). Ошибка, связанная с шумом в распределении яркости или положении калибровочных маркеров в модель не закладывалась.

Во втором случае деформация пластины производилась путем закрепления правого края пластины ($x=60\text{мм}$) и смещения левого края ($x=-60\text{мм}$) с шагом 1мм перпендикулярно плоскости пластины по направлению к зрителю. Согласно теоретическим сведениям [9], деформация при этом происходит по параболической траектории, что и было реализовано в рамках модели. При этом деформация осуществлялась с сохранением исходной длины пластины (изгиб без растяжения).

3. Результаты

3.1. Моделирование на синтетических данных

3.1.1. Изгиб пластины

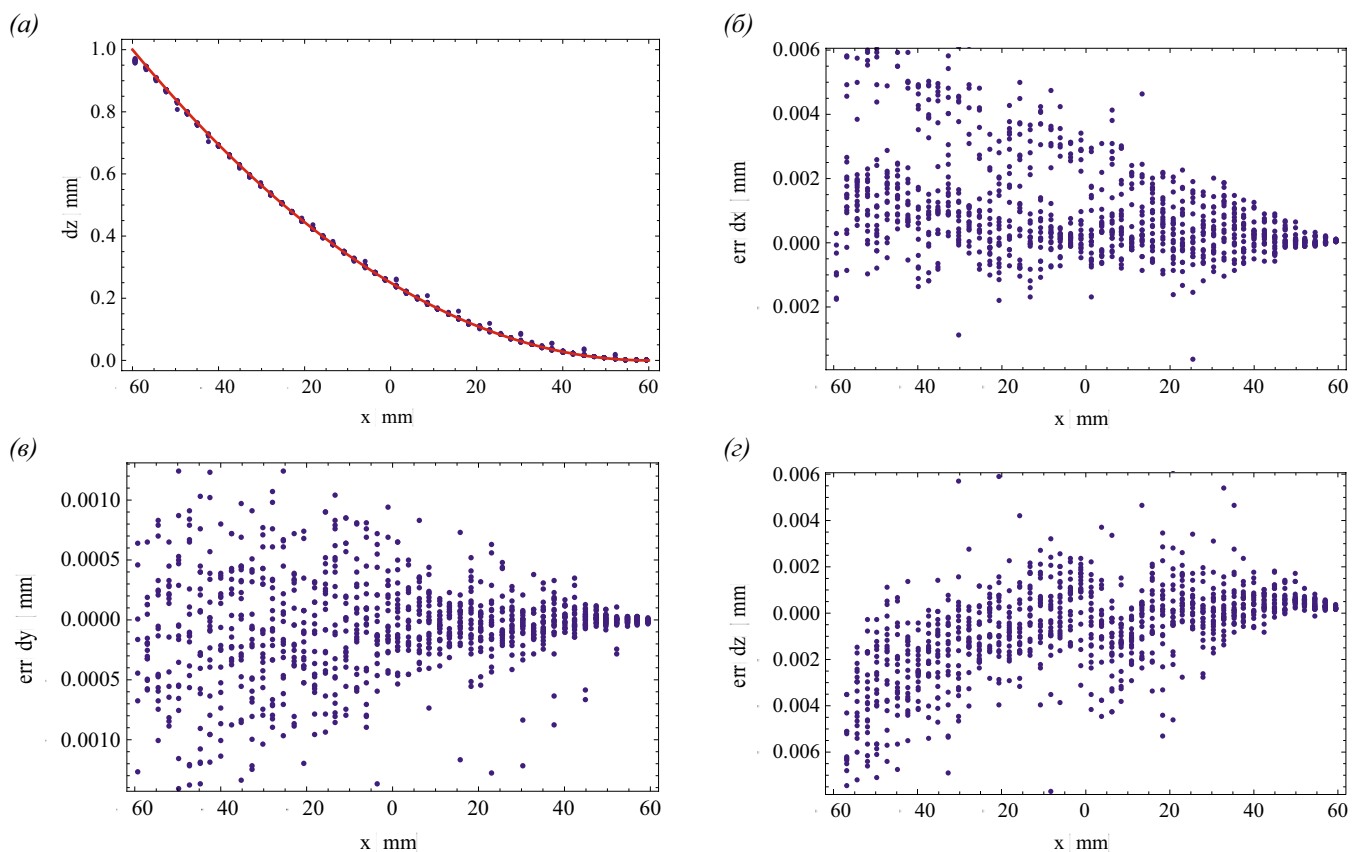


Рис. 2. Профиль деформации пластины в плоскости XZ , точками показаны измеренные деформации, сплошной линией модельная зависимость (а), отклонение измеренной деформации от точного смещения по x , y и z координатам для каждой точки измерения (б, в, г) для статистического анализа деформации

Результаты расчета погрешности измерения деформации по синтетическим данным при изгибе пластины показаны на Рис. 2 и Рис. 3. В данном случае после изгиба элемент виртуально-бесконечной пластины с координатой $x=-60\text{мм}$ находился на расстоянии $z=1\text{мм}$. При этом левый край $x=-60\text{мм}$ (положение без деформации) конечной пластины после деформации находится на 5мкм ближе к нулю по оси X по сравнению с ненагруженным состоянием. Финальная сетка при

расчете смещений корреляционным (статистическим) методом на проекциях имела размер расчетной ячейки 32×32 пикс и задавалась без перекрытия ячеек. Погрешность анализировалась по 1089 измеренным точкам объекта.

Видно, что наилучшая точность достигается для измерения деформаций по оси y . Например, при изгибе на 1мм было получено стандартное отклонение 0,9мкм (см. Табл. 1), при этом стандартное отклонение измеренной деформации по оси X и Z было на уровне 6мкм. Это составляет 0,6% от величины изгиба.

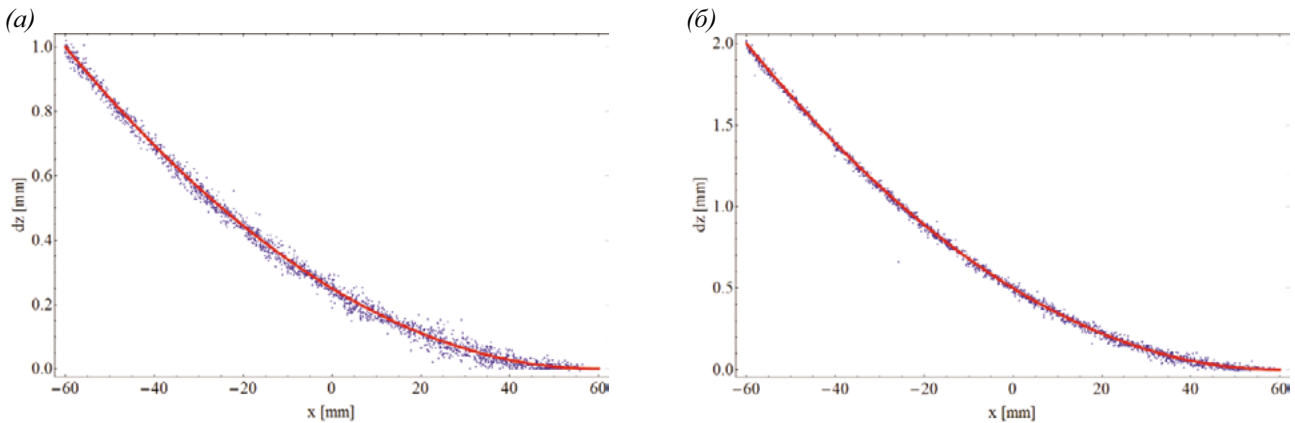


Рис. 3. Профиль деформации пластины в плоскости XZ , точками показаны измеренные деформации, сплошной линией модельная зависимость. Результаты показаны для отклонения левого края пластины на 1мм (а) и 2мм (б) полученные анализом отдельных маркеров.

Таблица 1. Ошибка оценки модельной деформации пластины

	Статистический анализ			Анализ отдельных маркеров		
	1	2	5	1	2	5
Деформация $dz(-60)$ [мм]						
Средняя ошибка x,y,z [мкм]	1,6 -0,1 0,2	4,6 -0,08 0,9	17,2 0,02 2,6	-0,034 0,005 -3,4	-0,37 0,04 -4,2	-1,8 -0,07 -5,5
Стандартное отклонение x,y,z [мкм]	6,4 0,9 5,9	11,8 1 7,3	19,5 1,8 15,6	26,9 4,6 17,5	61,7 4,7 19,3	121,7 4,6 24,7
Максимум модуля отклонения x,y,z [мкм]	104,5 12,8 79,7	145,8 12,3 50,8	91,3 20,8 20,5	943,4 10 85,2	1964,9 10 360,7	5196,7 10 616,8

Для анализа отдельных маркеров во время триангуляции из положений использовалась область допуска в 4пикс. Поиск положения частиц на проекции осуществлялся алгоритмом Particle Mask Correlation, в предположении, что размер частицы составлял 7пикс, а ширина функции Гаусса определялась дисперсией 0,8. Для оценки величины смещения маркеров применялись следующие параметры релаксационного алгоритма: максимальное перемещение – 1,5; 2,5; 5,5мм (соответственно для каждого случая), радиус поиска сонаправленных векторов - 10мм; условная жесткость – 0,2; количество итераций - 3.

Стандартное отклонение деформации при использовании трассировки маркеров получилось выше, чем для корреляционных алгоритмов и составило около 20 мкм для z компоненты деформации. Разброс по y компоненте также оказался значительно ниже остальных компонент и был на уровне 5 мкм. Разброс по x компоненте растет с увеличением деформации, что может быть связано с промахами в сопоставлении маркеров релаксационным алгоритмом. В связи с меньшей точностью подхода анализирующего перемещение отдельных маркеров для обработки экспериментальных данных был использован корреляционный анализ.

3.2. Результаты экспериментов

3.2.1. Изгиб пластины

В условиях, приближенных к вычислительному эксперименту, проведен тестовый эксперимент по измерению деформации пластины толщиной 2 мм из пластика с прямоугольным профилем. Для создания текстурного рисунка пластина была окрашена черной краской из аэрозольного баллончика. Экспериментальные изображения пластины показаны на Рис. 4. Правая часть объекта была жестко закреплена, а левый край мог свободно перемещаться. Для регистрации использовались две ПЗС камеры высокого разрешения ImperX IGV-B4820 с размером матрицы 4908×3280 пикселей (16 Мп), 12 бит, с размером пикселя 7,4 мкм. Оптические оси камер располагались в горизонтальной плоскости с ракурсами $\pm 30^\circ$ относительно нормали к плоскости пластины. Расстояние от объекта до камер составляло 0,5 м. Камеры были оборудованы объективами SIGMA 50mm F2.8 DG MACRO. Подсветка объекта выполнялась светодиодными лампами. Камеры были откалиброваны по плоскому объекту с нанесенными на него круглыми маркерами с расстоянием между ними 2 мм. Для калибровки области измерения объект перемещался на 4 мм по глубине.

На Рис. 5 показан трехмерный профиль пластины в ненагруженном состоянии, который использовался во время расчета деформации пластины. Скалярное поле показано в системе координат. Видно, что пластина не являлась плоской и была скручена по оси x . При этом ось z была направлена в сторону наблюдателя. На изображении наблюдается небольшая зернистость в виде уступов, связанная с ограничением алгоритма вычисления поля диспарантности с точностью 1/16 пикс. Расстояние до объекта при триангуляции по стереоскопическим снимкам определяется из формулы $Z = \frac{fT}{d}$, где f – фокусное расстояние оптики, T – размер стереобазы, d – значение диспаритета в миллиметрах. Соответственно погрешность измерения глубины сцены на расстоянии Z выражается формулой $\Delta Z(Z) = \frac{Z^2}{fT} \Delta d$, где $\Delta d = \Delta px / 16$ – доступное разрешение алгоритма по диспаритету, а Δpx – размер пикселя камеры [5]. При подстановке параметров оптической системы погрешность, связанная с указанным ограничением алгоритма в плоскости пластины, составляла 4 мкм. Данная погрешность оценена в условиях идеальной калибровки. В реальной ситуации при измерении диспаритета к ошибке алгоритма будет добавляться ошибка геометрической калибровки оптической системы. На Рис. 6 представлено поле деформации нагруженной пластины при смещении левого края по оси z . Поле деформации рассчитано на регулярной сетке 181×36 точек с шагом 1 мм. Финальный размер элементарной расчетной ячейки при расчете смещений элементов пластины по проекциям равнялся 32×32 пикселей.

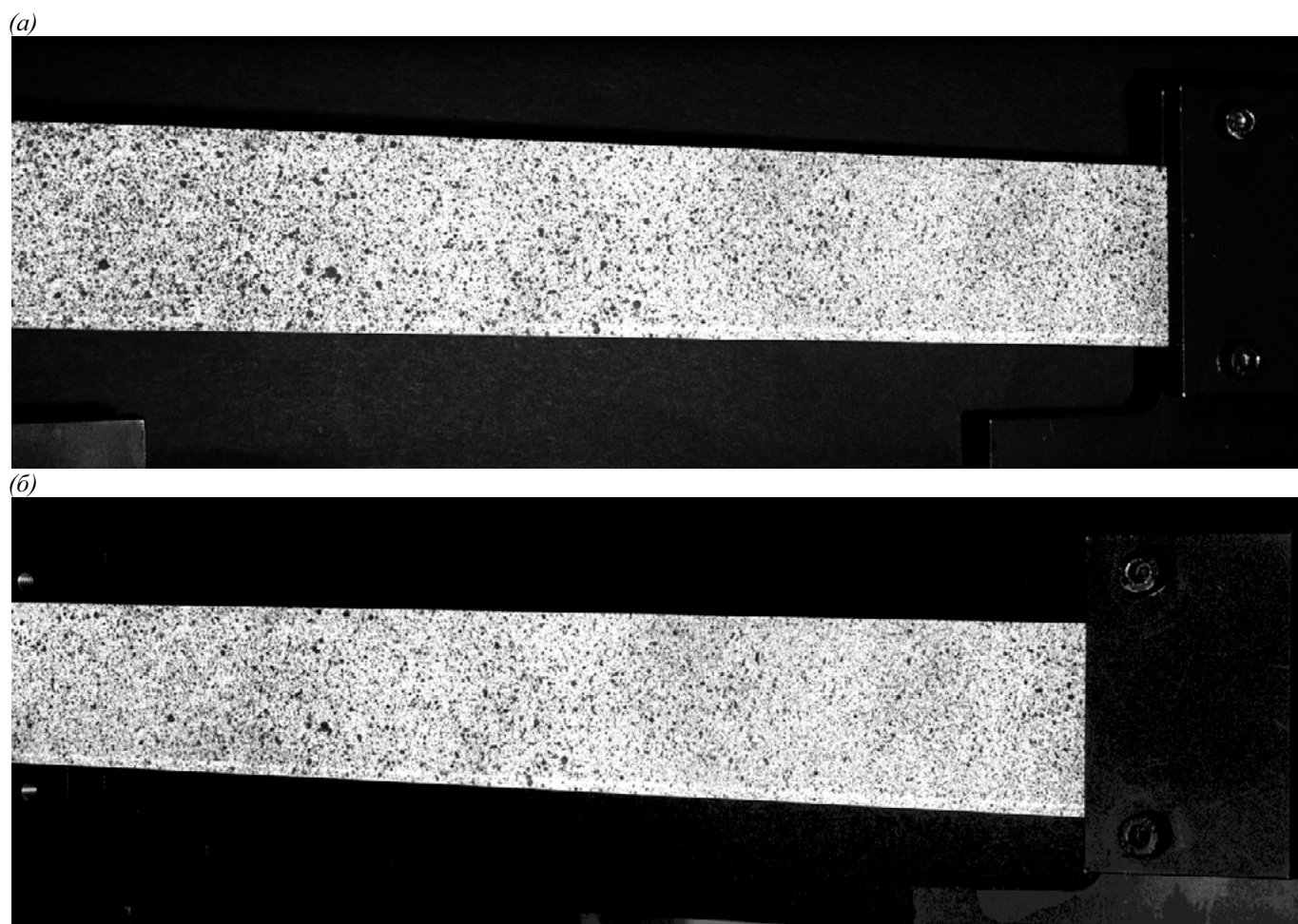


Рис. 4. Экспериментальные изображения маркированной пластины прямоугольного сечения с левой (а) и правой (б) камеры в ненагруженном состоянии

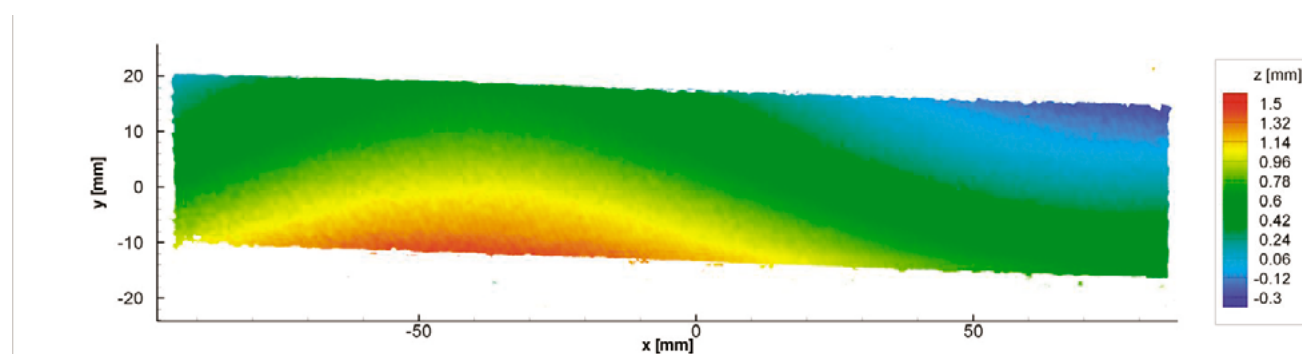


Рис. 5. Рассчитанный трехмерный профиль пластины в ненагруженном состоянии

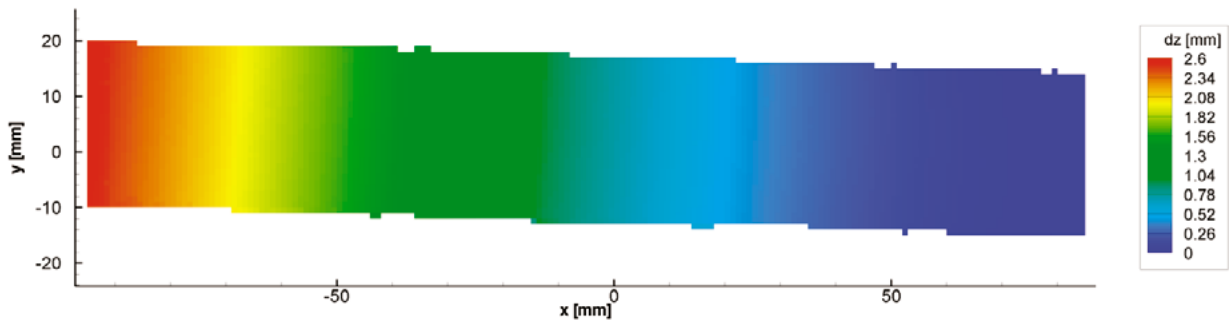


Рис. 6. Рассчитанное поле деформации пластины после изгиба при перемещении левого края по z

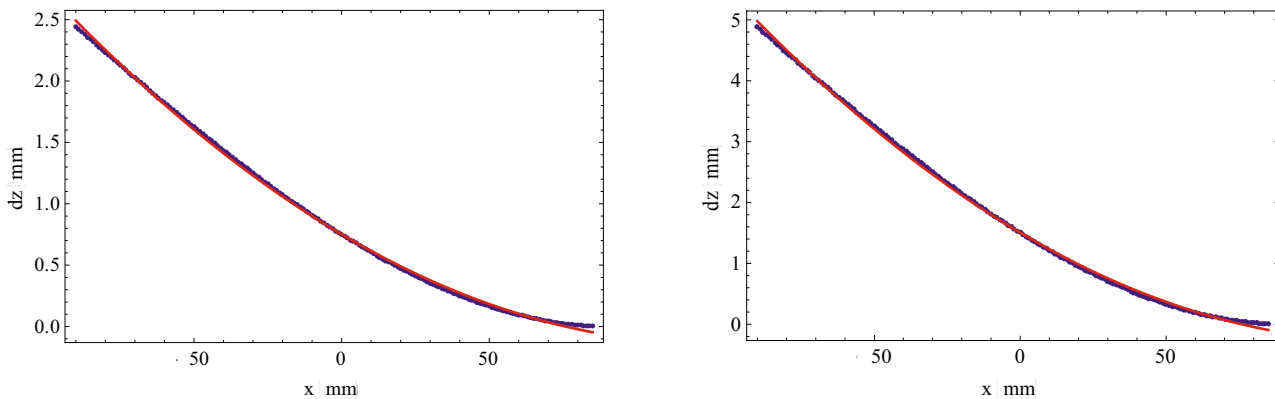


Рис. 7. Деформация изогнутой пластины по z координате вдоль ее средней линии для разной величины изгиба. Сплошной линией показана аппроксимация параболической кривой.

Погрешность измерения деформации пластины в эксперименте оценивалась следующим образом. Вычислялось стандартное отклонение разности между измеренной деформацией и ее аппроксимацией параболической кривой вдоль средней линии пластины. На Рис. 7 показаны измерения z компоненты деформации и их аппроксимация для разной величины изгиба. Полученные значения случайной погрешности измерения z компоненты деформации в 20,4 мкм и 40,9 мкм дают несколько большую оценку погрешности, чем в результатах вычислительного эксперимента. Это связано с возможной вариацией толщины реальной пластины по ее длине, а также с тем, что шум при регистрации изображений в вычислительном эксперименте не моделировался.

3.2.2. Измерение формы винта

В работе была проведена оценка деформации вращающегося трехлопастного винта диаметром 286 мм. Пропеллер был закреплен на валу электродвигателя постоянного тока с изменяемой частотой вращения. Максимальная частота вращения составляла 2400 об/мин или 40 Гц. Изображения фиксировались синхронизованной стереоскопической системой из скоростных КМОП-камер Photron FASTCAM SA5 с разрешением сенсора 1024x1024 пикселя при частоте съемки 7кГц и глубиной яркости 12 бит с физическим размером пикселя 20 мкм. На камеры были

установлены объективы Zeiss Makro-Planar T* 2/100mm ZF-2 с изготовленными самостоятельно тилт-шифт корректорами. Ракурсы наблюдения составляли 16 и 12,5 градусов относительно оси вращения вала двигателя. Освещение объекта выполнялось двумя галогенными прожекторами Норма кВ-1000 мощностью 1 кВт.

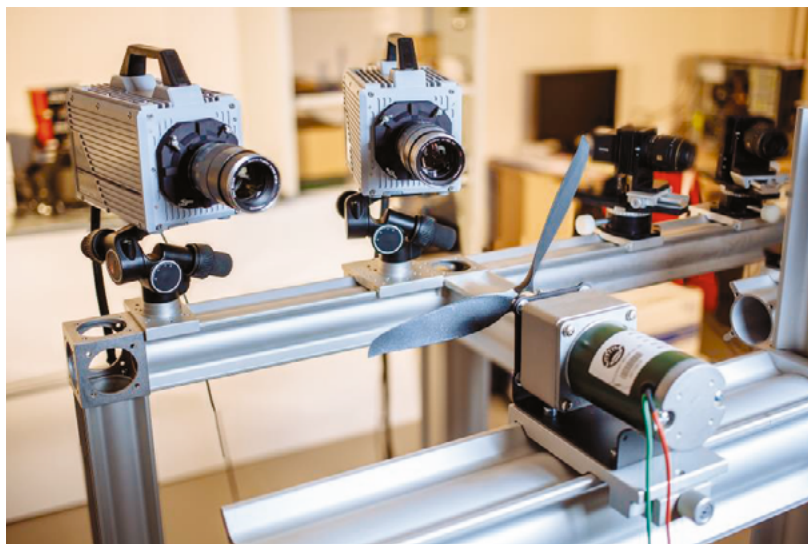


Рис. 8. Фотография экспериментального стенда для измерения деформации лопасти винта

Съемка вращающегося винта осуществлялась с максимальной частотой 7 кГц на максимальной частоте вращения винта. При этом за время между снимками винт поворачивался на 2 градуса. Экспозиция камер составляла 10 мкс. Вид изображения маркированной лопасти с обеих камер показан на Рис. 9. Окраска выполнялась тем же способом, что и окраска пластины, с тем отличием, что перед нанесением черных маркеров наблюдаемая лопасть была окрашена в белый цвет.

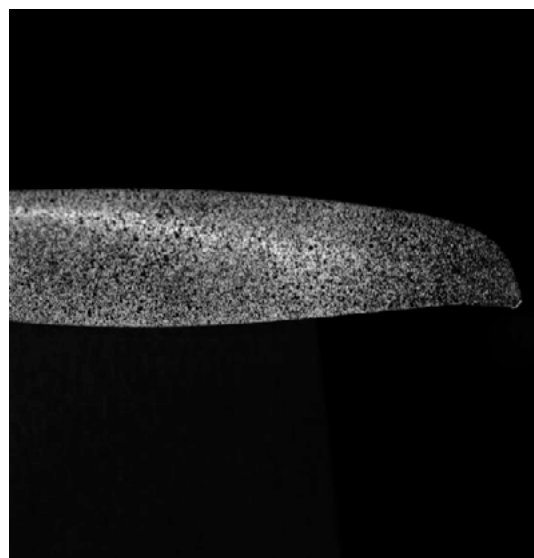


Рис. 9. Пример зарегистрированной стереопары лопасти винта

На Рис. 10 показан пример полученной формы лопасти винта в системе координат, связанной с калибровочным объектом. Область пространства не содержащая лопасти или лежащая на его крае замаскирована внешней областью эллипса $(x+10)^2/50^2 + (y-3)^2/11^2 > 1$. Плоскость $z=0$, заданная калибровочным объектом, была перпендикулярна оси вала, на котором был закреплен винт. Соответствующая теоретическая погрешность локализации точек профиля по z координате используемым алгоритмом на расстоянии $Z=590\text{мм}$ и при стереобазе $T=338\text{мм}$ составила $\Delta Z=13\text{мкм}$.

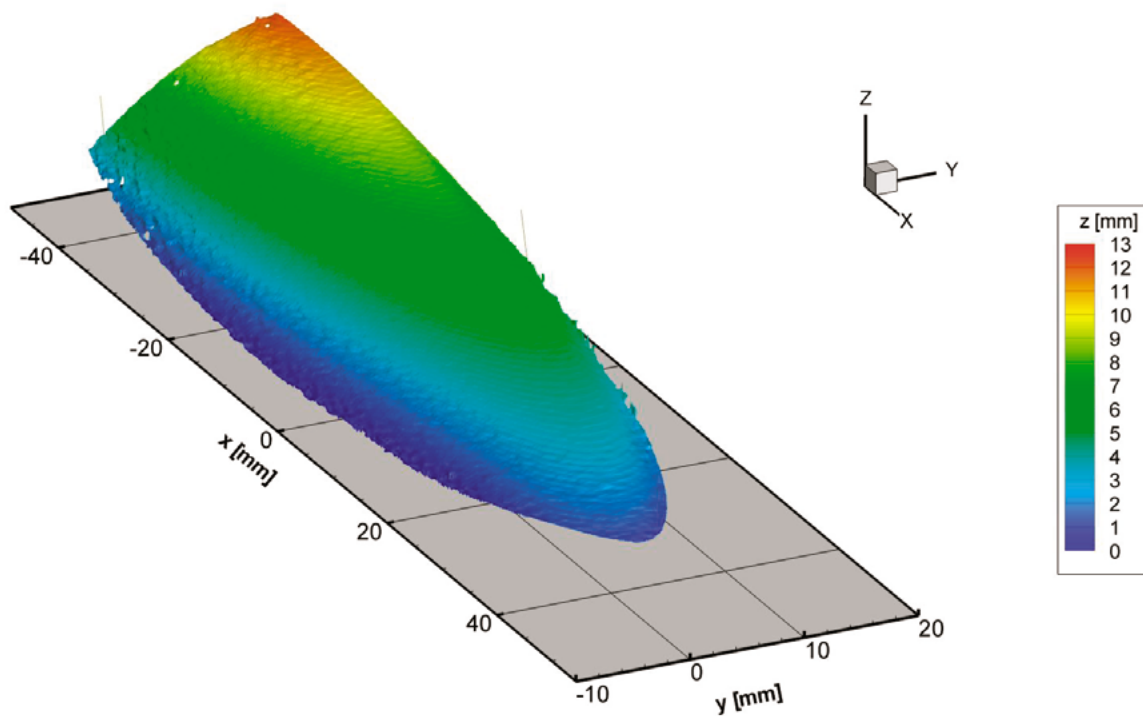


Рис. 10. Реконструированная форма лопасти винта

4. Заключение

В работе представлены промежуточные результаты проекта по созданию высокоразрешающей фотограмметрической системы для измерения деформаций на основе подходов, используемых в методах анемометрии по изображениям частиц. Проведен анализ возможностей различных подходов к обработке данных (с идентификацией отдельных маркеров и статистический подход) при большой плотности маркеров на поверхности.

Тестирование созданных расчетных процедур проведено на модельных данных, имитирующих измерения деформации плоской пластины при ее изгибе. Для генерации модельных данных создана программа, позволяющая использовать произвольные изображения для текстурирования

деформируемого объекта, поверхность которого задается набором примитивов OpenGL. Результаты тестирования на синтетических данных показали, что стандартное отклонение измеренной деформации до 1мм от точного значения в модельной конфигурации оптической системы корреляционными методами равняется 6мкм (0,6% от величины деформации) и растет с увеличением деформации. Трассировка отдельных маркеров дает несколько больший разброс значений от 20мкм и также растет с ростом величины деформации.

Проведены два эксперимента по измерению деформации пластины длиной 175 мм и определению формы лопасти вращающегося винта диаметром 286 мм. В первом эксперименте данные измерения деформации сравнивались с теоретическим параболическим профилем изогнутой пластины. Получено расхождение в виде стандартного отклонения рассчитанного по средней линии пластины 0,8% от величины деформации. Приведена формула для оценки ошибки измерения формы объекта использованным алгоритмом по изображениям, полученным оптической стереосистемой в зависимости от параметров оптической конфигурации. Для эксперимента с вращающимся винтом приведена измеренная форма лопасти винта и оценка ошибки измерения формы в 13мкм. Намечены следующие направления развития: улучшение технологии нанесения маркеров (монодисперсные капли/трафарет и др.), измерение деформации поверхности объектов в динамике.

5. Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Администрации Новосибирской области через выделение субсидии в соответствии с распоряжением Правительства Новосибирской области от 04.08.2014 № 264-рп «О предоставлении субсидий субъектам инновационной деятельности на подготовку, осуществление трансфера и коммерциализацию технологий, включая выпуск опытной партии продукции, ее сертификацию, модернизацию производства и прочие мероприятия в 2014 году».

Список литературы

- 1 Иншаков С.В., Кулеш В.П., Мошаров В.Е., Радченко В.Н. Видеограмметрический метод бесконтактных измерений мгновенной деформации лопастей вращающихся воздушных винтов // Ученые записки ЦАГИ. – 2013. – Т. XLIV. – № 4. – С. 72-79.
- 2 Кулеш В.П. Видеограмметрическая система для измерений деформации крупномасштабной модели в потоке аэродинамической трубы // Датчики и системы. – 2013. – № 8. – С. 7-12.
- 3 Fritz B. Measurement Techniques. [Электронный ресурс] // Advanced In-Flight Measurement Techniques. – URL: <http://aim2.dlr.de/measurement-techniques/index.html>
- 4 Маркович Д.М., Токарев М.П. Алгоритмы реконструкции трехкомпонентного поля скорости в методе Stereo PIV // Вычислительные методы и программирование: новые вычислительные технологии. – 2008. – Т. 9. – С. 311–326.
- 5 Bradsky G, Kaehler A Learning OpenCV., O'Reilly, 2008.
- 6 Токарев М.П., Маркович Д.М., Бильский А.В. Адаптивные алгоритмы обработки изображений частиц для расчета мгновенных полей скорости // Вычислительные технологии. – 2007. – Т. 12. – №3. – С. 109–131
- 7 Akhmetbekov Y.K., Lozhkin V.A., Markovich D.M., Tokarev M.P. Multiset Triangulation 3D PTV and its Performance Compared to Tomographic PIV *Proc. 9th International Symposium on Particle Image Velocimetry.*, 21-23 July, Kobe, Japan, 2011.
- 8 Ахметбеков Е.К., Карчевский М.Н., Токарев М.П. Алгоритмы распознавания и слежения за частицами для измерения трехмерных распределений скорости // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии.



Сборник научных статей. Выпуск №1(12). – Днепропетровск: «НПВК Триакон». – 2013. – С. 161–165. – ISSN 2076-6866

- 9 Седов Л.И. Механика сплошной среды. Том 2 – М.: Наука, 1970. – 568 с.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА АНЕМОМЕТРИИ ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ ЧАСТИЦ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОЛЯ ПОТОКА В СВЕРХЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Гобызов О.А.^{1,2}, Ложкин Ю.А.^{1,2}, Маркович Д.М.^{1,2}, Ганиев Ю.Х.³, Захаров Е.П.³,
Козловский В.А.³, Липницкий Ю.М.³, Филиппов С.Е.³

^{1,2} ИТ СО РАН, НГУ

³ ФГУП ЦНИИмаш

Ключевые слова: поле скорости, сверхзвуковое течение газа, анемометрия по изображениям частиц, PIV, аэродинамическая труба

Аннотация

В работе представлена методика и результаты экспериментального исследования поля потока в среднемасштабной сверхзвуковой аэродинамической трубе с использованием бесконтактного панорамного метода анемометрии по изображениям частиц (PIV).

1. Введение

Наземные испытания моделей летательных аппаратов изделий РКТ, проводимые в аэродинамических трубах, предъявляют в настоящее время высокие требования к точности определения аэродинамических характеристик аппаратов и требуют учета всех факторов, вносящих систематическую погрешность в результаты эксперимента. Однородность поля скорости потока в рабочей части установки является одним из основных параметров, определяющих возможности использования аэродинамического стенда для получения надежных экспериментальных данных. Наряду с традиционно используемыми методами, в связи с развитием лазерной техники, регистрирующей аппаратуры и алгоритмов обработки изображений, стало возможным применение и методов анемометрии по изображениям частиц (PIV, PTV) для исследования высокоскоростных сжимаемых течений. В то же время, практическое применение этих методов связано с рядом методических и метрологических задач, решение которых часто оказывается индивидуальным для различных стендов и приложений.

Транс – и сверхзвуковые сжимаемые течения характеризуются большими градиентами скорости и плотности газа и высокой скоростью потока, а аэродинамические установки, формирующие такой поток, обычно имеют сравнительно короткое время действия. Современные аэродинамические экспериментальные стенды, кроме того, отличаются широким диапазоном чисел Маха (от $M=0,2$ до $M=8$), имеют большие диаметры среза сопла и требуют определения характеристик потока на больших (до $0,5 \times 0,5 \text{ м}^2$) измерительных областях [1]. Эти и другие особенности налагают ряд дополнительных требований к измерительной системе, основанной на методе анемометрии по изображениям частиц

2. Состав и параметры экспериментального стенда

Экспериментальные исследования поля потока проводились на среднемасштабной сверхзвуковой аэродинамической трубе У-4М [1] с плоским соплом и рабочей частью $0,6 \times 0,6 \times 2,8$ м. В боковых и верхней стенках рабочей части АДТ установлены окна для обеспечения оптического доступа к объекту исследования. Измерения проводились при числе Маха $M=3$, давлениях в форкамере $0,7 \times 10^5$ Па и числе Рейнольдса $Re_1 \sim 10^6$.

Частицы-трассеры в описываемых экспериментах подавались через устанавливавшуюся внутри форкамеры трубку-распределитель с набором отверстий, располагавшихся вдоль по потоку. Такой способ подачи трассеров был обусловлен конструктивными особенностями АДТ и отличается от обычно используемого (см., например, [2]) ввода трассеров через распределительную систему, устанавливаемую на участке контура, предшествующем хонейккомбам и выравнивающим сеткам. Как будет описано ниже, указанный способ, хотя и имеет ряд недостатков, также может использоваться для ввода трассеров в поток.

В связи с большими размерами аэродинамических установок и невозможностью размещения лазера вблизи рабочей части, оптический путь лазерного ножа оказывается длиннее обычного для PIV-экспериментов и составляет от 2,5 до 5 м, поэтому для формирования лазерного ножа была разработана специальная длиннофокусная насадка, позволяющая формировать область тонкой перетяжки в указанном диапазоне расстояний. В испытаниях использовалась лазерная система диагностики «ПОЛИС», включавшая в себя двойной импульсный Nd:Yag лазер Twins B с энергией в импульсе до 380 мДж и длиной волны излучения 532 нм, работающую в двухкадровом режиме ПЗС-камеру ImperX IGV-B4820M с разрешением 4904×3280 пикс., максимальной частотой регистрации пар кадров на полном разрешении – 3,2 Гц и минимальной задержкой между первым и вторым кадром в паре 200 нс, а также синхронизирующий процессор и ПК для управления экспериментом. Толщина светового ножа, расположенного в продолжении плоскости симметрии сопла, составляла $\approx 1,5$ мм. Размер измерительной области составлял $\approx 200 \times 250$ мм. Для каждого режима регистрировалось по 100 пар трассерных картин потока.

3. Выбор частиц для засева

Ключевыми для корректного измерения скорости в газодинамическом эксперименте являются динамические характеристики частиц-трассеров и способ засева потока. Необходимо чтобы частицы как можно более точно отслеживали поток, а засев был по возможности однородным и достаточно плотным. Дополнительную трудность представляет тот факт, что качество засева обычно невозможно оценить непосредственно в ходе эксперимента. Анализу динамики частиц, в том числе и применительно к их использованию в качестве трассеров при PIV-измерениях скорости, посвящен ряд работ [2, 3, 4], кроме того, соображения, касающиеся выбора трассеров для проведения экспериментов на стендах ЦНИИмаш, описаны авторами в [5], поэтому в настоящей работе будет представлено только краткое изложение данного вопроса.

Выбор размеров частиц всегда ограничивается, с одной стороны, необходимостью получения достаточно высокого соотношения сигнал/шум, и, с другой – способностью частиц отслеживать исследуемый поток. Для оценки первого фактора можно воспользоваться теорией рассеяния Ми, описывающей рассеяние на частицах, имеющих размер порядка длины волны излучения. В работе [6] предложено основанное на теории рассеяния Ми выражение для численной оценки энергии, рассеиваемой частицами-трассерами.

Согласно этой работе, зависимость количества рассеиваемой энергии от размера частицы в диапазоне от десятых долей до единиц микрон носит степенной характер, зависит от типа (материала) частиц и сохраняется при изменении телесного угла, под которым “видна” частица. При этом выбранная авторами указанной работы аппроксимация применима для частиц размером до 0,3 мкм, в то время как при меньших размерах количество рассеянной энергии резко падает по сравнению с расчётным, и можно заключить, что использование частиц, имеющих характерный размер меньше 0,2 – 0,3 микрона для трассерной визуализации нецелесообразно.

Для оценки максимально допустимого размера частиц (т.е. влияния инерционности) можно использовать уравнение движения взвешенной сферы в жидкости [7], оставив в нем только члены, описывающие силу вязкого трения и ускорение частицы в жидкости, поскольку они вносят основной вклад при движении взвешенной частицы в газе.

Упомянутое уравнение можно привести к виду:

$$\frac{dU_p}{dt} = -C(U_p - U_f) \quad (1)$$

где U_p и U_f скорости частицы и газа соответственно а C – параметр, называемый характеристической частотой движения частиц. Для Стоксова режима обтекания частицы:

$$C = \frac{18\mu}{\rho_p d_p^2} = \frac{3}{4} C_D \text{Re}_p \frac{\mu}{\rho_p d_p^2} \quad (2)$$

где d_p , ρ_p , U_p – диаметр, плотность и скорость частицы. При условии выбора «правильного» коэффициента аэродинамического сопротивления C_D уравнение остается верным для сверхзвуковых и трансзвуковых течений, в том числе содержащих скачки уплотнения. Для прямого или косого плоского скачка, как показано в работе [3], уравнение допускает решения вида:

$$\left| \frac{U_f - U_p}{U_f - U_{pi}} \right| = e^{-Ct} = e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (3)$$

где τ – характерное время релаксации частицы, а U_{pi} – начальная скорость частиц, совпадающая обычно со скоростью среды перед фронтом ударной волны. Выражение для C_D зависит от множества параметров, и для разных диапазонов чисел Рейнольдса используются разные аппроксимации для его оценки. В той же работе предложено модифицированное для транс – и сверхзвуковых течений выражение для C_D с поправкой на число Кнудсена $Kn = \lambda/d_p$, где λ – длина свободного пробега молекул газа.

$$C_D = \frac{24}{\text{Re}_p (1 + Kn_p)} \quad (4)$$

Существует ряд других полуэмпирических выражений для величины C_D , приведенных, например, в работе [4], учитывающих нестоксов режим обтекания, число Кнудсена, и другие па-

раметры. В этой же работе показано, что учет этих параметров может играть значительную роль при проведении экспериментов на аэродинамических трубах со значительным разрежением в рабочей части. Представленные в работе [4] результаты демонстрируют, что для частиц, имеющих плотность близкую к плотности воды и размер 0,5 и 1,4 мкм, длина релаксации может составлять более 10 мм и существенно возрастает с понижением давления в рабочей части (рис. 1).

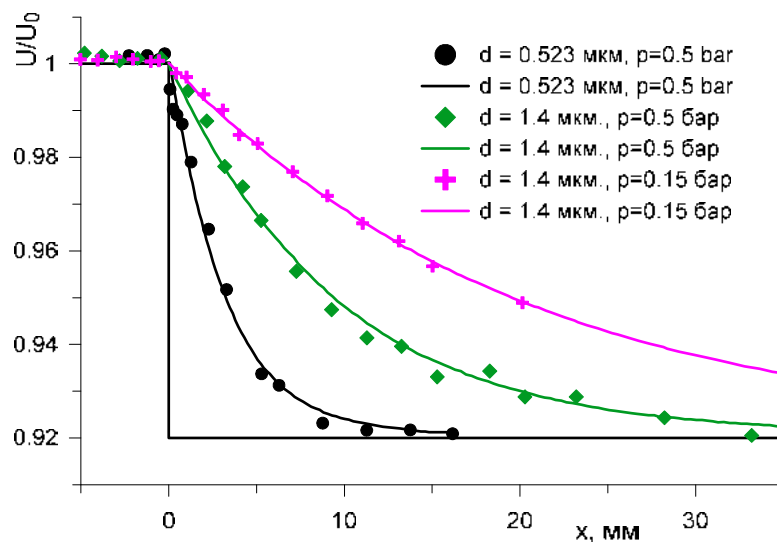


Рис. 1 Расчётный и экспериментальный профили скорости частиц различного размера при прохождении ударной волны. Сплошной линией обозначены расчётные данные, символами – экспериментальные. d – диаметр частиц, p – давление в рабочей части. По данным работы [4].

Что касается способов генерации частиц-трассеров, то для засева газовых потоков наиболее распространёнными являются генераторы жидких частиц (капель) конденсационного и распылительного (эжекторного) типа, а также устройства для распыления твердых частиц, работающие на принципе кипящего слоя или распыла из массы струйным потоком. Характерный размер частиц, формируемых генератором конденсационного типа, составляет 0,3-0,5 мкм, а средний размер и дисперсный состав частиц, формируемых генератором распылительного типа, может варьироваться в зависимости от различных параметров [8], которые обычно подбирают такими, чтобы получить аэрозоль со средним размером частиц ≈ 1 мкм. Что касается устройств для распыления твердых частиц, то они имеют ряд недостатков, в числе которых, для устройств кипящего слоя – сравнительно низкая производительность, а для устройств, распыляющих твердые частицы струйным потоком – неоднородный дисперсный состав.

В описываемых экспериментах для засева был выбран генератор эжекторного типа, использующий водоглицериновый раствор ($\rho \approx 1,14 \text{ кг/м}^3$) в качестве рабочей жидкости для генерации частиц со средним размером частиц ≈ 1 мкм. Такой выбор был обусловлен, в первую очередь более равномерным дисперсным составом частиц, получаемых указанным образом, и меньшим, по сравнению с твердыми частицами, загрязнением установки. Что касается генератора конденсационного типа, то, как показали более ранние испытания, частицы генерируемые таким способом оказываются слишком мелкими для описываемых условий эксперимента, и получить четко идентифицируемые образы отдельных частиц на изображении оказывается невозможным. В то же время, в отдельных случаях оказывается возможным расчет поля скорости по неоднородностям «тумана», наблюдаемого при плотном засева потока такими частицами.

4. Анализ результатов

Схема эксперимента с использованием лазерной системы диагностики, приведена на рис. 2. На рисунке показано место ввода трассеров, положение лазерного ножа в горизонтальной плоскости, светящего через боковое оптическое окно, камеры, производящей съемку сверху через горизонтальное оптическое окно и блок системы управления. Измерительная область, подсвечиваемая с помощью лазерного ножа, расположена на продолжении плоскости симметрии сопла и отстоит от среза сопла на расстояние 500 мм и на 170 мм от боковой стенки рабочей части.

Отметим, что в экспериментах наблюдались интенсивные отражения лазерного ножа от поверхностей (окон и стенок рабочей части), что приводило к частичной засветке области исследования. Это обстоятельство потребовало нанесения на внутренние элементы рабочей части аэродинамической трубы светопоглощающего покрытия, что значительно улучшило качество регистрируемых трассерных картин.

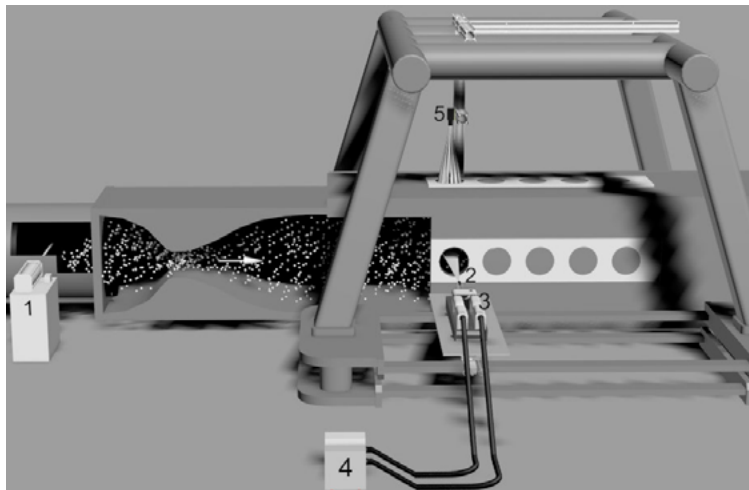


Рис. 2. Схема расположения аппаратуры лазерной системы диагностики: 1 — система подачи трассеров, 2 — лазерный нож, 3 — лазер, 4 — система управления, 5 — камера.

Расчёт полей скорости по полученным в эксперименте трассерным картинам проводился при помощи процедур из состава программного обеспечения Actual Flow, разработанного в ИТ СО РАН. Для расчета поля скорости были опробованы два различных подхода: на базе оконной корреляции (итерационный кросскорреляционный PIV-алгоритм с непрерывным смещением расчетных областей) [9] и по смещению отдельных частиц (PTV с оценкой вероятности исходов) [10]. Отметим, что PIV-алгоритм обладает большей точностью и более удобен в применении, поскольку в результате расчёта вектора на мгновенных полях скорости располагаются в узлах регулярной решетки. Для PTV-алгоритма поле скорости на выходе строится на нерегулярной решетке, а при получении осредненных характеристик течения производится интерполяция векторов на узлы регулярной решетки (регуляризация). Несмотря на это, в настоящих испытаниях более качественный результат обработки, в частности – несколько меньший разброс значений средней скорости потока при одинаковом пространственном разрешении, получен алгоритмом PTV, в основном за счет увеличенной, по сравнению с PIV-алгоритмом, выборки мгновенных значений скорости частиц (рис. 3).

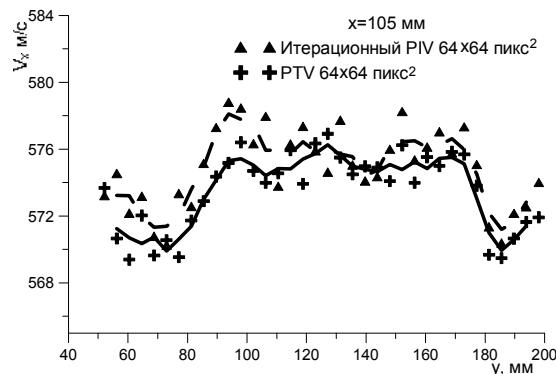


Рис. 3. Сравнение результатов обработки изображений при помощи различных алгоритмов для потока с числом Маха $M=3$.

В результате анализа был выбран способ обработки на базе PTV-алгоритма с последующей фильтрацией мгновенных полей скорости по диапазону значений для исключения из обработки заведомо неверных векторов. Мгновенные нерегулярные поля скорости осреднялись на решетке с размером ячейки 64×64 пикс².

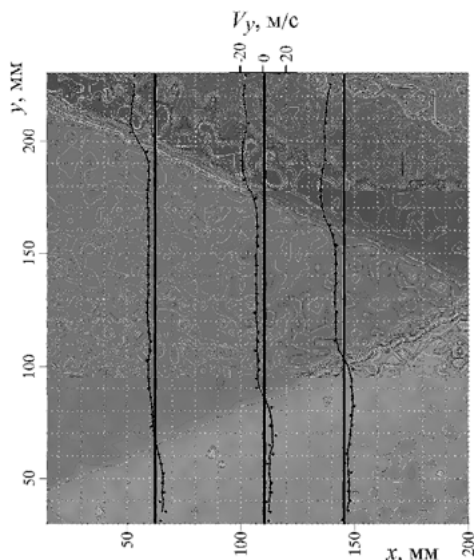


Рис. 4а. Визуализация потока (число Маха $M=3$, давление в форкамере $0,7 \cdot 10^5$ Па) по поперечной составляющей скорости.

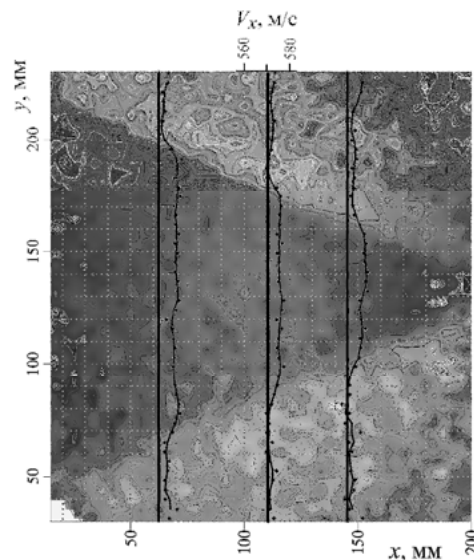


Рис. 4б. Профили продольной составляющей скорости на фоне картины продольной составляющей скорости.

На рис. 4а показаны профили средних значений поперечных составляющих скорости свободного потока в рабочей части АДТ У4-М в отдельных сечениях (65 мм, 110 мм, 145 мм) измерительной области. В качестве фона изображено скалярное поле средних значений поперечной компоненты скорости потока, полученное при помощи вышеописанных расчетных процедур. Поток направлен по оси X.

На картине выделяется область квазиравномерного потока, ограниченная ударными волнами, идущими от стыков боковых стенок сопла и рабочей части. Ударная волна фиксируется и по наличию точки перегиба профиля скорости в её окрестности. Оценка угла ($\sim 23^\circ$) наклона ударной волны на основании измерений данным методом соответствует полученным на практике путем многочисленных непосредственных испытаний. Отдельно следует упомянуть, что при пересечении фронта ударной волны измеренный профиль скорости изменяется плавно, а не скачкообразно. Как уже упоминалось, в PIV – измерениях высокие градиенты скорости потока (и, как предельный случай – скачкообразные изменения) могут “размываться” из-за инерционности частиц-трассеров. Кроме того, имеет значение и пространственное разрешение, т.е. коэффициент оптического увеличения системы регистрации и размер элементарной расчетной ячейки (области осреднения) при обработке. Так, в случае если размер расчетной ячейки превышает длину релаксации частиц в несколько раз, в области скачка измеренный профиль скорости будет иметь искажения, а измеренное положение фронта окажется смещенным вверх по потоку [2]. Это утверждение останется верным и для алгоритма PTV при замене понятия расчетной ячейки на область осреднения по пространству в процедуре регуляризации. В нашем случае, как можно заключить из полученных результатов, размер расчётной ячейки ($\approx 2,5$ мм) был в несколько раз меньше чем длина релаксации частиц, и “размытие” скачка было обусловлено в основном динамическими характеристиками трассеров.

Продольная составляющая, вносящая наибольший вклад в скоростной напор и, соответственно, на аэродинамические характеристики моделей, определяет и такой параметр, как неравномерность потока, характеризующий качество потока в рабочей части трубы. Реакция продольной составляющей скорости на ударную волну сопоставима с неравномерностью потока (рис. 4б).

Данная характеристика, выраженная в отклонении от среднего измеренного значения продольной составляющей скорости в процентном отношении, представлена в виде профилей в отдельных сечениях для области, исключаяющей влияние ударной волны на рис. 5а.

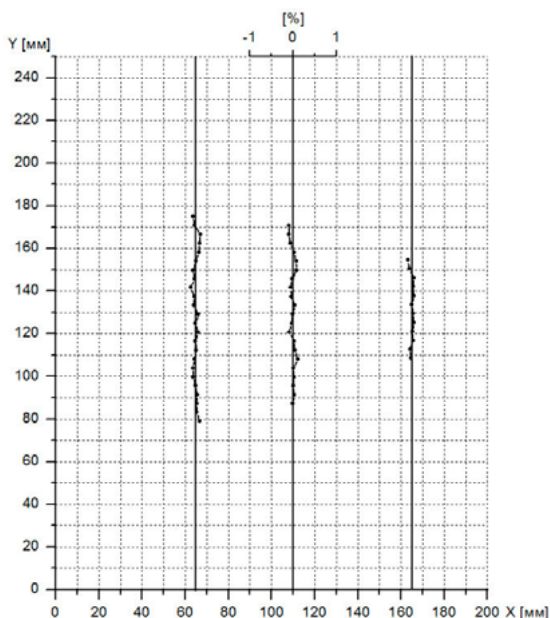


Рис. 5а. Оценка неравномерности потока по продольной составляющей скорости

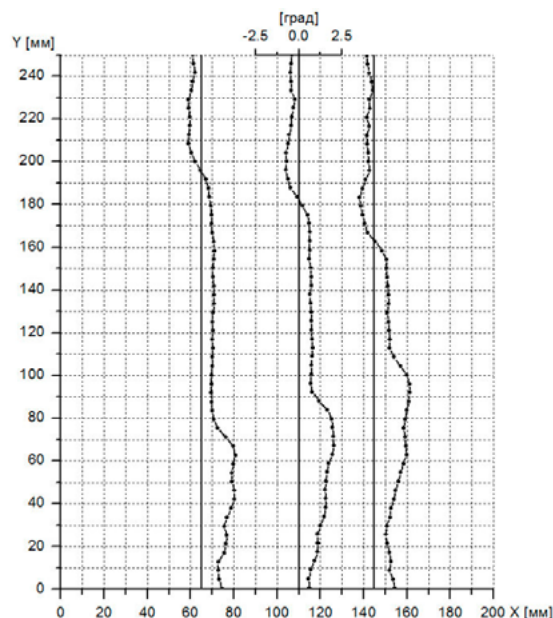


Рис. 5б. Распределение скаса потока в поперечных сечениях

Оценка неравномерности потока в этом случае не превосходит 1% $\left| \left(V/V_{cp} - 1 \right) * 100\% \right| < 1$, где V , V_{cp} – продольная составляющая скорости и её среднее значение.

Приведем здесь также и способ оценки погрешности измерений: в описываемом случае поток является стационарным, поэтому уровень погрешности можно оценить, используя рассчитанные по полученному набору мгновенных полей скорости пульсации её продольной и поперечной компоненты. Для осуществления такой оценки проводилось осреднение значений пульсаций скорости (отдельно продольной и поперечной компоненты) по всей измерительной области за исключением участков вблизи границы. Результаты оценки представлены в табл. 1. Если предположить, что функция плотности вероятности значений скорости имеет нормальное распределение, и заметить, что среднее значение объема выборки по расчётной ячейке составляет ≈ 100 , то можно оценить точность определения среднего значения скорости: с доверительной вероятностью 0,95 для продольной составляющей скорости она составит ≈ 6 м/с при размере элементарной ячейки 64×64 пикс. Это означает, что полученная величина неравномерности потока оказывается на уровне погрешности измерений, и, следовательно, в области, исключаяющей влияние ударной волны, основываясь на полученных результатах эксперимента, поток можно считать равномерным.

Отметим, что такой уровень погрешности определения как мгновенного, так и среднего значения скорости является высоким для описываемого метода измерений, и связан в данном случае с низкой концентрацией частиц-трассеров в измерительной области, и их малой яркостью, что, в свою очередь, приводило к низкому соотношению сигнал/шум на этапе обработки и возникновению большого количества “ошибочных” векторов, отсеиваемых валидирующими фильтрами. Ожидается, что в будущем существенного улучшения результатов для подобных испытаний позволит добиться доработка системы засева и регистрация большего количества изображений в эксперименте. В частности, при улучшении качества засева применение PIV-алгоритма обработки потенциально способно обеспечить значительно более низкий уровень погрешности.

Таблица 1. Уровень погрешности определения мгновенных значений компонент скорости

Размер элементарной ячейки, пикс. ²	σ_y , м/с	σ_x , м/с
32×32	48.6	37.5
32×64	39.5	33.2
64×64	29.9	30.3
64×128	26.4	23.5

Важным параметром, определяющим влияние на аэродинамические характеристики моделей, является и снос потока (рис. 5б), причем определение этого параметра с помощью контактных методов оказывается затруднительным ввиду необходимости использования специальных насадок измерения давления, однако он легко рассчитывается на основании пространственного распределения скорости, получаемого методом анемометрии по изображениям частиц.

Экспериментальные данные позволили определить, что в области рекомендуемого расположения модели неоднородность потока не превосходит 0,3% от продольного значения скорости и 30' по скосу потока. Величина сноса потока в этой области носит постоянный характер, и, по видимому, обусловлена неточностью ориентации сопла относительно горизонтальной плоскости.

Этот факт необходимо учитывать при ориентации модели в рабочей части аэродинамической трубы.

Вне треугольника, образованного ударной волной, наблюдается довольно сильная неравномерность потока (до 5% по поперечной составляющей скорости и до 2° по скосу потока), что можно наблюдать и на фоновых картинах (рис. 4а, 4б). Необходимо отметить, что в случае плоского сопла, можно ожидать наличия пространственного характера неравномерности из-за возмущений от всех четырёх стенок сопла, определение которой возможно, к примеру, методом томографической анемометрии по изображениям частиц.

5. Заключение

Разработана и опробована методика проведения экспериментальных исследований в сверхзвуковых среднemasштабных аэродинамических трубах с использованием бесконтактного метода измерений скорости потока.

Получены распределения составляющих скорости в области расположения моделей в рабочей части аэродинамической трубы при числе Маха набегающего потока $M=3$. Представлена оценка неравномерности потока по продольной и поперечной составляющим скорости. В частности, получены трудно измеряемые контактными методами скосы потока.

В целом, результаты испытаний показали перспективность применения метода анемометрии по изображениям частиц для исследования качества потока в аэродинамических трубах.

Полученные экспериментальные данные могут быть использованы при создании базы данных для виртуальной сверхзвуковой аэродинамической трубы и для подтверждения кондиционности расчетных методов.

Список литературы

- 1 Ю.М. Липницкий и др. Руководство для конструкторов. Экспериментальные аэрогазодинамические установки ЦНИИМАШ. Том 2. Книга 2.1, часть 2. 2010 г.
- 2 Ragni D., Schrijer F., van Oudheusden B. W., Scarano F. Particle tracer response across shocks measured by PIV // *Exp. Fluids*, vol. 50, p. 53–64, 2011
- 3 Melling A. Tracer particles and seeding for particle image velocimetry // *Meas. Sci. Technol.* 8, 1406, 1997
- 4 Tedeschi G., Gouin H., Elena M.: Motion of tracer particles in supersonic flows // *Exp. Fluids* vol. 26, 288, 1999
- 5 О.А. Гобызов, Ю.А. Ложкин, Ю.Х. Ганиев, Г.И. Красенков, М.А. Ларионов, А.Е. Надеждин, П.С. Филиппов, С.Е. Филиппов // Опыт применения метода PIV для исследования структуры течения в сверхзвуковых аэродинамических трубах Оптические методы исследования потоков: XII Межд. науч.-технич. конференция [Электронный ресурс]: труды конференции. – Электрон. дан. – М.: НИУ «МЭИ», 2013. – 1 электрон. диск (CD-ROM). – Доклад № 2-5, 10 с. – ISBN 978-5-91940-663-1 – № гос. регистрации 0321302584
- 6 Mengel F., Morck T., Prediction of PIV recording performance // *Proc. SPIE* 2052, 331–8, 1993
- 7 Durst F., Melling A., Whitelaw J. H. Principles and practice of laser-doppler anemometry. Second Edition. L.: Academic Press, 1981.
- 8 Kahler C.J., Sammler B., Kompenhans J. Generation and control of tracer particles for optical flow investigations in air // *Experiments in Fluids* vol. 33, 736–742, 2002
- 9 Tokarev M.P., Markovich D.M., Bilsky A.V. Adaptive algorithms for PIV image processing // *Comput. Technol.* Vol. 12, № 3, P. 109-131, 2007
- 10 Ахметбеков Е.К., Маркович Д.М., Токарев М.П. Корреляционная коррекция в методе слежения за частицами в потоках // *Вычислительные технологии.* Т. 15, № 4, с. 57-72, 2010

ТОМОГРАФИЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ ПОТОКА С ВЫСОКОЙ ЧАСТОТОЙ СЪЕМКИ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ДИНАМИКИ КРУПНЫХ ВИХРЕЙ В ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЯХ

Токарев М.П.¹, Шестаков М.В.², Алексеенко М.В.³, Карчевский М.Н.⁴, Маркович Д.М.⁵

^{1,2,4,5} Новосибирский государственный университет, 630090, Россия,
г. Новосибирск, ул. Пирогова, д. 2

^{1,2,4,5} Институт теплофизики СО РАН, 630090, Россия,
г. Новосибирск, просп. Акад. Лаврентьева, д. 1

³ ООО Сигма-Про, 630090, Россия,
г. Новосибирск, ул. Инженерная, д. 28

Ключевые слова: High-speed Tomo PIV, турбулентный поток, щелевая струя, затопленная струя

Аннотация

В экспериментальной аэрогидродинамике для измерения скорости потока с разрешением во времени и временных спектров пульсаций скорости стандартно применяются локальные методы диагностики, такие как термоанемометр. В последнее время в связи с развитием скоростных лазеров и видеокамер, которые позволяют выполнять регистрацию с частотой до нескольких кГц, стали появляться новые модификации методов бесконтактных панорамных измерений в потоках. В отличие от локальных методов, такая панорамная диагностика дает динамику пространственной картины потока во времени, аналогично численному моделированию методом крупных вихрей (LES).

В данной работе представлены результаты, полученные методом PIV с высокой частотой съемки на основе лазерной оптической томографии. Для измерений применялось следующее оборудование: импульсный Nd:YAG лазер с диодной накачкой (Photonic DM-532-150 с мощностью 150 Вт на 10 кГц), четыре высокоскоростных КМОП камеры (Photron FASTCAM SA5 с разрешением 1024×1024 пикселей, 12 бит изображения на 7 кГц). Для обработки данных применялось ПО, созданное в ИТ СО РАН.

Выполнены измерения в плоской и круглой турбулентных струях жидкости. Плоская струя с соотношениями между шириной и глубиной сопла d/h : 1 и 2,5 и числом Рейнольдса 20 000 регистрировалась с частотой 10 кГц. Были обнаружены трехмерные продольные вихревые структуры в дальней области струи в условиях выраженной плоской геометрии течения. Диагностика потока в круглой струе (диаметр выходного отверстия сопла 15 мм) проводилась на режимах $Re = 5\ 000$ и 10 000 с частотами от 1 кГц и 2 кГц. Наблюдался распад крупных вихревых структур на расстоянии около 3 калибров от среза сопла. Распад вихрей происходил с нарушением осевой симметрии структур, что подтверждает другие известные результаты. Оценена частота, соответствующая когерентным структурам, которая соответствовала $Sh = 0,5$.

1. Введение

Струйные течения встречаются в различных технических устройствах, таких как камеры сгорания, химические реакторы, теплообменные аппараты. Затопленные осесимметричные струйные течения являются одним из фундаментальных объектов исследования в гидромеханике и могут быть рассмотрены как модель для более сложных течений, в том числе и закрученных, турбулентных потоков. В связи с этим изучение таких объектов является актуальным.

Одно из наиболее подробных исследований автомодельной области турбулентной струи ($Re \approx 10^5$) было представлено в работе [1]. Авторами были проведены измерения, с помощью термоанемометра постоянной температуры, и посчитаны статистические моменты турбулентных пульсаций, члены уравнения баланса кинетической энергии турбулентности. Также авторы подчеркнули, что измерения распределения средней скорости показывают, что профиль становится автомодельным уже на нескольких диаметрах сопла вниз по потоку, однако интенсивность турбулентности заметно отклоняется от автомодельной даже на оси струи. В наиболее часто цитируемой работе [2], авторы приводят результаты исследования турбулентной ($Re = 11\ 000$) осесимметричной воздушной струи, выполненные с использованием х-образного термоанемометра. В работе [3] проведены исследования свободной части импактной струи при режиме $Re = 7\ 600$. Впервые на основе PIV измерений были рассчитаны старшие моменты пульсаций скорости, вплоть до четвертого порядка включительно. Вычислены члены уравнения баланса кинетической энергии турбулентности в нормальном к оси струи сечении, расположенном на расстоянии двух калибров от среза сопла. Показано, что члены уравнения баланса изменяются в незначительной степени в области сдвигового слоя.

Кроме того в литературе присутствуют работы, посвященные изучению струйных течений с использованием томографической методики измерения скорости в объеме потока. В работе [4] проведено исследование переходной области свободной турбулентной струи томографическим методом с временным разрешением при режиме $Re = 5\ 000$. Измеренные мгновенные поля скорости, были обработаны с помощью dynamic mode decomposition (DMD) анализа, позволяющего идентифицировать когерентные структуры, которые значительно влияют на динамику струи. В результате анализа были выделены наиболее энергоемкие моды, которые являются базисом для описания доминирующих особенностей потока. Авторами работы [5] также был применен томографический метод с временным разрешением к исследованию переходной области струи при $Re = 5\ 000$. Распад и объединение вихрей являются наиболее выраженными явлениями, наблюдаемыми в ближнем поле струи. В работе представлена трехмерная визуализация тороидальных вихрей образующихся в струе, а так же процесс их объединения и распада. Таким образом, рост количества публикаций в последние годы посвященных изучению затопленной струи при помощи томографических методов, свидетельствует об актуальности данного направления.

Не менее распространены в природе и промышленности квази-2D турбулентные струйные течения. Во многих практических приложениях, а также в разрабатываемых устройствах используются струи, распространяющиеся в узких каналах, например: геотермальная техника, современные мини-канальные химические процессы, системы охлаждения и т.д. Моделирование процессов фильтрации и разработка оптимальных методов извлечения нефтяного сырья, также требуют получения полной информации о структуре таких потоков. В настоящее время многие исследователи заинтересованы в микро и мини струях в ограниченном пространстве. Малогабаритные технические системы имеют наибольший интерес, потому что, как правило, они являются более эффективными и экономичными, по сравнению с крупномасштабными устройствами.

Струя в щелевом канале имеет ряд особенностей, которые существенно отличают ее от течений в свободном пространстве и осесимметричных каналах. Наличие ограничивающих поверхно-

стей приводит к возникновению различных вихрей с характерными масштабами. Возникновение вихрей Кельвина-Гельмгольца сопровождается сильным влиянием трения о стенки, что приводит к существованию в потоке принципиально различных режимов: от классических режимов Хелл-Шоу до развитых турбулентных течений, которые проявляют некоторые черты 2D турбулентности. Струя в таком канале содержит мелкомасштабные 3D турбулентности, с максимальной размером порядка глубине канала и квази-2D крупномасштабную часть потока с характерными размерами, больше глубины канала [6,7]. Особенности таких потоков позволяют исследовать в лаборатории свойства квази-2D турбулентности и механизмы динамического взаимодействия между крупномасштабными 2D структурами и мелкомасштабными 3D турбулентностями.

В работе [8] показано, что струи в ограниченных каналах, не могут быть описаны уравнениями 2D потока. Вторичные потоки, которые приводят к значительному увеличению доли трехмерного течения, формируются вблизи ограничивающих плоскостей внутри сдвигового слоя. Фосс и Джонс [9] изучали особенности ограниченных двумерных струй. Они показали, что плоская ограниченная струя не является суперпозицией двух потоков: пограничного слоя и двумерной струи. На основании измеренных распределений скоростей в поперечном сечении, Фосс и Джонс [9] предложили модель для вторичных потоков. Позже, авторы работ [10] подтвердили корректность этой модели прямыми измерениями скорости и через прямые измерения устойчивости вихря в небольшой механической турбине. Данная модель предполагает, что вторичные потоки возникают в результате кривизны нормальной составляющей к стенке вихревой трубки, которая образуется после среза сопла. Вихревая трубка формируется аналогично в начале свободных прямоугольных струй, но наличие ограничивающих поверхностей приводит к генерации продольного вихря вблизи граничных поверхностей. Изгиб вихревой трубки напрямую связано с нулевой скоростью на стенке и сильным градиента скорости вблизи стенки. Таким образом, вторичные потоки вызваны продольной составляющей завихренности.

Тем не менее, данные полученные локальными методами измерения не обеспечивают полную картину течения и не дают всеобъемлющую информацию о трехмерных структурах. Таким образом, необходимо использовать современные методы объемного измерения скорости, например, томографических PIV [11]. Наши предыдущие исследование щелевой струи [7] было сделано с использованием измерительной системы 2D PIV с частотой съемки 1 кГц. Это позволило нам получить динамические и временные спектры флуктуаций скорости вдоль потока в дальней зоне струи. Тем не менее, информацию о ближнем поле струи детально разрешить не удалось в связи с пространственно-временными ограничениями.

Несколько недавних работ [5,12,13] описывают высокоскоростные томографические измерения PIV в осесимметричных и шевронных струях. В данной работе исследуется динамика трехмерных вихрей в турбулентной щелевой струе, используя томографическое PIV разрешенного по времени. Частота съемки достигала 25 кГц, что позволяет анализировать поведение потока вблизи сопла, где возникают вторичные течения. Целью данной работы является объединить преимущества измерений в объеме и регистрации с высокой частотой для анализа сложного поведения и структуры турбулентных струй.

2. Описание экспериментов

2.1. Затопленная струя

Экспериментальный стенд по изучению затопленной струи, состоял из замкнутого гидродинамического контура и измерительной системы. Основными узлами замкнутого гидродинамического контура являлись: насос, резервуар, термостат, ультразвуковой расходомер и рабочий участок. В качестве рабочей жидкости использовалась дистиллированная вода. Возможности термостата позволяли поддерживать температуру рабочей жидкости $T = 30 \pm 0.4^\circ\text{C}$ при проведении измерений. Рабочий участок представлял собой параллелепипед из прозрачного оргстекла с размерами $35 \times 60 \times 35 \text{ см}^3$. Поток засеивался полиамидными трассерными частицами с диаметром 50 мкм.

Организация струйного течения выполнена с помощью профилированного сопла Витошинского диаметром $D = 15 \text{ мм}$. Сопло также содержит предвключенный участок, в котором находятся две разнесенные перфорированные пластины, необходимые для минимизации пульсаций (менее 3%) и выравнивания потока. Измерения полей скорости производились при режимах течения соответствующих числу Рейнольдса 5 000 и 10 000 ($Re = (U*L)/\nu$, $\nu = 8 \cdot 10^{-7} \text{ м}^2/\text{с}$ при $T = 30^\circ\text{C}$). Система иллюминации состояла из высокоскоростного Nd:YAG лазера (Photonics Industries DM 532 – 150) с энергией в импульсе 15 мДж на частоте 10 кГц, фокусирующей насадки, дихроичного зеркала (коэффициент отражения на длине волны 532 нм до 99.9%) и расширителя пучка. Лазерный пучок, с помощью фокусирующей насадки, расширялся до размеров порядка $\sim 2 \text{ см}^2$. Область заливки представляла собой вертикальный цилиндр с диаметром $\sim 40 \text{ мм}$.

Регистрирующая система состояла из четырех скоростных камер (Photron FASTCAM SA5 с разрешением КМОП 1024x1024 пикселя при частоте съемки 7 кГц и глубиной цвета 12 бит с физическим размером пикселя 20 мкм). На устройстве установлено 16 Гб памяти, что позволяло записывать временные последовательности длительностью 1,56 сек с максимальным разрешением на максимальной частоте съемки (около 10 000 кадров). При этом съемка выполнялась на частоте 1 кГц и 2 кГц для режимов $Re = 5 000$ и 10 000 соответственно. Каждая из камер оборудована специально сконструированным адаптером для объектива напечатанном на 3D принтере, способного в двух плоскостях выставлять угол коррекции Шаймпфлюга до 40° и штативной головкой с возможностью прецизионной настройки уровня. В измерениях использовались объективы SIGMA AF 105 мм f/2.8 EX DG MACRO. Коэффициент увеличения оптической системы составлял $M = 0,284$.

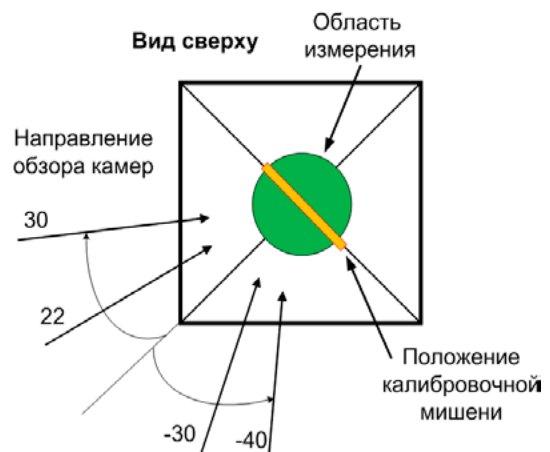
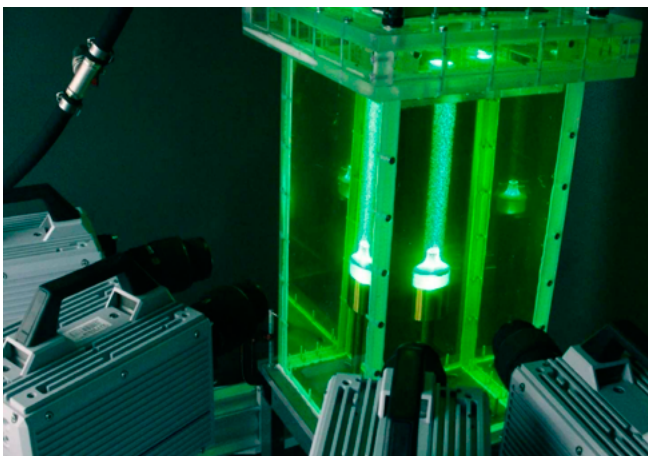


Рис. 1. Фотография экспериментальной установки для Томо PIV измерений затопленной струи (слева) и схема расположения камер (справа)

На Рис.1 приведена схема оптической конфигурации измерительной системы. Все камеры расположены в ряд с углами, относительно нормали к калибровочной мишени равными: 30° , 22° , -30° и -40° . Нормальное положение калибровочной мишени находится одновременно на диагонали рабочего участка и в центральном сечении струи.

В качестве синхронизирующего устройства использовался генератор импульсов Berkeley Nucleonics BNC 575. Ограничивающим параметром при скоростной съемке является время записи изображений в память камеры, которое составляло 143 мкс (для разрешения 1024×1024 пикселя), при синхронизации запуска каждого кадра. Съемка производилась в однокадровом режиме, то есть на каждый синхронизирующий сигнал следовала одна вспышка лазера, и записывался один кадр на каждую из камер.

2.2. Щелевая струя

Экспериментальная установка состояла из закрытого гидродинамического контура, включающего в себя резервуар, насос, расходомер и рабочий участок. Рабочим участком был узкий канал, образованный двумя пластинами из органического стекла (размер: 307×270 мм², толщина: 20 мм), расположенных на расстоянии $h = 4$ мм друг от друга. Данные были получены для чисел Рейнольдса $Re = \frac{hU_0}{\nu} = 20\,000$, где U_0 является объемной скоростью потока. Поток засекали 50 мкм частицами полиамида. Прямоугольное/квадратное сопло без сужения было образовано двумя плоскими вставками, которые размещались между стеклянными пластинами Рис. 2. Ширина сопла была $d = 4, 10$ мм соответственно. Было получено две тысячи кадров для каждого режима течения. Измерения проводились в трех незначительно перекрывающихся зонах на расстоянии от среза сопла $4h$, $12h$ и $20h$ соответственно. Размер области измерения составлял 60×60 мм².

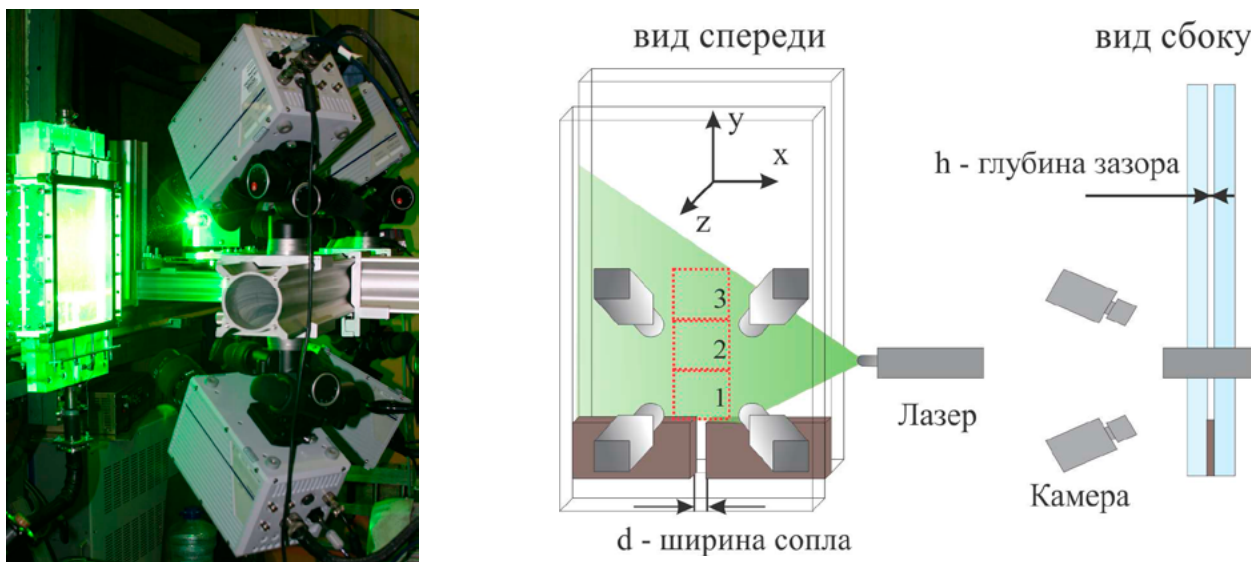


Рис. 2. Фотография экспериментальной установки для Томо PIV измерений в турбулентной щелевой струе (слева) и схематичное изображение участка с диагностическим оборудованием (справа)

В эксперименте то же самое диагностическое оборудование, что и при диагностике затопленной струи. Регистрация проводилась на частоте 10 кГц. Для калибровки использовалась мишень

Edmund Optics с размерами $50 \times 50 \text{ мм}^2$ с эталонными кругами на декартовой сетке с шагом 1 мм между кругами. Использовалась система точного перемещения камер для сдвига камер по отношению к мишени для объемной калибровки. Камеры были оснащены напечатанными 3D адаптерами Шаймпфлюга для выравнивания фокальной плоскости с плоскостью матрицы камеры. Камеры были размещены в углах квадрата с углами обзора равными 30 градусов в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

3. Обработка данных

Обработка полученных данных выполнялась программным обеспечением ActualFlow, разработанным в ИТ СО РАН. Процедура самокалибровки была выполнена до томографической реконструкции объема. Конечная средняя ошибки калибровки была менее 0,05 пикс и максимальное значение диспаратета равнялось 4 пикс. Кроме того, полученные с камер изображения были предварительно обработаны путем вычитания минимальной статистической интенсивности (для каждого пикселя).

3.1. Затопленная струя

Для реконструкции использовалась комбинация алгоритмов MLOS, 15 итераций SMART и 3 итерации МТЕ. Размер реконструируемой области составил $571 \times 857 \times 571$ вокселей. Физический размер вокселя с учетом размера пикселя (20 мкм) и коэффициента увеличения ($M = 0,284$) равен 70 мкм. Для расчета поля скорости использовался итерационный алгоритм (4 итерации) с деформацией элементарной расчетной ячейки по трем компонентам с применением фильтрации векторного поля посредством Adaptive Median Validation и 3D Moving Average Filter. Конечная расчетная ячейка представляла собой куб со стороной 36 вокселей (или 2,56 мм), перекрытие расчетных ячеек на финальной итерации составляло 75%. Количество векторов на конечном поле было $60 \times 92 \times 60$.

3.2. Щелевая струя

Восстановленный 3D объем имел размеры $1024 \times 1024 \times 128$ вокселей. Физический размер вокселя был равен 65 мкм. Объемная концентрация частиц была близка к 8,5 частиц на мм^3 . Плотность частиц на изображении при этой концентрации составляла 0,04 частиц на пиксель. Томографическая реконструкция производилась алгоритмом SMART [14]. Корреляционный анализ проводился с использованием итерационного многосеточного алгоритма с непрерывным смещением ячейки. Общее число итераций было четыре: два шага были выполнены с разрешением $32 \times 64 \times 32$ вокселя и двумя дополнительными итерациями с конечным разрешением $16 \times 32 \times 16$ вокселя. Перекрытие составляло 75%, поэтому, окончательный размер корреляционной ячейки для расчета одного вектора скорости был $1 \times 2 \times 1 \text{ мм}^3$.

4. Результаты

Частота съемки для обоих экспериментов выбиралась с запасом для возможности разрешения по времени крупномасштабных вихрей. Избыточная информация во времени также использовалась

для увеличения соотношения сигнал/шум рассчитанных полей скорости. Фактически же ограничение по максимальной частоте измеряемых пульсаций определялось пространственным усреднением за счет конечного размера расчетной сетки и пространственно-временной связью структур в потоке вследствие их движения. Например, для осесимметричной струи частота Найквиста составляла около 200 и 400 Гц для двух зарегистрированных режимов течения при частоте регистрации в 1 и 2 кГц. Для щелевой струи ограничение по максимальной частоте регистрируемых пульсаций скорости за счет пространственного разрешения расчетной сетки было ниже и составляло 4 кГц. Что уже было ближе к выбранному разрешению измерительной системы по времени в 10 кГц. Нижняя частота ограничивалась длиной регистрируемой последовательности во времени за счет объема установленной памяти на камере. Фактически же она определялась количеством рассчитанных полей скорости, из числа зарегистрированных, вследствие длительной обработки данных.

4.1. Затопленная струя

На Рис. 3 представлено среднее поле скорости (осредненное по 200 измерениям) для режима течения с $Re = 10\,000$. Представлено распределение продольной компоненты скорости в центральном сечении струи, а также изображена изоповерхность на уровне 0,55 м/с. На рисунке также представлено среднее поле скорости ($Re = 10\,000$), распределение продольной компоненты скорости в поперечном сечении струи на разных расстояниях от среза сопла. Распределение скорости в поперечном сечении достаточно симметрично, как на начальном участке струи, так и на расстоянии $Y/D = 2$.

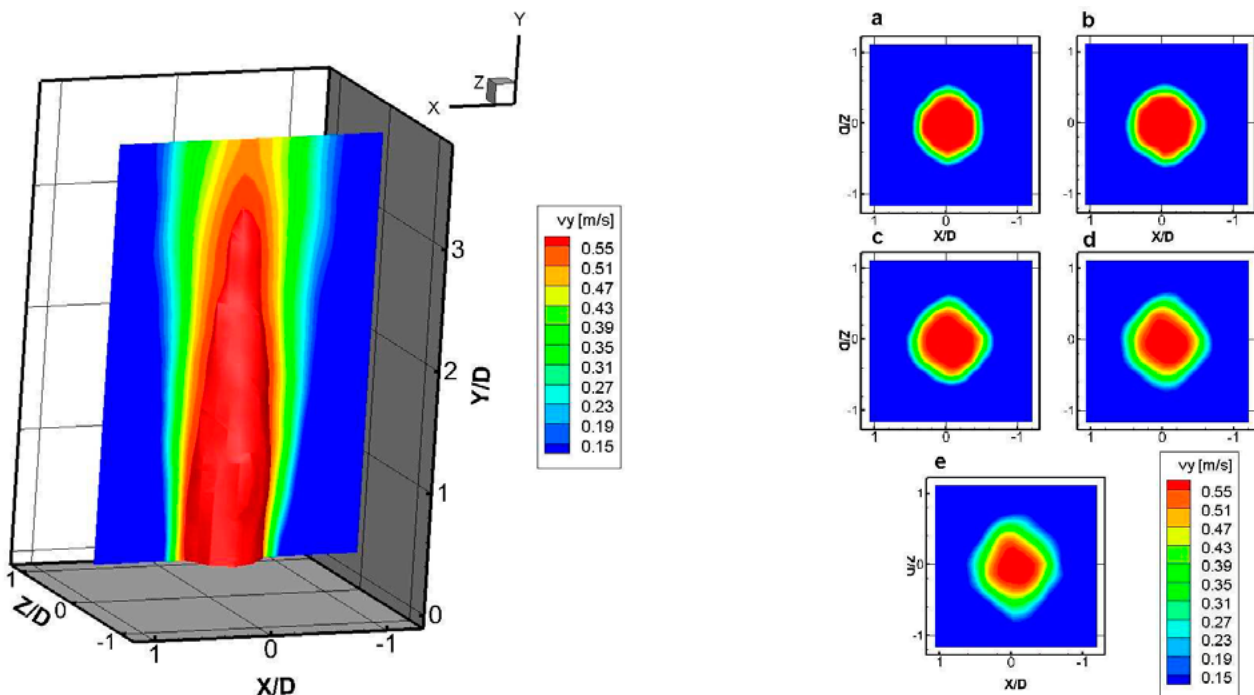
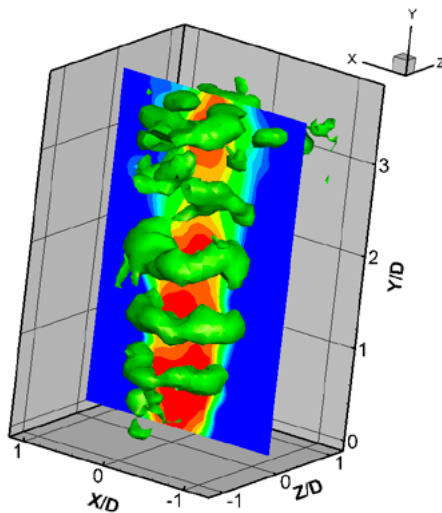


Рис. 3. Среднее поле скорости ($Re = 10\,000$), распределение продольной компоненты скорости (слева). Среднее поле скорости ($Re = 10\,000$), распределение продольной компоненты скорости в поперечном сечении на разном расстоянии от среза сопла: (a) $Y/D = 0,4$, (b) $Y/D = 0,8$, (c) $Y/D = 1,2$, (d) $Y/D = 1,6$, (e) $Y/D = 2$ скорости (справа)

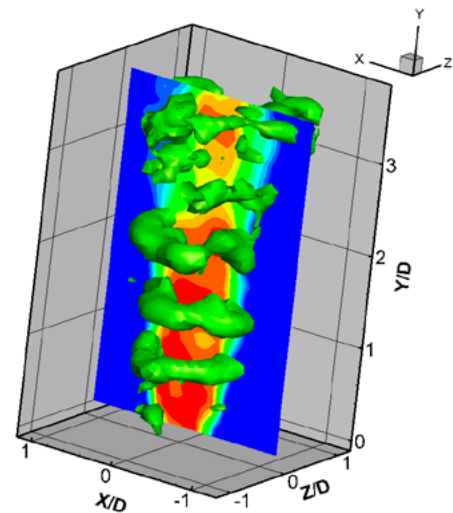
Для визуализации крупномасштабных вихревых структур использовался Q критерий [15], для расчета которого необходим полный тензор градиента скорости. На Рис. 4 представлено мгновенное поле скорости ($Re = 5000$), распределение продольной компоненты в центральном сечении струи, а также визуализация изоповерхности Q . Образование крупных вихревых структур происходит на расстоянии около одного калибра вниз по течению от среза сопла. Видно наличие нескольких когерентных структур, по форме похожих на тор.

Кроме того, на Рис. 4 представлена последовательность мгновенных полей скорости с временной задержкой 10 мс. Когерентные структуры перемещаются вдоль течения потока без особых видоизменений. Из более продолжительной цепочки (50 полей) можно наблюдать распад крупных вихревых структур на расстоянии около 3 калибров от среза сопла. Распад вихрей происходит с нарушением осевой симметрии структур, что подтверждает другие экспериментальные результаты. Также визуально была оценена частота, соответствующая когерентным структурам, которая получилась равной ≈ 9 Гц (соответствует числу Струхала $Sh = 0,5$).

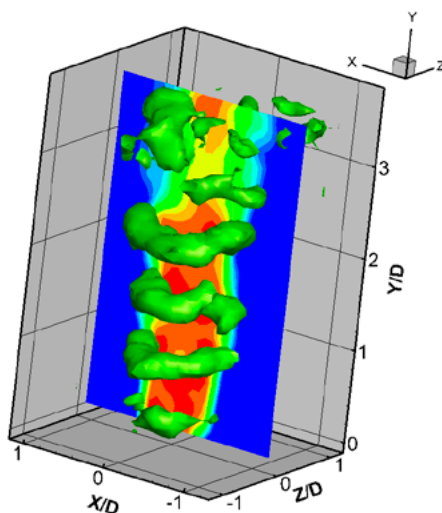
$t = 0$ мс



$t = 10$ мс



$t = 20$ мс



$t = 30$ мс

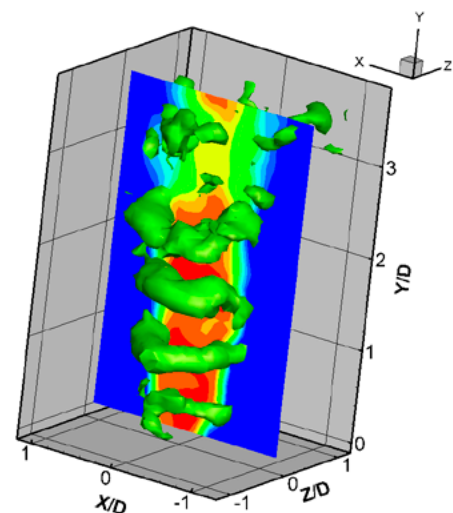


Рис. 4. Мгновенные поля скорости, распределение продольной компоненты в центральном сечении струи, изоповерхности Q , для разных моментов времени: $t = 0$ мс, $t = 10$ мс, $t = 20$ мс, $t = 30$ мс

Измерение поперечных компонент скорости происходит с меньшей точностью. Значения скоростей на порядок меньше, соответственно величина смещения трассеров в этом направлении небольшая. На распределениях поперечных компонент скорости можно наблюдать характерную для струйного течения картину. Жидкость снаружи струи вовлекается в течение, соответственно скорость за пределами течения направлена к струе. В самом течении, жидкость движется от оси симметрии, поскольку струя расширяется.

На Рис. 5 представлено сравнение результатов Томо PIV и Stereo-PIV данных, на примере продольной компоненты скорости на расстояниях от сопла $Y/D = 2$. Сравнение проведено с данными, полученными с применением методик Stereo-PIV [16]. Расхождение результатов методик наблюдается в области сдвигового слоя (область больших градиентов скоростей), поскольку метод Stereo-PIV имеет более высокое пространственное разрешение и точность измерения.

Кроме того на Рис. 5 представлено распределение пульсаций продольной компоненты скорости ($Re = 10\,000$). Рост неустойчивостей в сдвиговом слое приводит к образованию вихревых структур, что отражается на распределении кинетической энергии турбулентности в течении. Полученные распределения пульсаций скорости не являются гладкими, поскольку осреднение производилось по небольшому числу мгновенных реализаций (200 штук). Наблюдается переоценка пульсаций, которая связана с меньшей точностью метода TR Томо-PIV.

3.1. Щелевая струя

Рис. 6 показывает сложную 3D картину поля мгновенной скорости. В потоке присутствуют крупномасштабные квази-двумерные вихревые структуры, которые формируют в слоях смешения когерентные потоки, проходящие через канал. Кроме того, на Рис. 6 показаны потоки в распределении нормальной к стенке компоненты мгновенной скорости. Видно, что потоки через канал коррелируют с крупномасштабными вихревыми структурами, которые показаны векторным полем скорости.

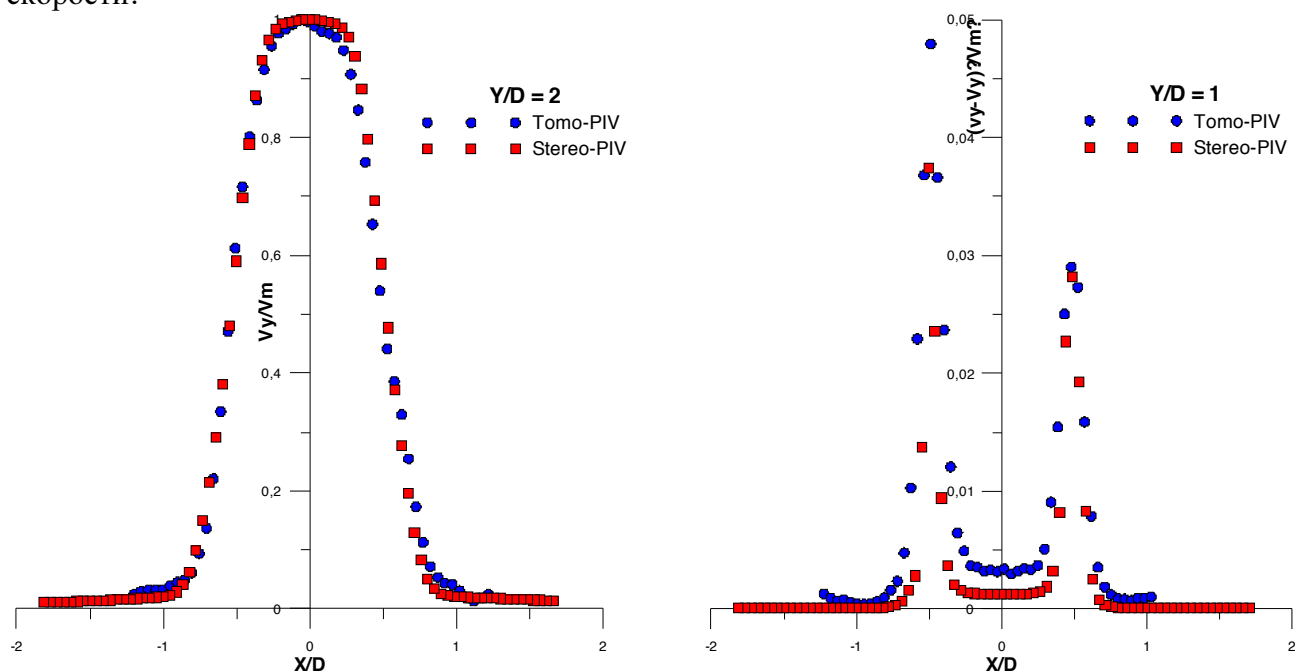


Рис. 5. Сравнение профилей продольной компоненты скорости на расстоянии от сопла $Y/D = 2$ (слева). Сравнение пульсаций продольной компоненты скорости на расстоянии $Y/D = 1$ (справа)

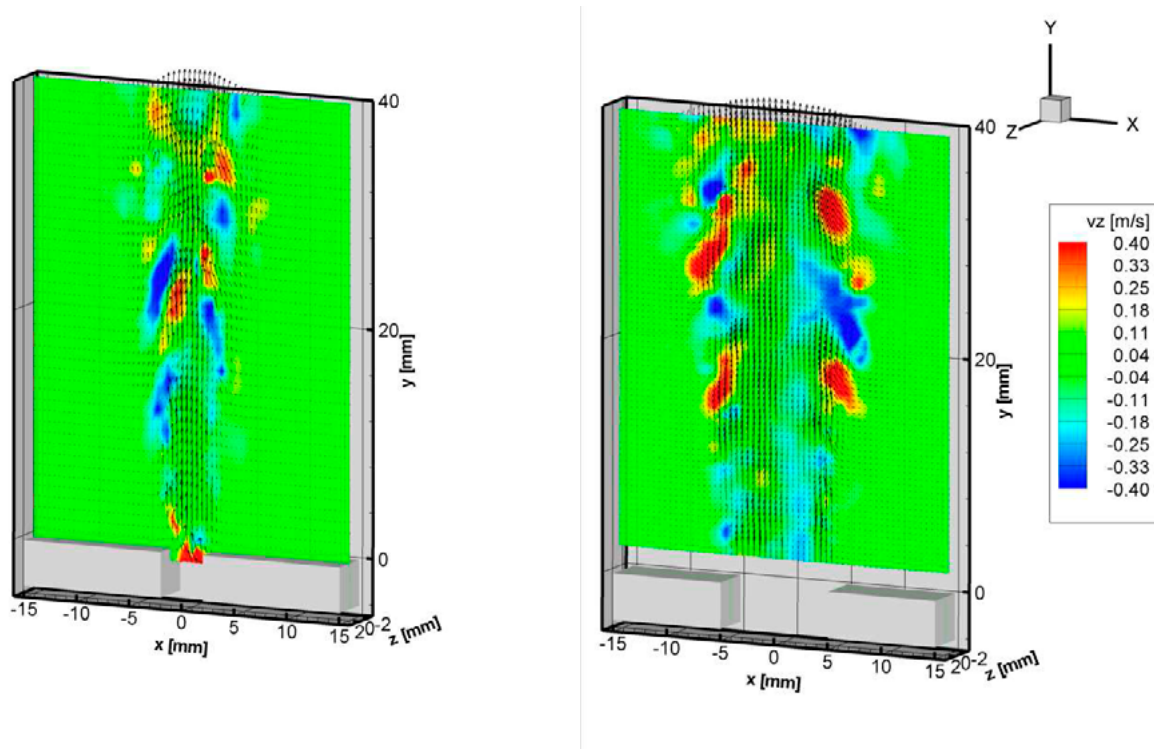


Рис. 6. Распределение мгновенной z -компоненты скорости и векторное поле скорости в центральной плоскости струи при $z = 0$. Скалярное поле частично прозрачное и векторы с отрицательной v_z слегка затенены. Левый и правый рисунок соответствуют квадратному и прямоугольному соплу

На Рис. 7 представлены результаты визуализации для прямоугольного сопла. На изображениях в левой колонке цвет соответствует двум значениям завихренности продольных вихрей по отношению к направлению потока, положительному и отрицательному. Справа показана вихревая составляющая движения в плоскости. Как видно, струя имеет выраженное ядро и множество мелких когерентных структур вблизи центра потока. В последующих зонах, центральное ядро потока раздробляется и прецессирует, в то время как вихри распространяются практически на весь объем.

На Рис. 8 показаны два последовательных поля скорости с интервалом 4 мс между ними цвет изоповерхностей те же характеристики что и на Рис. 7. На полях скорости присутствуют одновременно и дорожка из крупномасштабных квази-двумерных вихрей и огибающие их продольные трехмерные вихревые нити. При этом основным механизмом формирования квази-2D крупномасштабных вихревых структур является развитие синусоидальной неустойчивости в струе.

Временные спектры флуктуаций скорости для каждой из трех компонент скорости представлены на Рис. 9. Временные спектры для x , y и z , компонент скорости характерны для двумерной турбулентности. Получено доминирование низкочастотных флуктуаций скорости на несколько десятков герц.

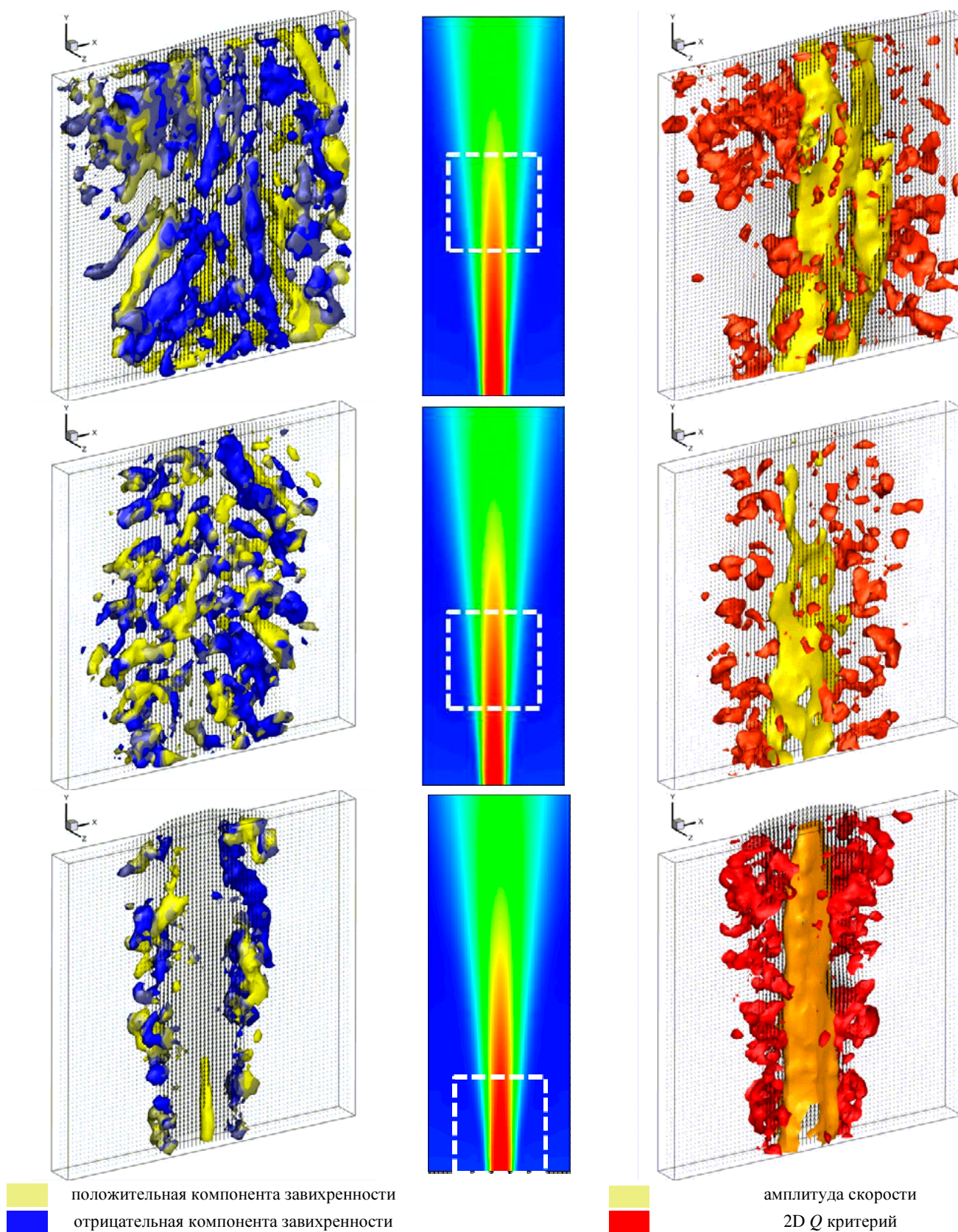


Рис. 7. Вихревые структуры потока в разных областях измерения. Показаны изоповерхности 3D Q критерия (слева), 2D Q критерия (справа) для прямоугольного сопла $d/h = 2,5$

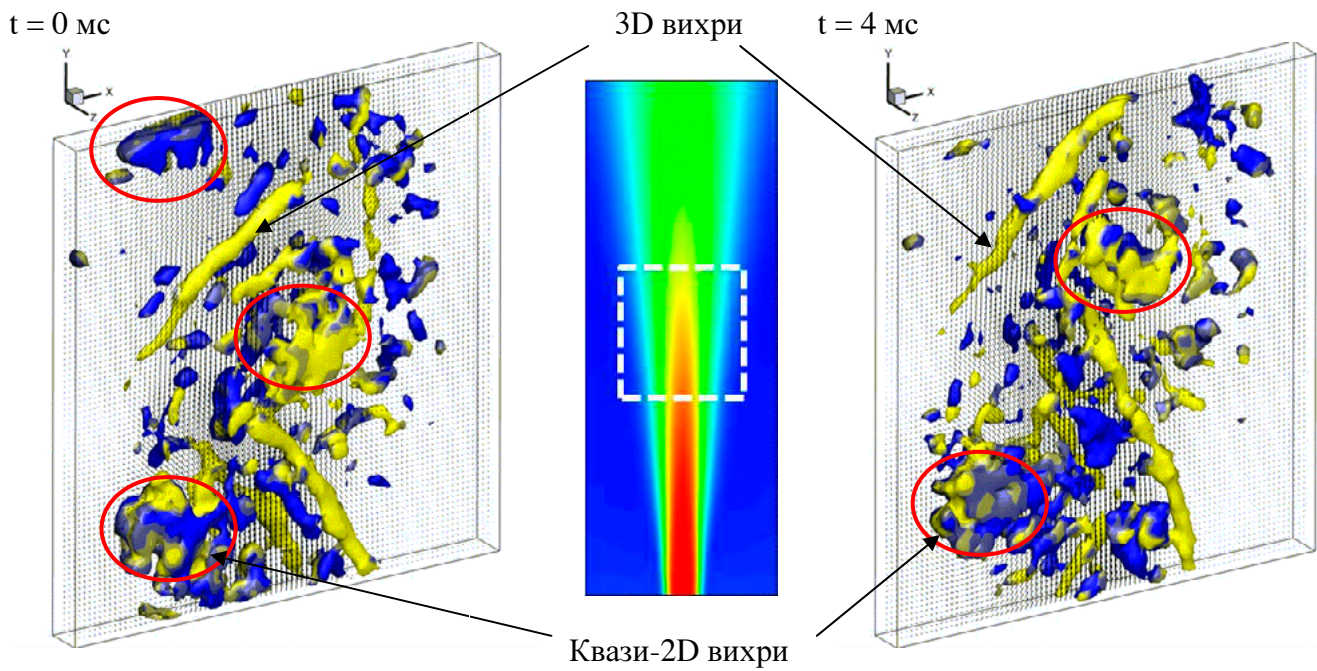


Рис. 8. Распределение положительной и отрицательной продольной завихренности в последовательные моменты времени с интервалом 4 мс в дальней области струи для квадратного сопла $d/h = 1$.

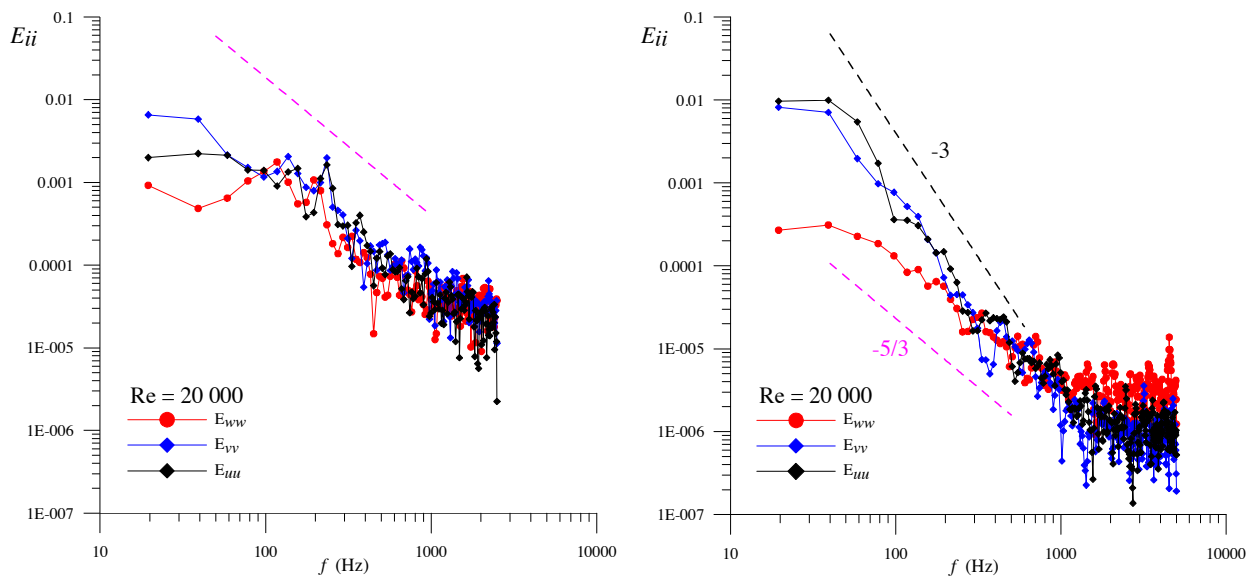


Рис. 9. Временные спектры флуктуаций скорости в сдвиговом слое в центральной плоскости ($z = 0$) для первой (слева) и третьего (справа) зоны от края сопла

4. Заключение

Томографическая PIV система с высокой частотой съемки использована для исследования пространственно-временной структуры турбулентных струйных течений на примере двух различных типов течений.

В первой части работы проведено экспериментальное исследование турбулентной ($Re = 5\,000 \div 10\,000$) затопленной осесимметричной струи с частотой измерения 1 и 2 кГц. Соответствующие частоты Найквиста, определяемые пространственным разрешением прибора, были 200 и 400 Гц. Получены распределения скорости в объеме $40 \times 60 \times 40$ мм ($2,5D \times 4D \times 2,5D$) с соответствующим количеством векторов $60 \times 92 \times 60$. Проведено сравнение осредненных результатов с результатами измерения других методик (Stereo-PIV). Расхождение результатов методик наблюдается в области слоя смещения (большие градиенты скорости), что обусловлено меньшей точностью и пространственным разрешением Томографического метода. С помощью визуализации поверхности критерия Q , примененного к мгновенным распределениям скорости, удалось визуализировать крупномасштабные вихревые структуры, в виде отдельных замкнутых тороидальных вихрей. Также показана их эволюция и определена соответствующая частота следования.

Во втором эксперименте проводилось исследование турбулентной струи в щелевом канале, для числа Рейнольдса 20 000 и двух различных прямоугольных сопел с квадратным и прямоугольным сечением. Частота регистрации составляла 10 кГц при частоте Найквиста определяемой ограничением пространственного разрешения измерительной системы в 4 кГц.

Трехмерные мгновенные поля скоростей и Q -критерий распределения значений показали, что в слое смещения струи (пограничный слой) формируются когерентные структуры Кельвина-Гельмгольца. Эти структуры находятся под влиянием поперечного и продольного градиента скорости. Они образуют квази-продольные вихри в результате взаимодействия друг с другом.

Продольные вихри, образованные когерентными вихревыми структурами Кельвина-Гельмгольца имеют также высокую степень согласованности, что было на распределениях нормальной компоненты скорости. Продольные вихри дают вклад в формирование вторичных течений. Область существования и влияния вторичных потоков заканчивается там, где квази-продольные вихри распадаются и формируются крупномасштабные квази-двумерные вихри и далее развиваются. Основной механизм формирования квази-2D крупномасштабных вихревых структур является развитие синусоидальной неустойчивости в струе. С ростом линейного размера квази-2D турбулентных вихревых структур, спектр кинетической энергии сдвигается в область больших мод. Основной вклад в усиление данных мод вносит составляющая скорости параллельная стенке.

5. Благодарности

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (№13-08-01356, №14-08-31504 мол-а), а так же и междисциплинарного интеграционного проекта СО РАН №14 “Обратные задачи и их приложения: теория, алгоритмы, программы”.

Список литературы

- 1 Wygnanski I., Fiedler H. Some measurements in the self-preserving jet. *J. Fluid Mech.*, vol. 38, pp. 577-612, 1969.
- 2 Panchapakesan N.R., Lumley J.L. Turbulence measurements in jets of air and helium. Part1. Air jet. *J. Fluid Mech.*, vol. 246, pp. 197-223, 1993.
- 3 Бильский А.В. Гидродинамическая структура осесимметричной импактной струи: Дис. ... канд. наук / Институт Теплофизики СО РАН. – Новосибирск, 2006. – 184 с.
- 4 Schmid J.P., Violato D., Pust O., Scarano F. Decomposition of time-resolved tomographic PIV. *Proc. 15th Int. Symp. on applications of laser techniques to fluid mechanics*, Lisbon, Portugal, 05-08 July, 2010.
- 5 Violato D., Scarano F. Three-dimensional evolution of flow structures in transitional circular and chevron jets. *Phys. Fluids*, vol. 23 (12), 124104, 2011.
- 6 Bilsky A.V., Dulin V.M., Markovich D.M., Shestakov M.V. Turbulence measurements in a quasi-two dimensional jet in a slot channel. *Proc. of the 5th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena*, TU Munich, Germany, 27-29 August, pp. 1067-1072, 2007.
- 7 Bilsky A.V., Markovich D.M., Shestakov M.V., Tokarev M.P. Tomographic PIV and planar Time-resolved PIV measurements in a turbulent slot jet *Proc. of the 16th international symposium on applications of laser techniques to fluid mechanics*, Lisbon, 09–12 July, 2012.
- 8 Heskestad G. Hot-wire measurements in a plane turbulent jet *Trans ASME, J Appl. Mech.*, Vol. 32, pp. 721–734, 1965.
- 9 Foss J. F., Jones J. B. Secondary flow effects in a bounded rectangular jet *Trans ASME, J. Basic Eng.*, vol. 90(2), pp. 241–248, 1968.
- 10 Holdeman J. D., Foss J. F. The initiation, development and decay of the secondary flow in a bounded jet *Trans. ASME, J. Fluid Eng.*, vol. 97, pp. 342–352, 1975.
- 11 Scarano F. Tomographic PIV: principles and practice *Measurement Science and Technology.*, vol. 24, 012001, 2013.
- 12 Violato D., Ianiro A., Cardone G., Scarano F. Three-dimensional vortex dynamics and convective heat transfer in circular and chevron impinging jets *Int. J. Heat Fluid Flow.*, vol. 37, pp. 22–36, 2012.
- 13 Ianiro A., Violato D., Scarano F., Cardone G. Three dimensional features in swirling impinging jets *Proc. of the 15th International Symposium on Flow Visualization*, 25-28 June, Minsk, Belarus, 2012.
- 14 Bilsky A.V., Lozhkin V.A., Markovich D.M. and Tokarev M.P. A maximum entropy reconstruction technique for tomographic particle image velocimetry *Measurement Science and Technology.*, vol. 24, 045301, 2013.
- 15 Jeong J., Hussain F. On the identification of a vortex *J. Fluid Mech.*, vol. 285, pp.69-94, 1995.
- 16 Дулин В.М. Экспериментальное исследование турбулентной структуры изотермических и реагирующих струйных течений при вариации граничных условий: Дис. ... канд. наук / Институт Теплофизики СО РАН. – Новосибирск, 2009. – 170 с.

МЕТОД SIV И ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

Михеев Н.И., Душин Н.С.

Исследовательский центр проблем энергетики КазНЦ РАН, Казань, Россия

Ключевые слова: поле скорости, дымовая визуализация, турбулентность

Аннотация

Существующие полевые оптические методы измерений не всегда применимы или доступны для исследования сложных турбулентных течений. В работе предлагается новый метод определения полей скорости, в котором решены некоторые специфические проблемы существующих методов измерений. Отличительными чертами предлагаемого метода являются анализ смещений не отдельных частиц, а турбулентных структур и нахождение векторов скорости не по пологому максимуму корреляционной функции, а по острому минимуму функции похожести. Результаты тестовых измерений и их верификация с термоанемометрическими измерениями в тех же условиях показывают, что предлагаемый метод позволяет получать данные о параметрах потока с достаточной для многих задач точностью.

Введение

На сегодняшний день наиболее распространенным методом измерения векторных полей скорости потока в механике жидкости и газа является PIV [1]. Векторное поле скорости в этом методе оценивается по смещению частиц-трассеров за промежуток времени между двумя последовательными кадрами [2, 3]. Ввиду малой отражающей способности отдельных частиц для их подсветки используются твердотельные сдвоенные импульсные лазеры. Они формируют последовательность из двух импульсов когерентного света большой мощности (более 100 мДж) с длительностью импульса порядка 8 нс, но затем им требуется около 0,07 с для накачки ламп [4]. В большинстве случаев это время превышает характерный период пульсаций скорости в нестационарных потоках. Поэтому для исследования нестационарных и быстропротекающих процессов в турбулентных течениях с использованием метода PIV требуется высокочастотный лазер большой мощности [5] или же привязка вспышек лазера к фазе нестационарного процесса [6]. Недостатками отмеченных подходов являются высокая стоимость необходимого оборудования и сложность реализации точной привязки вспышек к фазе изучаемого процесса [7]. Кроме того, в случае привязки измерений к фазе процесса невозможно получить последовательность мгновенных профилей скорости в течение одного периода колебаний.

В данной работе предлагается метод измерения векторных полей скорости потока, в котором решены отмеченные для PIV проблемы. Метод базируется на анализе смещений турбулентных структур, визуализируемых в световом ноже с использованием дыма. Поэтому для его дальнейшего обозначения предлагается аббревиатура SIV (Smoke Image Velocimetry). Получение векторов скорости основано на хорошо известном факте, что турбулентные вихревые структуры некоторое

время сохраняют свою индивидуальность и перемещаются с потоком, не претерпевая значительных изменений.

Высокая, по сравнению с PIV, отражающая способность дыма позволяет снизить требования к мощности светового ножа и использовать в исследованиях непрерывные лазеры с диодной накачкой (DPSS лазеры). Постоянная подсветка потока в совокупности с применением для съемки визуализируемого потока скоростной видеокамеры дает возможность исследовать быстропротекающие и нестационарные процессы.

1. Основы метода

Определение векторных полей скорости потока основано на измерении перемещений турбулентных структур за фиксированный промежуток времени. Для регистрации турбулентных структур используется метод дымовой визуализации. Задымление потока может выполняться, например, методом дымящейся проволоки (испарение масла) или с использованием генераторов дыма. В обоих случаях дым состоит из частиц диаметром порядка 1 мкм [8-10] и имеет плотность, близкую к плотности воздуха [11], что позволяет надежно отслеживать движение потока.

Измерения выполняются в плоскости, выделяемой световым ножом (рис.1). Динамика визуализируемого течения регистрируется цифровой видеокамерой.



Рис. 1. Экспериментальная установка для измерения поля скорости в канале

Обработка последовательности кадров позволяет определить наиболее вероятные смещения фрагментов изображений в период между двумя последовательными кадрами. Смещения фрагментов кадров с точностью до пикселя рассчитываются с использованием алгоритма последовательного определения значения функции похожести [12]. При расчете смещений в исследуемой области потока задается расчетная сетка. Фрагменты выделяются на всех кадрах визуализации вокруг каждого узла сетки. Ввиду того, что выделяемые вокруг узлов расчетной сетки фрагменты берутся за основу для дальнейшего сопоставления, примем для них название «исходные фрагменты» (рис.2). Центр исходного фрагмента всегда привязывается к узлу расчетной сетки. Чтобы ускорить нахождение наиболее вероятных смещений исходных фрагментов, для каждого узла сетки задается область поиска, ограничивающая дистанцию между центром исходного фрагмента и цен-

трами сопоставляемых с ним смещенных фрагментов. Область поиска относительно узла расчетной сетки задается произвольно.

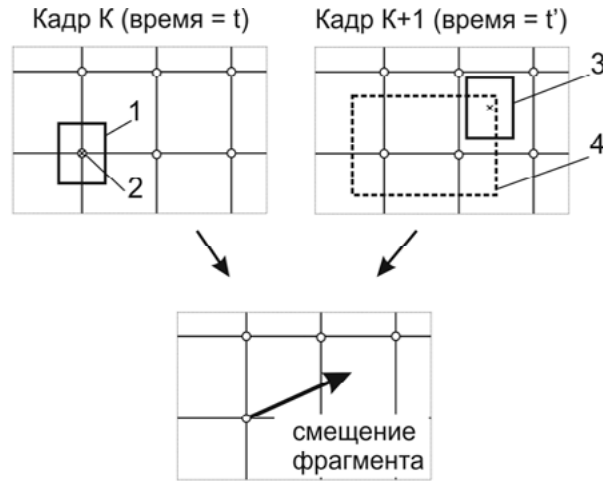


Рис. 2. Схема определения смещения произвольного исходного фрагмента в момент времени t . 1 – исходный фрагмент; 2 – узел расчетной сетки; 3 – фрагмент, наиболее похожий на исходный; 4 – область поиска

Для надежной идентификации фрагментов изображений, наиболее похожих на исходные фрагменты, необходимо выполнить два условия:

1) распределение яркости пикселей в исходных фрагментах должно быть неоднородным. Степень неоднородности распределения яркости пикселей вычисляется по формуле:

$$\sigma_I = \sum_{i=1}^{N_x} \sum_{j=1}^{N_y} \sqrt{\frac{(I_{i,j} - \bar{I})^2}{N_x N_y}}, \quad (1)$$

где $I_{i,j}$ – яркость пикселя с координатами (i, j) в градации серого, \bar{I} – средняя яркость пикселей в исследуемом фрагменте, N_x, N_y – геометрические размеры фрагмента в пикселях;

2) видеосъемка визуализационной картины должна выполняться с такой минимальной частотой, при которой турбулентные структуры с масштабом порядка размера исходного фрагмента не претерпевают значительных изменений за промежуток времени между двумя кадрами.

Мера сходства между исходным фрагментом, расположенным на кадре K (рис.2), и произвольным фрагментом с таким же контуром, находящимся на кадре $K+1$, определяется по значению функционала:

$$F_{\Delta i, \Delta j} = \frac{1}{N_x N_y} \sum_{i=1}^{N_x} \sum_{j=1}^{N_y} |I_{K,i,j} - I_{K+1,i+\Delta i, j+\Delta j}|. \quad (2)$$

$I_{K,i,j}$ в выражении (2) – яркость пикселя с координатами (i, j) в градации серого на кадре K , $I_{K+1,i+\Delta i, j+\Delta j}$ – яркость пикселя с координатами $(i+\Delta i, j+\Delta j)$ в градации серого на кадре $K+1$, $\Delta i, \Delta j$ – смещение центра фрагмента относительно узла сетки.

После исследования всех фрагментов из области поиска на кадре $K+1$ определяется фрагмент с наименьшим значением функционала F и считается, что его положение показывает наиболее вероятное смещение исходного фрагмента. Из выражения (2) видно, что если значение функционала равно нулю, то рассматриваемый на кадре $K+1$ фрагмент идентичен исходному фрагменту на кадре K , и определение смещения не составляет труда. При отличии F от нулевого значения необходимо провести уточнение смещения фрагмента с подпиксельной точностью. Для выбора метода подпиксельной интерполяции были выполнены исследования поведения функционала в окрестности его локального минимума. Результаты показали, что подпиксельную интерполяцию можно выполнять на основе аппроксимации функционала в окрестности минимума поверхностью второго порядка (конусом).

После вычисления смещений фрагментов во всех узлах сетки, для каждой пары последовательных кадров рассчитываются векторные поля скорости, описывающие движение потока за промежуток времени равный межкадровой задержке. Переход к геометрическим смещениям на натурном объекте выполняется с использованием масштабного коэффициента K_s [мм/пикс], определяемого для каждой серии измерений в отдельности.

2. Погрешность метода

Оценка погрешности предлагаемого метода выполнялась на основе результатов расчета течения по искусственной последовательности изображений. Первый кадр последовательности представлял собой часть реальной фотографии дымовой визуализации пограничного слоя турбулентного потока. Последующие кадры генерировались на основе этой фотографии таким образом, чтобы изменение яркости пикселей воспроизводило поток с профилем скорости, подчиняющимся закону $1/7$. Вид характерного для полученной последовательности изображения представлен на рис.3.

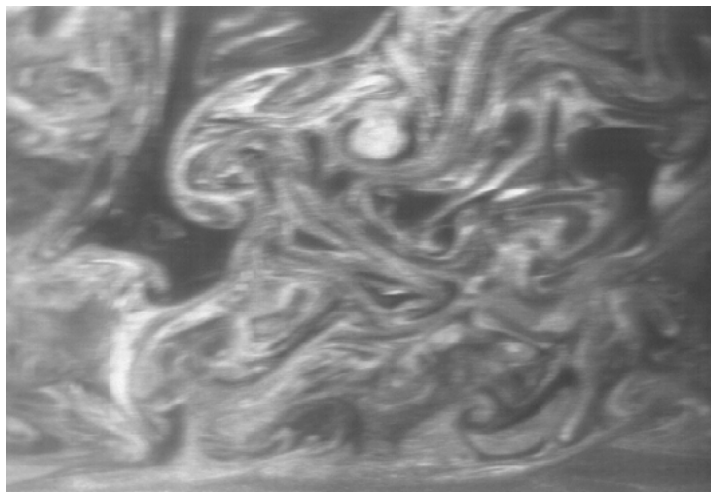


Рис. 3. Пример сгенерированного изображения для определения погрешности метода измерения

Сопоставление результатов расчета с заданным при генерации изображений профилем скорости (рис.4) показывает, что метод позволяет определять значения скорости с приемлемой для большинства инженерных и научно-исследовательских задач точностью. Относительная погреш-

ность результатов расчета на расстоянии от стенки $y/R > 0,036$ ($y/\delta > 0,1$) не превышает 1%. При приближении к стенке на меньшее расстояние значение относительной погрешности возрастает до 2,5%, что связано с увеличением градиента скорости.

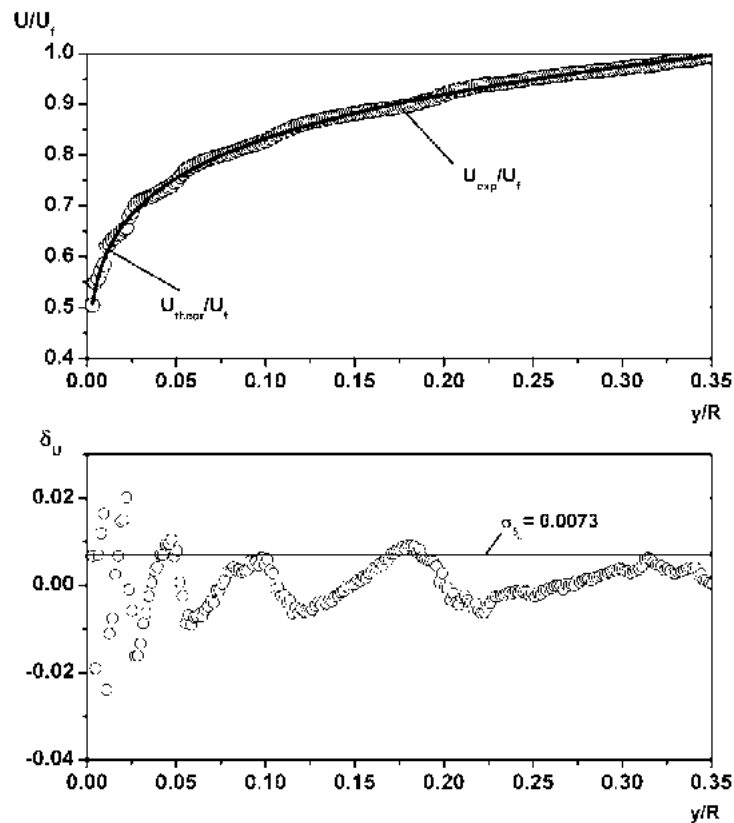


Рис. 4. Сопоставление результатов расчета с заданным при генерации изображений профилем скорости

3. Экспериментальная проверка метода

Возможность практического использования предлагаемого метода оценивалась путем сопоставления данных с результатами термоанемометрических измерений мгновенных и осредненных по времени значений скорости, которая изменялась по закону, близкому к гармоническому (наложенная гидродинамическая нестационарность).

Экспериментальные исследования были выполнены с использованием следующего оборудования и расходных материалов: DPSS лазер KLM-532\h-5000, скоростная видеокамера Fastec HiSpec 2G Mono, генератор дыма Safex F2010 Plus, жидкость для генератора дыма Jem Pro Smoke Super, термоанемометр DISA 55M01 с температурным компенсатором DISA 55M14, одноточечный термоанемометрический датчик с нитью диаметром 6 мкм, аналого-цифровой преобразователь L-card L-791.

Измерения выполнялись на оси канала квадратного сечения (50x50 мм) на расстоянии 1 м от входа отдельно термоанемометром и предлагаемым методом при двух значениях скорости (8,5 и 14 м/с) и трех значениях частоты наложенных пульсаций скорости (36, 123 и 174 Гц). Схема экс-

периментальной установки представлена на рис. 5. Нестационарность потока создавалась пульсатором [13] за счет перекрытия выходного сечения канала вращающейся заслонкой.

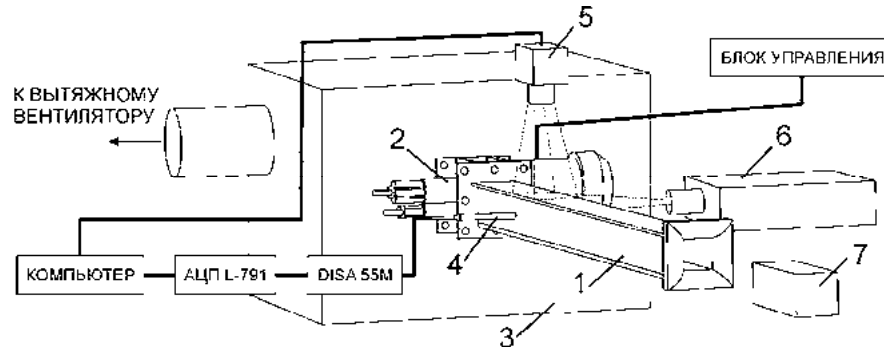


Рис. 5. Схема экспериментальной установки. 1 – рабочий участок; 2 – пульсатор; 3 – ресивер; 4 – термоанемометрический датчик; 5 – скоростная видеокамера; 6 – непрерывный лазер; 7 – генератор дыма.

Перед началом обработки полученных картин визуализации течений была выполнена фильтрация изображений с целью отсеивания шумов и статичных объектов и определен масштабный коэффициент $K_s=0,1286$ мм/пикс. Размер исходного фрагмента в измерениях составлял 100×50 пикселей ($12,86 \times 6,43$ мм).

Результаты сопоставления полученных данных демонстрируют, что предлагаемый метод хорошо отслеживает изменение мгновенных значений скорости по времени (рис. 6) и позволяет с достаточно высокой точностью определять амплитудно-частотные характеристики нестационарных процессов (рис. 7), при условии, что частота съемки не менее чем в 10 – 15 раз превышает частоту исследуемого процесса.

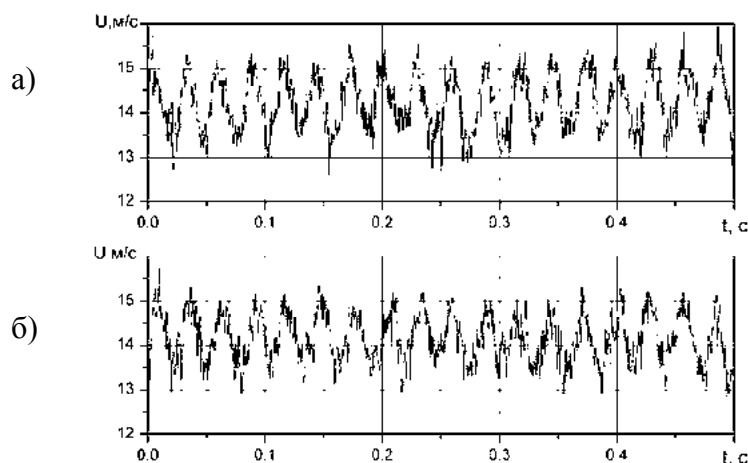


Рис. 6. Осциллограммы скорости: а – SIV, б – термоанемометр.

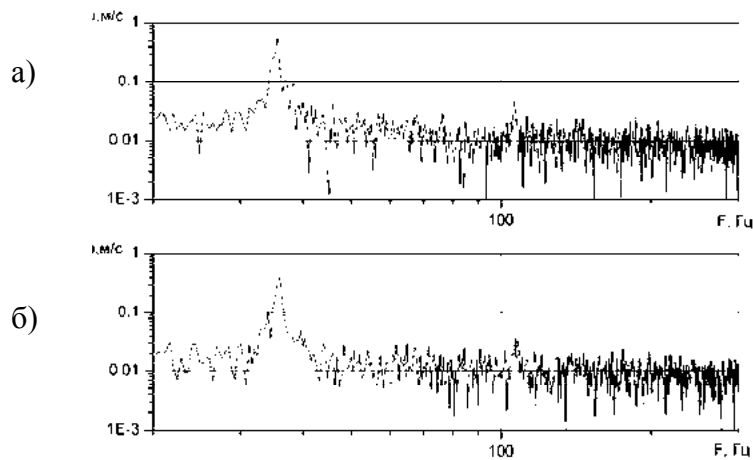


Рис. 7. Спектры продольной компоненты скорости потока ($U=14$ м/с, $F=36$ Гц). а – SIV, б – термоанемометр.

Анализ статистических характеристик полученных данных показывает, что отклонение в определении среднерасходной скорости потока предлагаемым методом в сравнении с термоанемометром не превышает 1%. При определении величины среднеквадратичного отклонения пульсаций скорости в проведенном эксперименте были получены погрешности до 2,3%. Отметим, что значение погрешности определения среднеквадратичных отклонений пульсаций скорости существенно зависит от геометрического размера пикселя. При уменьшении геометрического размера пикселя точность определения значений турбулентных пульсаций скорости пропорционально увеличивается. На сегодняшний день технически возможно уменьшить размер пикселя, а, следовательно, и погрешность измерений, в 3 раза, по сравнению с полученными результатами измерений.

Заключение

Представленный метод оценки параметров потока позволяет получать мгновенные поля скорости и статистические характеристики потока с приемлемой для многих задач точностью. Метод пригоден для анализа нестационарных и отрывных течений. При исследовании нестационарных течений примененные в методе подходы позволяют существенно снизить стоимость необходимого экспериментального оборудования.

Список литературы

- 1 Westerweel J., Elsinga G., Adrian R. Particle Image Velocimetry for Complex and Turbulent Flows // Annual Review of Fluid Mechanics. – 2013. – Vol.45. – P. 409–436.
- 2 Raffel M., Willert C., Kompenhans J. Particle Image Velocimetry. A Practical Guide. – Springer, 1998. – 448 p.
- 3 Alekseenko S.V., Bilsky A.V., Markovich D.M. Application of the Method of Particle Image Velocimetry for Analyzing Turbulent Flows with a Periodic Component // Instruments and Experimental Techniques. – 2004. – Vol.47, No. 5. – P. 703–710.

- 4 Double-pulse Nd:YAG systems. Multipulse Systems Brochure. Specifications – Green laser systems // Электронный ресурс. – <http://www.quantel-laser.com/products/item/142.html>.
- 5 Boiko A., Dovgal A., Hein S., Henning A. Particle image velocimetry of a low-Reynolds-number separation bubble // Exp. Fluids. – 2010. DOI 10.1007/s00348-010-0887-z (published online).
- 6 Mao X., Yu Z., Jaworski A.J. and Marx D. PIV studies of coherent structures generated at the end of a stack of parallel plates in a standing wave acoustic field // Exp. Fluids. – 2008. – Vol.45. – P. 833–846.
- 7 Душин Н.С., Михеев А.Н., Михеев Н.И., Молочников В.М. Экспериментальная установка для исследования пульсирующих турбулентных течений // Приборы и техника эксперимента. – 2014. – №4. – С. 120–124.
- 8 "SAFEX" Fog Generators // Электронный ресурс. – <https://www.dantecdynamics.com/safex-fog-generators>.
- 9 Pro Smoke Super // Электронный ресурс. – [http://martin.com/en-US/Support/Product-details/Pro-Smoke-Super-\(ZR-mix\)](http://martin.com/en-US/Support/Product-details/Pro-Smoke-Super-(ZR-mix)).
- 10 Melling A. Tracer particles and seeding for particle image velocimetry // Measurement Science and Technology. – 1997. – Vol.8. – P. 1406–1416.
- 11 Report. Assessment of Toxicity of Smoke Produced from ZR Fog Liquid // Trident Consultants Limited. J2962. – 1997. – 15 pp.
- 12 Barnea D., Silverman H. A Class of Algorithms for Fast Image Registration // J. IEEE. – 1972. – C-21, 2. – P. 179–186
- 13 Schröder A., Schanz D., Geisler R., Willert C., Michaelis D. Dual-Volume and Four-Pulse Tomo PIV using polarized laser light // Conference paper of 10th International Symposium on Particle Image Velocimetry – PIV13.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ IPI И PIV ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ГАЗОКАПЕЛЬНОЙ СТРУИ

Ложкин Ю.А.^{1,2}, Запрягаев И.А.^{1,2}, Маркович Д.М.^{1,2}

¹ Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения РАН (Новосибирск)

² Новосибирский государственный университет (Новосибирск)

e-mail: lozhkin@itp.nsc.ru

Ключевые слова: газокапельная полидисперсная струя, турбулентность, IPI, PIV, PTV

Аннотация

В работе представлены результаты исследования структуры воздушной струи с добавлением полидисперсных капель, истекающей из профилированного сопла, обеспечивающего заданный профиль скорости на выходе. Анализируются скорости движения и пространственное распределение капель различного размера. Варьируются число Рейнольдса газового потока и степень закрутки, концентрация частиц. Используются методы IPI/PTV для измерения размеров и скоростей капель и PIV для измерения скорости газа. Также рассматриваются особенности реализации данных методов применительно к решению описанной задачи.

1. Введение

Двухфазные струи широко применяются в различных технических приложениях, среди примеров течения в камерах сгорания реактивных двигателей, топках котлов, испарителях и т.д. Исследование распространения и межфазного взаимодействия распыленных капель в струе газа сопровождается большим количеством сложных явлений: межфазным динамическим и тепловым взаимодействием, изменением размера капель, дополнительным притоком массы пара при их испарении и изменением турбулентности несущей среды. Исследованию аэромеханики и теплопереноса в таких течениях посвящено большое число исследований, подробные обзоры приведены в работах [1–3]. К настоящему времени в литературе представлены многочисленные экспериментальные и численные работы по исследованию распространения частиц, модификации турбулентности газа при добавлении дисперсной фазы и испарения капель, например, [4–18].

В работах [7, 8] были выполнены измерения нисходящей изотермической струи с большой массовой концентрацией капель ($ML1 = 0,12, 0,4$ и $0,73$). В качестве капель был использован растворитель со свойствами, близкими к бензиновому топливу. Размер полидисперсных частиц варьировался в диапазоне $d1 = 1–100$ мкм. Эксперименты проводились с использованием методов Phase Doppler Anemometer (PDA; измерение осредненной, пульсационной скоростей капель и их размера и корреляции между скоростями газа и капель) и Planar Laser Induced Fluorescence (PLIF; измерение концентрации частиц). Измерены осредненные и пульсационные параметры скоростей фаз, размер капель и их концентрация. Показано, что при больших массовых загрузках ($M > 0,4$)

необходимо принимать во внимание обратное влияние частиц на процессы переноса в турбулентной струе. Степень расширения двухфазной струи уменьшается с ростом концентрации капель и при $M = 0,73$ она становится более чем на 30 % уже соответствующей однофазной струи. Измерения структуры восходящей газок капельной струи с испаряющимися каплями ацетона при небольших величинах массовой концентрации ($M = 0,02–0,05$) и среднего зауэровского диаметра ($d_{32} = 14–24$ мкм) выполнялись в работе [9]. Эксперименты проводились с использованием PDA и PLIF (измерялась концентрация капель ацетона и его пара) методов. Были измерены осредненные и пульсационные параметры скоростей фаз, размер капель ацетона, концентрация частиц и его пара.

В целом, анализ опубликованных работ показывает, что моменту накоплена обширная информация по динамике двухфазных затопленных струй с твердыми и жидкими частицами. Однако в основном исследования проведены для больших удалений от сопла струи ($x/D > 20$, где x – аксиальная координата и D – диаметр среза трубы или сопла) и на автомодельном участке струи. Основной целью настоящей работы было исследование параметров двухфазного полидисперсного потока на начальном участке струи. Главное внимание в исследовании уделено экспериментальному строению течения вертикальной двухфазной струи и турбулентности газовой и дисперсной фазы.

В экспериментальной части работы проведены одновременные 2D измерения осредненных и пульсационных скоростей газовой и дисперсной фаз при использовании измерительных алгоритмов (Particle Image Velocimetry/Particle Tracking Velocimetry/Interferometric Particle Imaging – PIV/PTV/IPI) разработки ИТ СО РАН. PIV использовался метод позволял получать характеристики несущей фазы, а комбинация методов PTV/IPI давала возможность определять две компоненты скорости и размер полидисперсных частиц.

2. Описание экспериментальной установки

2.1. Экспериментальный стенд

В работе использовалась измерительная система «ПОЛИС». Схема экспериментального стенда показана на рис. 1, а. Для измерения параметров потока (скорости газа и капель и их размеров) использовалась комбинация методов Particle Image Velocimetry (PIV) и Interferometric Particle Imaging (IPI). Основным преимуществом такого способа измерения является возможность одновременного измерения параметров непрерывной и дисперсной фазы в одной области пространства. Световой нож толщиной 0,7 мм, формируемый из луча импульсного Nd:YAG лазера Quantel EverGreen (2) (энергия в импульсе 70 мДж, длина волны 532 нм), освещает центральное продольное сечение струи, истекающей из сопла (1). Рассеянный каплями воды и частицами–трассерами свет регистрируется на ПЗС–камеру Imperx (4) для PIV измерений и на CCD–камеру Imperx (3) для IPI измерений, на которую установлена специальная оптика для формирования интерференционных картин от капель (разрешение камер 4870×3240 пикселей). Все оборудование монтировалось на жесткой раме из оптических балок типа X95. Для возможности проведения измерений на различных расстояниях от среза сопла сопло смещалось вдоль своей оси относительно лазера и камер. Для каждого режима течения, определяемого числом Рейнольдса и расстоянием от среза сопла, выполнялось 5000 мгновенных измерений.

Осесимметричная воздушная струя с добавлением капель воды формируется при помощи сопла 6 с поджатием, обеспечивающим ударный профиль скорости на выходе (профилированная внутренняя поверхность сопла со степенью поджатия 11 и диаметром на выходе 15 мм). Форма

сопла выбиралась согласно рекомендациям работы [8]. Основной поток воздуха подается в сопло от пневмотрассы, расход воздуха контролируется при помощи расходомера–регулятора 3. Для проведения измерений скорости газа при помощи метода PIV в воздух в качестве трассеров при помощи включенного в воздушный контур генератора аэрозоля на основе сопл Ласкина (4 на рис. 1, b) добавляются мелкодисперсные частицы водоглицеринового раствора (диаметр капель около 1 мкм) с малой массовой концентрацией. Внутри сопла установлена пневматическая форсунка 5 с подводом воздуха по периферии потока воды, которая генерирует полидисперсный аэрозоль. Воздух к форсунке для распыла жидкости подается от пневмотрассы, расход контролируется при помощи расходомера–регулятора 2, и составляет 20 % от основного потока воздуха через сопло. Дистиллированная вода подается к форсунке при помощи шприцевого насоса 1. Погрешность измерения расхода воздуха не превышает 1 %, погрешность измерения расхода воды – 5 %. В ходе измерений массовая концентрация дисперсной фазы изменялась от 3,5 до 7,5 % (расход воды поддерживался постоянным), а число Рейнольдса газовой фазы варьировалось в диапазоне 6800–14500.

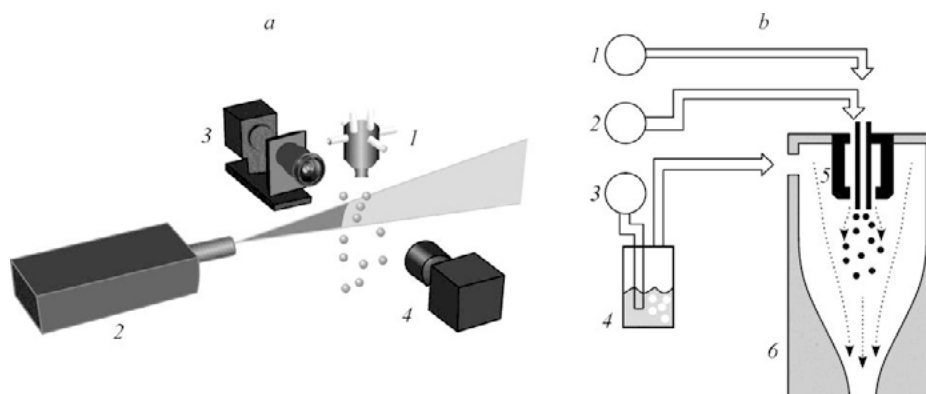


Рис. 1. Схемы экспериментального стенда (a) и соплового блока (b).
 a: 1 — сопло, 2 — лазер, 3, 4 — CCD-камеры; b: 1 — шприцевой насос, 2, 3 — расходомеры–регуляторы, 4 — генератор мелкодисперсного аэрозоля, 5 — форсунка, 6 — сопло.

Измерение скорости в методе PIV осуществляется по перемещению взвешенных в потоке частиц за известный интервал времени [19, 20]. Для этого в поток добавляются с малой массовой концентрацией частицы–трассеры малого размера. Выделенное сечение потока освещается тонким световым ножом. Для измерения одного мгновенного распределения скорости это сечение освещается двумя последовательными световыми импульсами, регистрируемыми на два кадра цифровой камеры. Далее выполняется обработка полученных пар изображений при помощи адаптивного кросскорреляционного алгоритма, на выходе которого получают значения скорости в плоскости светового ножа, расположенные на регулярной сетке. За счет подбора параметров фильтрации (фильтрация по отношению сигнал/шум) удалось исключить влияние присутствующих на PIV изображениях образов капель воды на рассчитываемые статистические характеристики. Погрешность измерений составляет 0,1 пикселя, т.е. 1 % от диапазона измеряемых скоростей (от максимальной скорости в измерительной области).

Метод IPI основан на анализе параметров интерференционной картины, формируемой отраженным и однократно преломленным сферической каплей светом [21]. Для этого, аналогично PIV измерениям, сечение потока освещается световым ножом, рассеянный каплями свет регистрируется цифровой камерой с расфокусированным объективом. Диаметр капли пропорционален частоте полос на наблюдаемой на изображении интерференционной картине от капли. В настоящей работе

применялась специальная оптика, позволяющая получить образы капель в виде тонких полос (шириной 3 пикселя и длиной 200 пикселей, см. рис. 2, b), при этом сохраняется информация о частоте интерференционных полос и повышается отношение сигнал/шум. Вычисление расстояния перемещения образов капель за заданный интервал времени позволяет получить их скорость в поперечном к оси образа капли направлении. В продольном направлении неопределенность определения перемещения слишком высока из-за большого размера образа. Диапазон измеряемых диаметров капель составляет 10–200 мкм, погрешность измерения диаметра 1,5 мкм, погрешность измерения скорости капель 5 % от диапазона измеряемых скоростей.

Так как в измерительной области одновременно с каплями воды присутствуют мелкодисперсные капли-трассеры в высокой счетной концентрации, то на IPI изображении наблюдаются в виде слабого фонового сигнала образы частиц-трассеров. Для стабильной работы алгоритма поиска образов капель и вычисления частоты интерференционных полос необходимо подавлять этот фон. Для этого из IPI изображения перед обработкой вычитался фоновый сигнал, а найденные алгоритмом образы капель фильтровались по критерию яркости. Таким образом, алгоритм работал более надежно и отсеивал зашумленные образы капель, но пропускал существенное число образов капель воды, что привело к увеличению погрешности измерений характеристик капель из-за меньшего объема статистики.

Пример пары изображений, полученных при помощи методов PIV и IPI в один момент времени, показан на рис. 2 (инвертированные фрагменты изображений). На рис. 2, a наблюдаются мелкие частицы-трассеры и капли воды в небольшой численной концентрации, на рис. 2, b видны интерференционные картины от капель воды. На рис. 3 приведены функции плотности вероятности (Probability Density Function – PDF) распределения капель по размерам в трех сечениях от среза сопла ($x/D = 1,5, 4$ и 7), измеренные при помощи метода IPI. Высота столбика гистограммы соответствует отношению количества капель данного диапазона размеров к общему количеству зарегистрированных капель. Измерения размеров проводились с осреднением по области потока размером $1 \times 1 \times 1$ мм. Отметим, что для данного эксперимента нижней границей измеряемых методом IPI размеров частиц является размер 10 мкм. Из анализа рис. 3 видно, что распределение капель по размерам на оси струи и в слое смещения при $r/D = 1$ близко к равномерному. Исключение составляет приосевая область струи на рис. 3, a и b, где в слое смещения присутствует заметно большее количество самых мелких частиц. По мере удаления от среза сопла (см. рис. 3, c) распределение для этого диапазона размеров капель становится более равномерным.

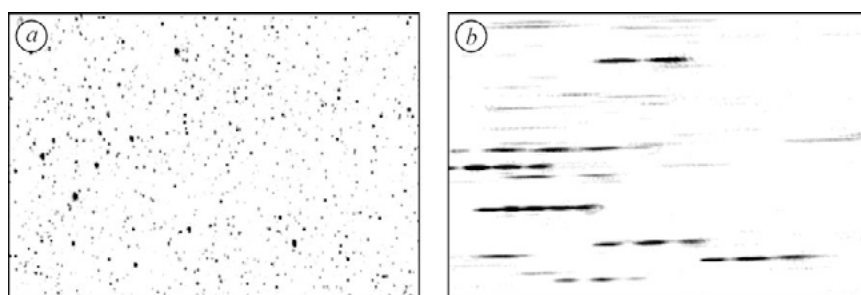


Рис. 2. Пример пары исходных изображений (яркость инвертирована), полученных при помощи метода PIV (a) и IPI (b).

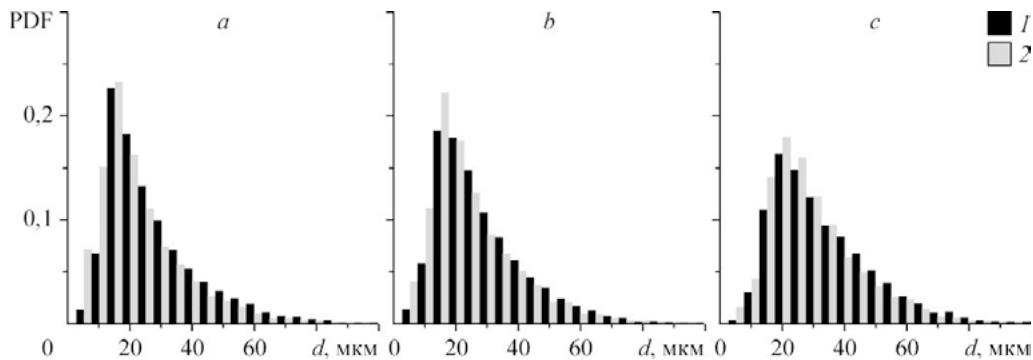


Рис. 3. Распределение капель по размерам по длине струи при $x/(2R) = 1,5$ (a), 4 (b), 7 (c). $Re = 11000$; $r/R = 0$ (1), 1 (2).

3. Результаты

3.1. Параметры несущей фазы

На рис. 4–6 приведены параметры газовой фазы (скорости и вторые статистические моменты скорости) для числа Рейнольдса $Re=11000$, вычисленному по среднерасходной скорости U_0 . Данные для $Re=6800$ и 14500 демонстрируют аналогичные тенденции, и здесь и ниже не приводятся. Профили построены в центральном сечении струи в направлении, поперечном ее оси, при удалениях от сопла $x/D=1,5$, $x/D=4$ и $x/D=7$. Видно, что профиль средней аксиальной скорости на выходе из сопла близок к равномерному (рис. 4), что обеспечивается использованием сопла с поджатием. Однако уровень пульсаций на выходе из сопла (квадратный корень из второго момента аксиальной скорости, рис. 5) достигает 7 %, тогда как подавление турбулентных пульсаций – это одна из целей применения сопла такой конструкции. Следствием этого является разрушение ядра струи уже на участке $x/D < 4$. Проведенное исследование показало, что это является результатом возмущения потока внутри сопла подаваемым через форсунку воздухом: при отключенной форсунке уровень измеренных пульсаций составил 0,5 %, что близко к минимальному значению погрешности метода PIV. Таким образом, для реализации струи с ламинарным начальным участком необходимо использовать форсунку другой конструкции. Подача воздуха через форсунку, в свою очередь, позволяет регулировать начальный уровень турбулентных пульсаций в струе. Абсолютные значения пульсаций радиальной скорости (рис. 6) на всем участке, где проводились измерения, не превышают пульсаций аксиальной скорости.

Приведенные распределения соответствуют таковым для струй аналогичной конфигурации.

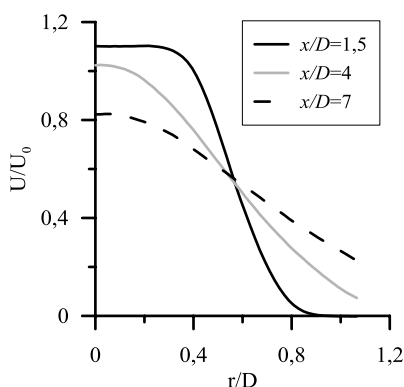


Рис. 4. Профили аксиальной компоненты скорости по сечениям струи

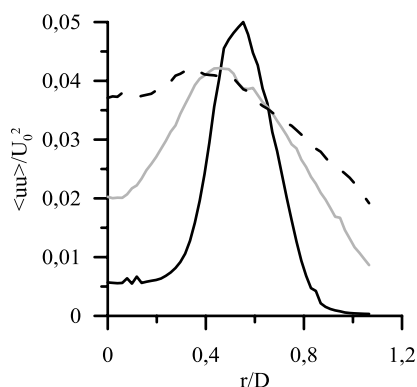


Рис. 5. Профили радиальной компоненты скорости по сечениям струи (обозначения см. рис. 4)

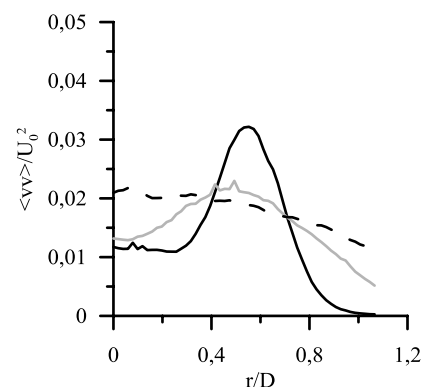


Рис. 6. Профиль второго момента радиальной скорости по сечениям струи (обозначения см. рис. 4)

3.2. Параметры дисперсной фазы

На рис. 7–13 приведены профили аксиальной компоненты скорости и пульсации аксиальной компоненты скорости каплей различных размеров для числа Рейнольдса $Re=11000$ при различных удалениях от сопла ($x/D=1,5, 4$ и 7). На графиках представлены значения средних и пульсационных скоростей каплей, из которых вычтены соответствующие значения для газовой фазы. При построении профилей было выделено несколько классов каплей по размерам: от 10 до 15 мкм, от 15 до 25 мкм, от 25 до 35 мкм и от 35 до 50 мкм. Как видно из измеренных распределений по размерам (рис. 3), первому и последнему классам соответствует наименьший объем статистики, соответственно результаты измерений для этих классов имеют самый большой шум. Кроме того, как это видно из представленных распределений, уровень шума растет с удалением от сопла, что обусловлено снижением концентрации каплей вследствие расширения струи и уменьшением числа самых мелких детектируемых каплей вследствие их испарения. Малый размер осреднения (отдельная точка на графиках получена примерно по 100 событиям) связан со сравнительно большим оптическим увеличением и, как следствие, малой концентрацией каплей на изображениях.

Отметим следующие особенности потока. На начальном участке вблизи оси струи скорость каплей меньше скорости несущей фазы (рис. 7), причем это различие растет с увеличением диаметра частиц. Такая разница обусловлена ускорением газового потока в сужающейся части сопла: инерционные частицы ускоряются медленнее газа. При расстоянии от среза сопла $x/D=4$ отстают от скорости газа лишь самые крупные капли (диаметром от 35 до 50 мкм, рис. 9), и при $x/D=7$ все капли двигаются быстрее газа (рис. 11). С точностью до погрешности измерения, все капли в этой области двигаются с близкой скоростью. Согласно проведенным оценкам, превышение каплями скорости газа также объясняется их инерционностью: частицы с запаздыванием отслеживают торможение газового потока вследствие расширения струи и ее перемешивания с окружающим воздухом. В слое смешения струи ($r/D=0,5$) картина отличается: на начальном участке частицы двигаются существенно быстрее газа (до 30 %), причем скорость увеличивается с увеличением размера. Это может быть вызвано переносом частиц в низкоскоростную область крупномасштабными вихрями. Отметим, что результатом будет более интенсивное испарение каплей на начальном участке. По мере расширения струи и уменьшения градиента скорости в слое смешения этот эффект снижается, и при $x/D=7$ различие скоростей газа и каплей в слое смешения не превышает 5 %.

При $x/D=1,5$ вблизи оси струи пульсации аксиальной скорости мелких каплей (10–25 мкм) близки к пульсациям несущей фазы, для каплей большего размера (25–50 мкм) уровень пульсаций

не менее чем в два раза выше. В сдвиговом слое ($0,4 < r/D < 0,5$) пульсации газовой фазы превышают уровень пульсаций капель. С движением вниз по потоку уровень пульсаций скорости несущей и дисперсной фаз практически уравнивается. Однако, ввиду различия средней скорости капель и газа, можно предположить, что вовлечение капель в пульсационное движение непрерывной фазы не является доминирующим механизмом генерации пульсаций дисперсной фазы. В ходе дальнейших исследований необходимо проанализировать смешанные корреляции скорости несущей и дисперсной фаз, что нецелесообразно на данном этапе вследствие высокого уровня погрешности измерения пульсаций дисперсной фазы в данном эксперименте.

На Рис. 13 показаны профили счетной концентрации капель различных размеров для различных расстояний от среза сопла. Отметим, что на начальном участке наибольшее количество капель размером от 10 до 15 мкм расположено в сдвиговом слое, а на оси наблюдается локальный минимум. Распределения капель более крупных размеров по сечению струи подобны распределению скорости (однако слабо выраженный локальный минимум концентрации на оси сопла присутствует также в распределении капель размером от 15 до 25 мкм). С движением вниз по потоку распределения капель в пространстве становятся практически идентичными вследствие интенсивных процессов перемешивания. В среднем большее количество капель размером от 10 до 25 мкм в сдвиговом слое может быть обусловлено более интенсивным переносом таких капель под действием вихревых структур вследствие их меньшей инерционности.

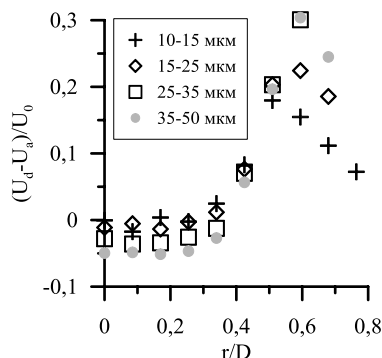


Рис. 7. Профили аксиальной компоненты скорости капель в сечении $x/D=1,5$

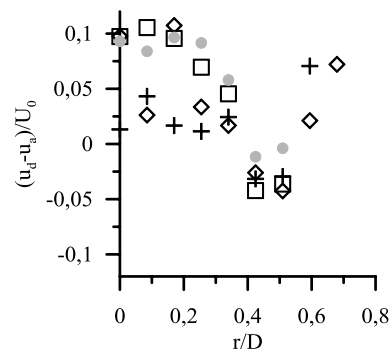


Рис. 8. Профили пульсаций аксиальной компоненты скорости капель в сечении $x/D=1,5$ (обозначения см. рис. 7)

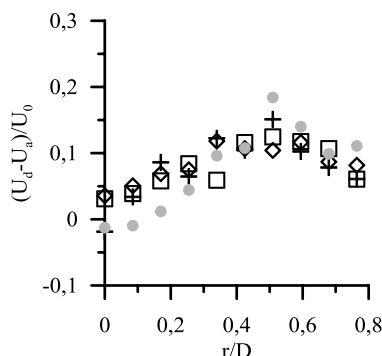


Рис. 9. Профили аксиальной компоненты скорости капель в сечении $x/D=4$ (обозначения см. рис. 7)

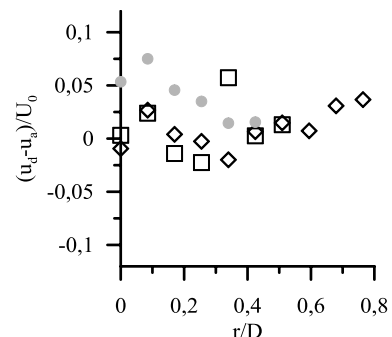


Рис. 10. Профили пульсаций аксиальной компоненты скорости капель в сечении $x/D=4$ (обозначения см. рис. 7)

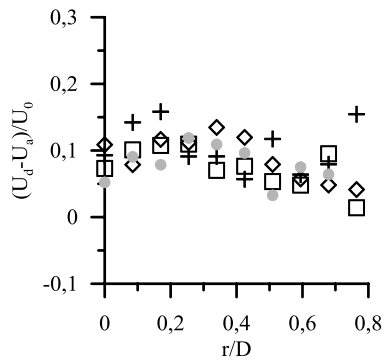


Рис. 11. Профили аксиальной компоненты скорости капель в сечении $x/D=7$ (обозначения см. рис. 7)

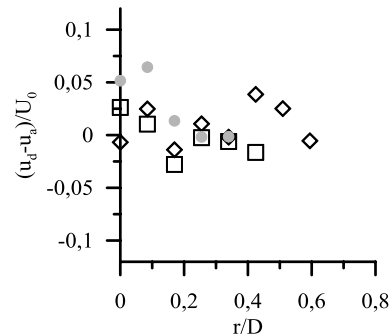


Рис. 12. Профили пульсаций аксиальной компоненты скорости капель в сечении $x/D=7$ (обозначения см. рис. 7)

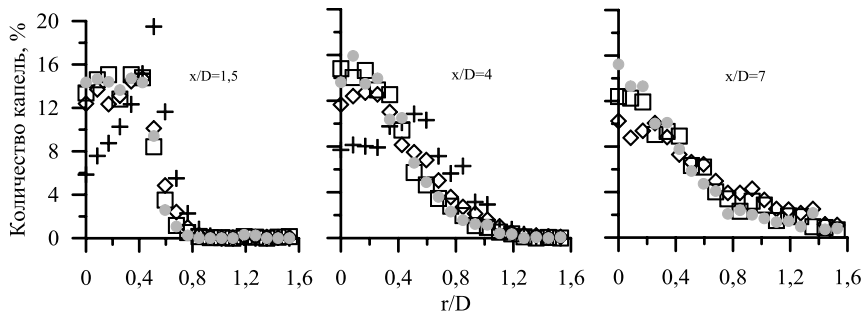


Рис. 13. Счетная концентрация капель в сечениях струи (обозначения см. рис. 7)

4. Заключение

Проведено экспериментальное исследование структуры свободной газокapельной струи. Измерения выполнены с использованием методов цифровой количественной визуализации PIV/PTV/PI.

Показана существенная неизотропность пульсаций скорости как по длине, так и по сечению газокapельной струи. Наблюдается сильная зависимость аксиальных пульсаций скоростей дисперсной фазы от ее размера вблизи среза сопла.

Работы выполнены при поддержке РФФИ (грант № 14–08–31718 мол_a).

Список литературы

- 1 Стернин Л.Е., Маслов Б.Н., Шрайбер А.А., Подвысоцкий А.М. Двухфазные моно- и полидисперсные течения газа с частицами. М.: Машиностроение, 1980. 172 с.
- 2 Абрамович Г.Н., Гиршович Т.А., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П. Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1984. 716 с.
- 3 Sirignano W.A. Fluid dynamics of sprays – 1992 freeman scholar lecture // ASME. J. Fluids Eng. 1993. Vol. 115. P. 345–378.
- 4 Зуев Ю.В., Лепешинский И.А., Советов В.А. Экспериментальное и численное исследование газокapельной полидисперсной турбулентной струи // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1986. № 5. С. 63–68.
- 5 Sommerfeld M. Analysis of isothermal and evaporating turbulent spray by phase-Doppler anemometry and numerical calculation // Int. J. Heat Fluid Flow. 1998. Vol. 19. P. 173–186.

- 6 McDonell V.G., Samuelsen G.S. An experimental data base for computational fluid dynamics non-reacting methanol sprays // ASME. J. Fluids Eng. 1995. Vol. 117. P. 145–153.
- 7 Ferrand V., Bazile R., Boree J. Measurements of concentration per size class in a dense polydispersed jet using planar laser-induced fluorescence and phase Doppler techniques // Exp. Fluids. 2001. Vol. 31. P. 597–607.
- 8 Ferrand V., Bazile R., Boree J., Sharnay G. Gas-droplets turbulent velocity correlations and two-phase interaction in an axisymmetric jet laden with partly responsive droplets // Int. J. Multiphase Flow. 2003. Vol. 29. P. 195–217.
- 9 Chen Y.-C., Starner S.H., Masri A.R. A detailed experimental investigation of well-defined, turbulent evaporating spray jets of acetone // Int. J. Multiphase Flow. 2006. Vol. 32. P. 389–412.
- 10 Terfous A., Helmaoui M., Hazzab A., Ghenaïm A. Measurement of liquid particle concentrations in a free jet flow // Chemical Eng. Processing. 2009. Vol. 48. P. 348–355.
- 11 Babinsky E., Sojka P.E. Modeling drop size distribution // Progr. Energy Combust. Sci. 2002. Vol. 28. P. 303–329.
- 12 Зуев Ю.В., Лепешинский И.А. Двухфазная многокомпонентная турбулентная струя с фазовыми переходами // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1995. № 5. С. 130–138.
- 13 Chen X.Q., Pereira J.F.C. Computation of turbulent evaporating spray with well-specified measurements: a sensitivity study on droplet properties // Int. J. Heat Mass Transfer. 1996. Vol. 39. P. 441–454.
- 14 Галицейский Б.М., Шустрова В.Ю. Двухфазные турбулентные струйные течения с фазовыми превращениями // Математическое моделирование. 2005. Т. 17, № 7. С. 79–93.
- 15 Beishuizen N.A., Naud B., Roekaerts D. Evaluation of a modified Reynolds stress model for turbulent dispersed two-phase flows including two-way coupling // Flow, Turbulence, Combust. 2007. Vol. 79. P. 321–341.
- 16 Пахомов М.А., Терехов В.И. Моделирование турбулентной двухфазной струи с испаряющимися каплями // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2009. № 3. С. 102–113.
- 17 Amani E., Nobari M.R.H. Systematic tuning of dispersion models for simulation of evaporating sprays // Int. J. Multiphase Flow. 2013. Vol. 48. P. 11–31.
- 18 Деревич И.В., Зайчик Л.И. Осаждение частиц из турбулентного потока // Изв. АН СССР. Сер. Механика жидкости и газа. 1988. № 5. С. 96–104.
- 19 Raffel M., Willert C., Kompenhans J. Particle Image Velocimetry. Berlin: Springer, 1998. 253 с.
- 20 Токарев М.П., Маркович Д.М., Бильский А.В. Адаптивные алгоритмы обработки изображений частиц для расчета мгновенных полей скорости // Вычислительные технологии. 2007. Т. 12, № 3. С. 109–131.
- 21 Бильский А.В., Ложкин Ю.А., Маркович Д.М. Интерферометрический метод измерения диаметров капель // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 1. С. 1–13.

ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ТОРОИДАЛЬНЫХ ВИХРЕЙ ТЕНЕВЫМ ФОНОВЫМ МЕТОДОМ

Скорнякова Н.М., Поройков А.Ю., Сычев Д.Г.

Национальный исследовательский университет "МЭИ"

Ключевые слова: визуализация, теневой фоновый метод, тороидальный вихрь, распределение температуры и давления

Аннотация

Все больший интерес в настоящее время вызывает исследование тороидальных вихрей (вихревых колец). В различных областях науки и техники выявляется их наличие: эффект вихревого кольца при снижении вертолета, вихревые кольца в желудочке сердца, внутренняя структура шаровой молнии и многое другое.

Теневой фоновый метод (ТФМ) – один из относительно молодых методов диагностики оптических неоднородностей, основанный на использовании опорного и искаженного изображений структурированного фонового экрана. Наиболее распространенные области применения данного метода: аэродинамика, гидродинамика и теплообмен. Основными достоинствами данного метода являются простота реализации и практически неограниченное поле зрения.

В работе рассмотрена возможность визуализации лабораторно сгенерированного тороидального воздушного вихря теневым фоновым методом. Съемка производилась на высокоскоростную камеру модели Fastec HiSpec 1 с частотой 1000 кадров в секунду. Для повышения качества визуализации воздух внутри генератора воздушных вихрей нагревался горением ацетона до температуры около 50 °С, при комнатной температуре 23 °С. Для обработки брались два изображения: одно без наличия вихря в канале передачи, второе – в его присутствии. В результате исследований получены качественные визуализации тороидального вихря с момента его зарождения до наблюдения за потоком после его прохождения.

1. Введение

Оптические методы исследования потоков относятся к давно известным методам [1, 2], без которых были бы невозможными современные достижения в науке и технике. Классические теневые методы исследования потоков основаны на рефракции световых лучей на крупномасштабных оптических неоднородностях. В приборах, реализующих эти методы, используются различные пространственные фильтры, устанавливаемые в фокальной плоскости выходного объектива, которые выполняют аналоговую обработку оптического изображения; в качестве такого фильтра наиболее широко применяется нож Фуко. В теневых приборах используется качественная и дорогостоящая оптика, а также фотографическая регистрация теневой картины. Эти приборы являются громоздкими, сложными в юстировке и эксплуатации, поэтому они нашли применение в основном в аэро-

динамических исследованиях сверхзвуковых потоков в промышленных аэродинамических трубах [3].

Оптические методы исследования потоков, основанные на рефракции световых лучей в оптически неоднородных средах в последнее время переживают возрождение. Это обстоятельство связано с тремя причинами: высокими метрологическими характеристиками лазеров; созданием цифровых видеокамер с числом разрешаемых элементов свыше 106; появлением компьютеров четвертого поколения с тактовой частотой свыше 2 ГГц и объемом памяти больше 200 Гб.

Применение лазеров, матричных фотоприемников и персональных компьютеров позволяет получить качественно новые результаты в рефракционных методах. Лазерные пучки хорошего качества получают с помощью простых оптических систем. Высокая пространственная когерентность лазерных пучков позволила создать новые схемы градиентных рефрактометров: сканирующий [4], многоканальный [5], спекл-рефрактометр [6].

Матричные фотоприемники и компьютеры позволяют существенно упростить обработку рефракционных картин. Хотя современные ПЗС матрицы по информационной емкости существенно уступают фотопластинкам (более чем в 103 раз), однако они имеют несомненное преимущество перед ними, когда речь идет о хранении и обработке информации. С ПЗС матрицы информация вводится непосредственно в ЭВМ, где может осуществляться ее дальнейшее хранение и обработка с использованием уже разработанных компьютерных методов обработки оптических изображений [7]. Современные компьютеры позволяют обрабатывать большие массивы информации, характерные для рефракционных методов.

Для аэродинамических исследований наибольший интерес представляют три метода с кросс-корреляционной обработкой изображений: АИЧ – анемометрия по изображениям частиц (для получения 2D и 3D поля скоростей потока), ТФМ – теневой фоновый метод (для получения полей температуры и давления) и МКФИ – метод корреляции фоновых изображений (для построения полей динамических деформаций).

Метод измерения мгновенных векторных полей скоростей АИЧ в настоящее время широко используется исследователями для измерения скоростей потоков жидкости и газа. Он позволяет измерять мгновенное поле двух или трех компонент скорости бесконтактным образом, в широком диапазоне скоростей потока. Данный метод является не только измерительным, но также относится и к визуализационным методам, т.к. результаты измерений и расчетов представляют весьма наглядные и удобные для анализа картины.

В исследуемый поток засеиваются мелкие частицы – маркеры, которые в определенных пределах повторяют движение потока. Мощный импульсный (от десятков до сотен мДж в импульсе длительностью 5 – 10 нс) NdYAG лазер, как правило, двухрезонаторный (т.е. двухимпульсный), с оптической системой создания лазерной плоскости, через небольшой промежуток времени освещает поток двумя короткими импульсами. Частицы, попавшие в лазерную плоскость, ярко светятся, и их изображение регистрируется цифровой камерой с высоким пространственным и временным разрешением, кратковременные (5 – 10 нс) экспозиции которой синхронизированы с импульсами лазера.

В результате получают фотографии частиц, содержащихся в плоскости, для двух моментов времени, в виде ярких точек на темном фоне. Далее следует компьютерная обработка. Суть алгоритма обработки заключается в следующем: обе фотографии разбиваются на множество одинаковых по размеру прямоугольных областей, называемых «окна опроса». Окна опроса образуют на фотографиях прямоугольную сетку. Для каждой соответствующей пары окон опроса обеих фотографий рассчитывается функция корреляции. Положение максимума (S_{max}) этой функции в данной области (область расчета корреляционной функции называется «корреляционное поле») относительно центра корреляционного центра (C_0) дает наиболее вероятное направление и величину

смещения большинства частиц, содержащихся в окне опроса. Таким образом, каждому окну опроса в соответствие ставится вектор смещения частиц (в пикселях), который затем можно перевести в абсолютную величину скорости. Как результат получают векторное поле скоростей, которое также можно использовать для расчета других величин, таких как турбулентность (функция ротора), линии тока и т.д.

Теневой фоновый метод (ТФМ) является достаточно новым, но уже нашедшим широкое применение в различных областях. Одним из главных преимуществ ТФМ по сравнению с остальными оптическими методами диагностики потоков является простота его реализации. Данный метод позволяет измерять все параметры исследуемого потока, зависящие от градиента показателя преломления среды. Схема экспериментальной установки для ТФМ состоит из некогерентного источника света, фонового экрана, исследуемого потока, видеокамеры или фотоаппарата, компьютера и программного обеспечения. В то же время при оптимальных параметрах установки можно получить высокие разрешение и чувствительность [8]. Кроме того, к достоинствам данного метода можно отнести неограниченное поле обзора и, следовательно, неограниченный размер исследуемого объекта, значительную скорость компьютерной обработки изображения, высокую точность, быстроту вычислений и двустороннюю чувствительность.

Метод корреляции фоновых изображений (МКФИ), в англоязычной литературе Image Pattern Correlation Technique (IPCT) – это оптический метод диагностики деформации поверхности (изгибов, положения и перемещения), который основан на применении цифровых фото- и видеокамер и компьютерной обработке оптических изображений поверхности с помощью кросскорреляционных алгоритмов [7].

Принцип метода состоит в получении двух последовательных изображений специального рисунка, нанесенного на исследуемую поверхность, – фонового экрана. Одно изображение получают до деформации поверхности, а второе после. При этом эти два изображения будут отличаться друг от друга, а их отличие будет содержать информацию о произошедшей с поверхностью деформацией. Метод перспективен не только в аэродинамическом эксперименте, где искажение опорного изображения вызывается изменением показателя преломления среды, но и в прочностном эксперименте, где необходимо регистрировать непосредственно деформацию поверхности образца под нагрузкой.

На данном этапе проводилось исследование возможности применения теневого фонового метода в аэродинамическом эксперименте. В качестве тест-объекта был выбран тороидальный вихрь, создаваемый специальным генератором.

2. Особенности построения экспериментальной установки

Схема экспериментальной установки для записи картин визуализации по теневому фоновому методу представлена на рисунке 1. Она состоит из некогерентного источника света 1, фонового экрана 2, исследуемого объекта 3, видеокамеры 4, компьютера со специализированным программным обеспечением 5.

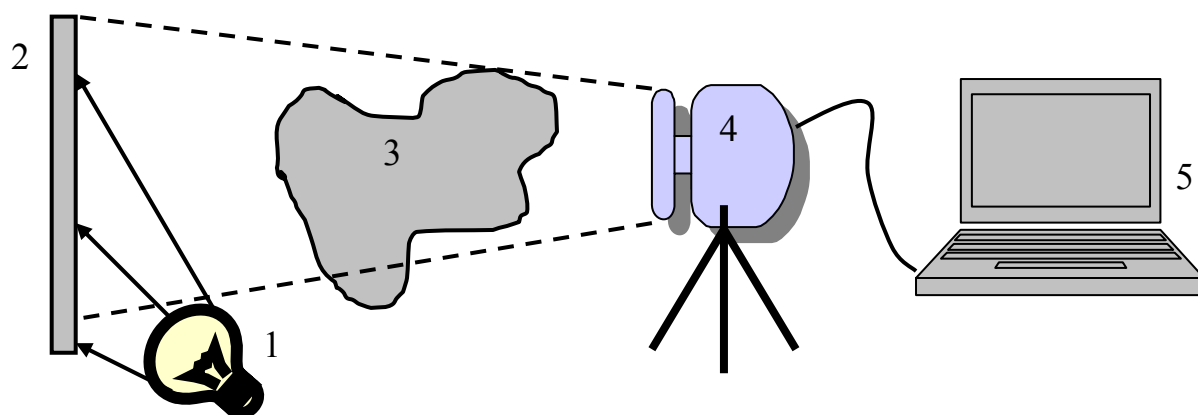


Рисунок 1 – Схема экспериментальной установки теневого фонового метода

Не смотря на простоту схемы при оптимальных параметрах установки можно получить высокие разрешение и чувствительность. Кроме того, к достоинствам данного метода можно отнести неограниченное поле обзора и, следовательно, неограниченный размер исследуемого объекта, значительную скорость компьютерной обработки изображения, высокую точность, быстроту вычислений и двустороннюю чувствительность.

Для подсветки экрана используется обыкновенная лампа накаливания или светодиодный прожектор. В качестве фонового экрана возможно применение любой некоторым образом структурированной картины, например: хаотически или регулярно расположенные точки различного размера и плотности, горизонтальные и вертикальные линии различной ширины с различными расстояниями между ними. Возможно применение как искусственных (специально смоделированных под конкретную задачу), так и натуральных экранов (стена с ярко выраженной фактурой, лес, металлическая сетка и т.п.). С помощью этого метода возможно исследование произвольной оптически прозрачной среды.

Однако характеристики фонового экрана не могут полностью определять точность результатов, получаемых с помощью теневого фонового метода. При одном и том же фоновом экране, но разных характеристиках оптической приемной системы или разных параметрах цифровой обработки, возможно получение совершенно разных результатов.

Рекомендуется использовать видеокамеры с матрицами с количеством пикселей от 1000×1000 . Это позволяет получать достаточно хорошее пространственное разрешение при не очень больших размерах области исследования. Например, если размер области исследования составляет $1 \times 1 \text{ м}^2$, то при объективе без увеличения пространственное разрешение составит 1 пиксель/мм.

3. Экспериментальные исследования

На фотографиях (рисунки 2, 3) представлена разработанная экспериментальная установка для визуализации лабораторно сгенерированных тороидальных вихрей.

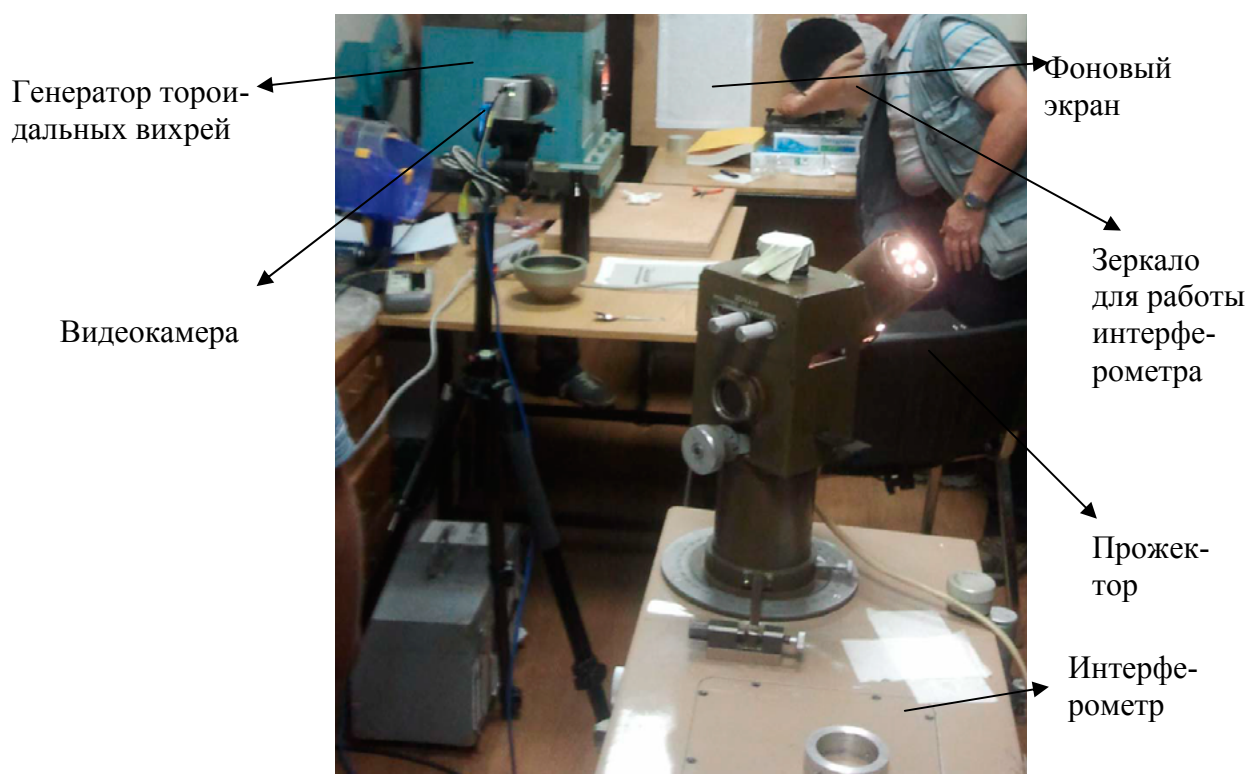


Рисунок 2 – Часть экспериментальной установки с реализацией теневого фонового метода



Рисунок 3 – Часть экспериментальной установки с реализацией интерферометра для контроля измерений

Поле зрения видеокамеры для теневого фонового метода и интерферометра находились рядом и под углом друг к другу. Регистрировался тороидальный вихрь непосредственно на выходе из генератора. Фоновый экран для теневого фонового метода и зеркало для интерферометра располагались в одной плоскости. Для получения наилучшего контраста фоновый экран дополнительно подсвечивался.

Регистрация изображений выполнялась с помощью высокоскоростной камеры модели Fastec HiSpec 1 с частотой 500 или 1000 кадров в секунду и разрешением 1280×1024 пикселя. Поле зрения составило 220×175 мм.

Для получения более выраженных картин вихрей воздух внутри генератора вихрей подогревался горением этанола перед запуском до температуры около 50°C .

Результаты, полученные с помощью данной экспериментальной установки представлены в следующем разделе.

4. Результаты экспериментальных исследований

С помощью описанной в предыдущем разделе экспериментальной установки удалось получить последовательные картины зарождения и распространения тороидального вихря в пространстве. На рисунке 4 представлены результаты обработки картин теневого фонового метода. В данном случае съемка производилась с частотой 500 кадров в секунду, то есть между соседними кадрами время 2 мс. Все время наблюдения вихря составило 28 мс, после чего он вышел из поля зрения видеокамеры.

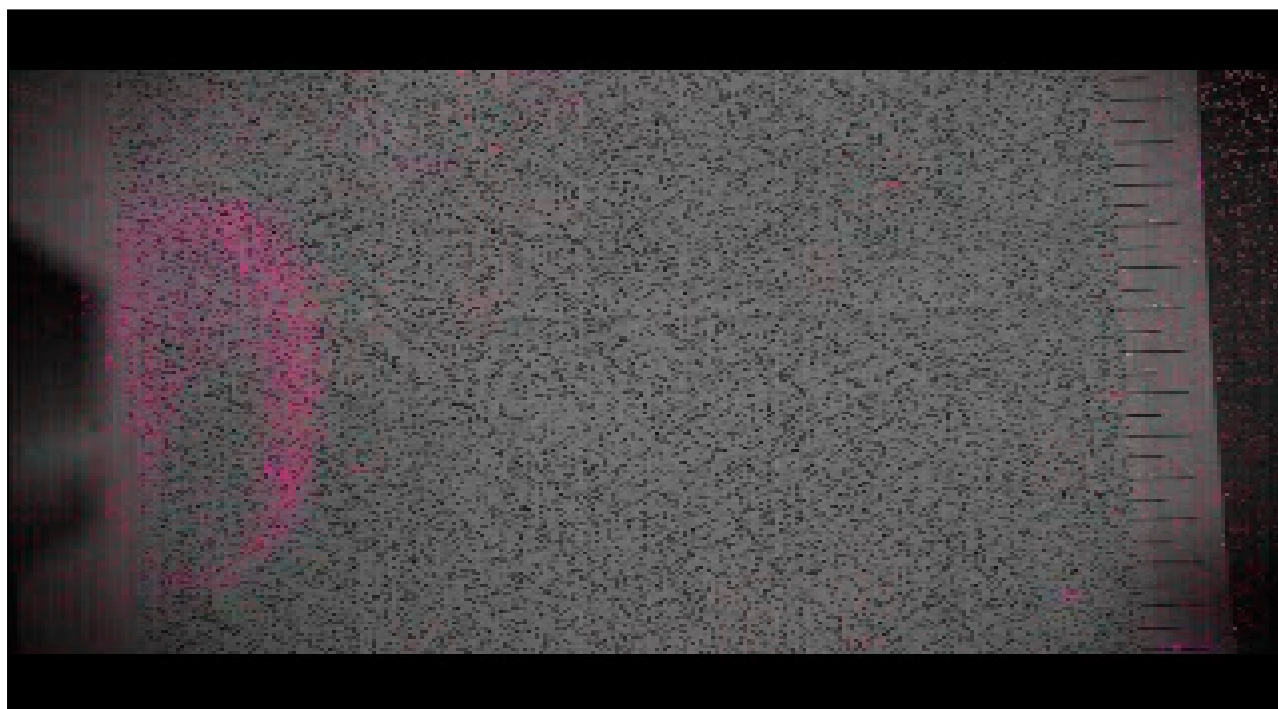


Рисунок 4 – Видеозапись распространения тороидального вихря

В представленном на рисунке 4 видеофайле видно структуру вихря. Также возможно оценить геометрические параметры вихревой структуры с помощью нормировочной линейки, расположенной в правой стороне каждого кадра. Цена деления линейки – 5 мм.

Результаты другой реализации представлены на рисунке 5. В данном случае съемка также производилась на скорости 500 кадров в секунду, время наблюдения вихря составило 32 мс. Был выбран другой способ отображения результатов, при котором фоновый экран не виден, но зато более четко отображается структура вихря. Нормировочная линейка в правой части изображения все равно отображается и позволяет определить геометрические параметры.

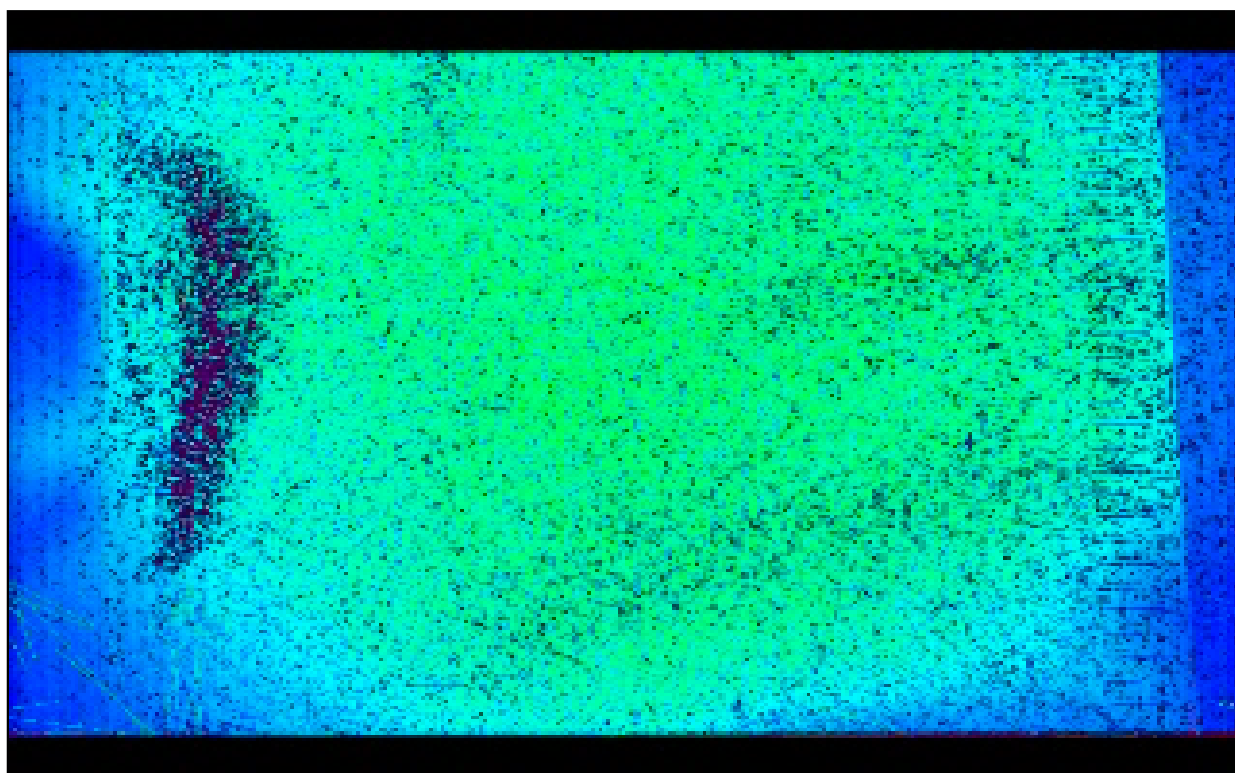


Рисунок 5 – Видеозапись распространения тороидального вихря

Сравнение с результатами, полученными с помощью интерферометра, показывает, что теневой фоновый метод достаточно надёжно визуализирует основные элементы тороидального вихря, в частности, непосредственно его внешнюю поверхность и след. С учётом того, что поле визуализации теневым фоновым методом определяется лишь полем зрения регистрирующей аппаратуры, а классические методы визуализации (теневой и интерферометрический) имеют сравнительно небольшое поле зрения (не более метра), теневой фоновый метод является весьма перспективным для использования в больших аэродинамических трубах для визуализации оптических неоднородностей течения в пределах нескольких метров при обтекании испытываемых моделей.

5. Заключение

В ходе работы выполнялось лабораторное тестирование применимости теневого фонового метода к аэродинамическим задачам. Для подтверждения результатов одновременно производилась регистрация с помощью сдвигового интерферометра. Поле зрения видеокамеры для теневого фонового метода и интерферометра находились рядом и под углом друг к другу. Регистрировался тороидальный вихрь непосредственно на выходе из генератора. Фоновый экран для теневого фонового метода и зеркало для интерферометра располагались в одной плоскости. Для получения наилучшего контраста фоновый экран дополнительно подсвечивался светодиодным прожектором.

Сравнение полученных результатов показывает, что ТФМ метод достаточно надёжно визуализирует основные элементы тороидального вихря, в частности, непосредственно его внешнюю поверхность и след. С учётом того, что поле визуализации теневым фоновым методом определяется лишь полем зрения регистрирующей аппаратуры, а классические методы визуализации (теневой и интерферометрический) имеют сравнительно небольшое поле зрения (не более метра), теневой фоновый метод является весьма перспективным для использования в больших аэродинамиче-

ских трубах для визуализации оптических неоднородностей течения в пределах нескольких метров при обтекании испытываемых моделей.

Список литературы

- 1 Ринкевичюс Б.С. Лазерная диагностика потоков / Под ред. В.А. Фабриканта. – М.: Изд-во МЭИ, 1990 – 287 с.
- 2 Settles G.S. Schlieren and shadowgraph techniques: visualizing phenomena in transparent media. – Berlin: Springer-Verlag, 2001.
- 3 Иншаков С.И. Визуализация структуры газовых потоков теневыми и интерференционными методами. // Вестник Самарского Государственного Аэрокосмического Университета им. С.П. Королёва №2 (13), 2007г., С. 108-113
- 4 Гуменник Е.В., Ринкевичюс Б.С. Использование рефракции сканируемого лазерного пучка для исследования структуры прозрачных неоднородностей // ТВТ, 1987. Т. 25. № 6. С.1191-1200.
- 5 Евтихиева О.А. Многоканальный лазерный рефрактометр для измерения нестационарных градиентов показателя преломления. Авт. дисс. канд. тех. наук. – М.: МИГАиК, 1980. 19 с.
- 6 Фомин Н.А. Спекл-интерферометрия газовых потоков / АН БССР, Ин-т тепло- и массообмена им. А. В. Лыкова. – Минск. Наука и техника. 1989. 166 с.
- 7 Kirmse T., Wagner A. Advanced Methods for In-flight Flap Gap and Wing Deformation Measurements in the Project AWIATOR // Proc. of First CEAS European Air and Space Conference. CEAS-2007-206. Berlin (Germany), 2007.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ЗАКОНОДАТЕЛЬСТВА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ В ОБЛАСТИ МЕТРОЛОГИИ

Яншин В.Н.

Заместитель директора ФГУП «ВНИИМС», г. Москва.

Вся метрологическая деятельность в Российской Федерации основывается на конституционной норме, которая устанавливает, что в федеральном ведении находятся стандарты, эталоны, метрическая система и исчисление времени.

В развитие этой конституционной нормы 26 июня 2008 г. был принят Федеральный закон Российской Федерации № 102-ФЗ «Об обеспечении единства измерений».

Основными целями упомянутого Закона являются:

- установление правовых основ обеспечения единства измерений в Российской Федерации;
- защита прав и законных интересов граждан, общества и государства от отрицательных последствий недостоверных результатов измерений;
- обеспечение потребности граждан, общества и государства в получении объективных, достоверных и сопоставимых результатов измерений, используемых в целях защиты жизни и здоровья граждан, охраны окружающей среды, животного и растительного мира, обеспечения обороны и безопасности государства, в том числе экономической безопасности;
- содействие развитию экономики Российской Федерации и научно-техническому прогрессу.

Закон регулирует отношения, возникающие при выполнении измерений, установлении и соблюдении требований к измерениям, единицам величин, эталонам единиц величин, стандартным образцам, средствам измерений, применению стандартных образцов, средств измерений, методик (методов) измерений, а также при осуществлении деятельности по обеспечению единства измерений, предусмотренной законодательством Российской Федерации об обеспечении единства измерений, в том числе при выполнении работ и оказании услуг по обеспечению единства измерений.

Закрепляя основные понятия метрологии и сохраняя основные его цели Закон на основе накопленного международного и отечественного опыта постоянно совершенствуется.

21 июля 2014 года был принят Федеральный закон Российской Федерации № 254-ФЗ «О внесении изменений в Федеральный закон «Об обеспечении единства измерений».

Изменения в первую очередь коснулись уточнения и изменения сферы государственного регулирования обеспечения единства измерений:

- в п. 4 вместо «...по обеспечению безопасности при чрезвычайных ситуациях» записано «в области гражданской обороны, защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера, обеспечения пожарной безопасности, безопасности людей на водных объектах»;
- в п. 7 исключено «... и товарообменных операций...»;

- в п. 8 к «...выполнению государственных учетных операций» добавлено «...и учете количества энергетических ресурсов»;
- в п. 9 к «оказанию услуг почтовой связи, учете объема оказанных услуг электросвязи операторами связи» добавлено «...и обеспечение целостности и устойчивости функционирования сети связи общего пользования»;
- в п. 12 к «осуществлению деятельности в области гидрометеорологии» добавлено «...мониторинга состояния и загрязнения окружающей среды»;
- в п. 13 к «проведению банковских, налоговых, таможенных операций» добавлено «...и таможенного контроля»;
- п. 14 изложен в новой редакции «выполнении работ по оценке соответствия продукции и иных объектов в соответствии с законодательством Российской Федерации о техническом регулировании»;
- добавлен п. 19 «обеспечении безопасности дорожного движения».

При этом уточнено, что сфера государственного регулирования обеспечения единства измерений распространяется на измерения, к которым установлены не любые требования, а только обязательные метрологические требования.

Существенные изменения внесены в Статью 2 Основные понятия.

Дано новое понятие метрологической службы: «Метрологическая служба — юридическое лицо, подразделение юридического лица или объединение юридических лиц, либо работник (работники) юридического лица, либо индивидуальный предприниматель, либо подведомственная организация федерального органа исполнительной власти, его подразделение или должностное лицо, выполняющие работы и (или) оказывающие услуги по обеспечению единства измерений и действующие на основании положения о метрологической службе».

Впервые введены новые понятия — первичная референтная методика (метод) измерений, референтная методика (метод) измерений и шкала величины (шкала измерений).

- первичная референтная методика (метод) измерений — референтная методика (метод) измерений, позволяющая получать результаты измерений без их прослеживаемости. Первичная референтная методика (метод) измерений, находящаяся в федеральной собственности, является государственной первичной референтной методикой (методом) измерений;
- референтная методика (метод) измерений — аттестованная методика (метод) измерений, используемая для оценки правильности результатов измерений, полученных с использованием других методик (методов) измерений одних и тех же величин;
- шкала величины (шкала измерений) — упорядоченный набор значений величины.

Если понятия шкала величины или шкала измерений метрологам известны, то практика применения таких относительно новых понятий как «первичная референтная методика измерений» и «референтная методика измерений», у нас в стране пока отсутствует. Поэтому могут существовать различные подходы к этим понятиям и, соответственно, различные взгляды на их роль, и место в метрологической практике.

Например, существует около десятка аттестованных методик измерений объема круглых лесоматериалов, и результаты измерений, полученные с использованием этих методик, не всегда совпадают. Можно выбрать какую-нибудь из указанных методик или разработать новую, обладающую наилучшими показателями правильности измерений, пусть даже весьма сложную и трудоёмкую, и утвердить её в качестве референтной. Тогда, периодически, или в случае возникновения сомнений в полученных результатах измерений, их можно будет сравнивать с результатами изме-

рений референтной методики. При этом необходимо обеспечить возможность такого сопоставления, что не всегда может оказаться простой задачей.

Таким образом, можно сказать, что референтная методика это методика, обладающая наилучшими показателями правильности и воспроизводимости среди иных методик измерений величин того же рода и приблизительно одного с ней уровня точности.

В международном словаре указано: «...референтная методика измерений, которая используется для получения результата измерения без сравнения с эталоном единицы величины того же рода».

Здесь же приведен пример: «Объем воды, дозируемый пипеткой вместимостью 5 мл при 20 °С, измеряют путем взвешивания воды, слитой из пипетки в сосуд, измерения массы сосуда с водой за минусом массы пустого сосуда и введения поправки на действительную температуру воды, используя плотность».

В то же время первичная референтная методика в отличие от референтной методики должна обладать:

- наивысшими показателями точности;
- иметь подробное и понятное описание;
- результат измерений должен выражаться в единицах СИ;
- и, поскольку он принимается без ссылки на эталон измеряемой величины, должна существовать процедура, подтверждающая приписываемые ему показатели точности.

Кроме того, очевидно, такая методика измерений может быть использована в качестве «основы для сравнения» и с её использованием может быть выстроена цепь калибровок, обеспечивающая метрологическую прослеживаемость результатов измерений других методик измерений величин того же рода.

В Законе уточнено понятие передача единицы величины, т. е. приведение единицы величины, хранимой эталоном единицы величины или средством измерений, к единице величины, воспроизводимой или хранимой эталоном данной единицы величины или стандартным образцом, имеющим более высокие показатели точности.

Очень важные изменения внесены в понятие прослеживаемость — впервые свойство эталона единицы величины, средства измерений или результата измерений, можно документально подтвердить не только установлением их связи с государственным первичным эталоном, но и с национальными первичными эталонами иностранных государств соответствующей единицы величины посредством сличения эталонов единиц величин, поверки, калибровки средств измерений.

В Статье 5 Закона, где приведены требования измерений кроме «методики (метода) измерений» указываются «первичная референтная методика (метод) измерений» и «референтная методика (метод) измерений».

Аттестацию первичных референтных методик (методов) измерений и методик (методов) измерений, относящихся к сфере государственного регулирования, проводят юридические лица и индивидуальные предприниматели, аккредитованные в соответствии с законодательством Российской Федерации об аккредитации в национальной системе аккредитации на проведение аттестации методик (методов) измерений.

Первичная референтная методика (метод) измерений и референтная методика (метод) измерений утверждаются федеральным органом исполнительной власти, осуществляющим функции по оказанию государственных услуг и управлению государственным имуществом в области обеспечения единства измерений.

В требованиях к эталонам предусмотрено по аналогии со средствами измерений, что конструкция эталонов единиц величин должна обеспечивать ограничение доступа к определенным частям эталонов единиц величин (включая программное обеспечение) в целях предотвращения несанкционированной настройки и вмешательства, которые могут привести к искажению воспроизведения, хранения и передачи единицы величины, шкалы величины (шкалы измерений).

Статья 10 дополнена новыми пунктами:

- Порядок отнесения технических средств к техническим системам и устройствам с измерительными функциями устанавливается федеральным органом исполнительной власти, осуществляющим функции по выработке государственной политики и нормативно-правовому регулированию в области обеспечения единства измерений.
- Обеспечение единства измерений при разработке, производстве и эксплуатации технических систем и устройств с измерительными функциями осуществляется в соответствии с законодательством Российской Федерации об обеспечении единства измерений.
- Очень важные для практической деятельности метрологов изменения внесены в порядок оформления результатов поверки, теперь результаты поверки можно удостоверить записью в паспорте (формуляре) средства измерений, заверяемой подписью поверителя и знаком поверки, что раньше на практике делалось, но противоречило Закону.

Претерпела некоторые изменения Статья 17 «Права и обязанности должностных лиц при осуществлении федерального государственного метрологического надзора».

Исключены из Статьи:

- проверка соблюдения обязательных требований к измерениям;
- запрещать применение стандартных образцов и средств измерений неутвержденных типов или стандартных образцов и средств измерений, не соответствующих обязательным требованиям, а также неуполномоченных средств измерений при выполнении измерений, относящихся к сфере государственного регулирования обеспечения единства измерений

Даны новые формулировки:

- запрещать применение эталонов единиц величин, не удовлетворяющих установленным обязательным требованиям, стандартных образцов и средств измерений неутвержденных типов, а также неуполномоченных средств измерений или средств измерений, не соответствующих установленным обязательным требованиям, при выполнении измерений, относящихся к сфере государственного регулирования обеспечения единства измерений;
- наносить на средства измерений и эталоны единиц величин знак непригодности в случаях, когда средство измерений и эталон единиц величин не соответствуют обязательным требованиям.

Т. е. в эти редакции Статьи добавлены эталоны единиц величин.

Существенные изменения внесены по признанию результатов калибровки при поверке:

- результаты калибровки средств измерений, выполняемой юридическими лицами или индивидуальными предпринимателями, аккредитованными в соответствии с законодательством Российской Федерации об аккредитации в национальной системе аккредитации, могут быть использованы при поверке средств измерений в сфере государственного регулирования обеспечения единства измерений. Порядок признания результатов калибровки при поверке средств измерений в сфере государственного регулирования обеспечения единства измерений и требования к содержанию сертификата калибровки, включая прослеживаемость, устанавливаются Правительством Российской Федерации.

Теперь по сравнению с предыдущей редакцией на право калибровки надо аккредитоваться в Росаккредитации и порядок признания результатов калибровки устанавливаются Правительством Российской Федерации.

В статье 21 уточнены основные задачи государственных региональных центров метрологии, а также определена их юридическо-правовая форма.

Полностью изменена Статья 22 «Метрологические службы»:

- Федеральные органы исполнительной власти и государственные корпорации, создают в установленном порядке метрологические службы в целях организации деятельности по обеспечению единства измерений в пределах своей компетенции.
- права и обязанности метрологических служб федеральных органов исполнительной власти и государственных корпораций, порядок организации и координации их деятельности определяются положениями о метрологических службах, утверждаемыми руководителями федеральных органов исполнительной власти или государственных корпораций, создавших метрологические службы, по согласованию с федеральным органом исполнительной власти, осуществляющим функции по выработке государственной политики и нормативно-правовому регулированию в области обеспечения единства измерений.
- юридические лица и индивидуальные предприниматели могут создавать метрологические службы в добровольном порядке. Федеральными законами может быть установлена обязательность создания метрологических служб.
- права и обязанности метрологических служб юридических лиц и индивидуальных предпринимателей, порядок организации и координации их деятельности определяются положениями о метрологических службах, утверждаемыми руководителями этих юридических лиц или индивидуальными предпринимателями.

В заключительных статьях Закона указано, что разработка и совершенствование государственных первичных референтных методик (методов) измерений осуществляется за счет федерального бюджета, а также что государственные региональные центры метрологии в пределах установленного государственного задания оказывают государственные услуги и (или) выполняют работы в области обеспечения единства измерений для граждан и юридических лиц за плату по регулируемым ценам в порядке, установленном Правительством Российской Федерации, и на одинаковых при оказании одних и тех же услуг условиях.

Внесение изменений в Федеральный закон «Об обеспечении единства измерений» требует в настоящее время, как внесение изменений в действующие нормативные документы по метрологии, так и разработку новых, а также проведение большой работы по внедрению в метрологическую практику первичных референтных методик (методов) измерений и референтных методик (методов) измерений.

Список литературы

- 1 Федеральный закон от 26 июня 2008 г. № 102-ФЗ «Об обеспечении единства измерений».
- 2 Федеральный закон от 21 июля 2014 г. № 254-ФЗ «О внесении изменений в Федеральный закон «Об обеспечении единства измерений».
- 3 Международный словарь по метрологии. Основные и общие понятия и соответствующие термины. Санкт-Петербург, НПО «Профессионал», 2010.

УКАЗАТЕЛЬ АВТОРОВ

Алексеев М.В.	232, 254	Липницкий Ю.М.	245
Андреев В.Н.	65	Логунов Б.А.	61
Бирюков Г.В.	101	Ложкин Ю.А.	232, 245, 276
Бирюков Г.В.	191	Лютов В.В.	175
Богатырев М.М.	101	Манвелян В.С.	84
Богданов В.В.	21, 84, 175	Маркович Д.М.	245, 254, 276
Брянцев Б.Д.	145	Матвеев Д.Б.	34
Буймистряк Г.Я.	170	Мечталин Ю.К.	101, 191
Василевич Ю.В.	96	Минеев Б.И.	43
Волобуев В.С.	21	Михеев Н.И.	268
Ганиев Ю.Х.	245	Мойсейчик А.Е.	96
Гобызов О.А.	245	Мойсейчик Е.А.	96
Григорьев Б.В.	145	Назаров А.Е.	191
Довыденко О.В.	61	Николаев В.Н.	170
Душин Н.С.	268	Панченко И.Н.	21, 84, 175
Жаркова Г.М.	197	Петроневиц В.В.	4, 175
Заливако В.Ю.	101	Поройков А.Ю.	285
Заливако В.Ю.	191	Роберов И.Г.	34
Запрягаев И.А.	276	Самойленко А.И.	48
Захаров Е.П.	245	Скилов И.О.	145
Звонков А.Д.	34	Скорнякова Н.М.	285
Капитанов Г.А.	191	Сычев Д.Г.	285
Каринский В.И.	145	Токарев М.П.	232, 254
Карчевский М.Н.	232, 254	Филиппов С.Е.	245
Коврижина В.Н.	197	Чекрыгин В.Н.	191
Козинкин Л.А.	232	Шаныгин Я.А.	101
Козловский В.А.	65	Шестаков М.В.	254
Козловский В.А.	245	Яншин В.Н.	293
Колесников В.А.	191		
Котелкин А.В.	34		
Кулеш В.П.	219		
Куликов А.А.	84, 175		
Лагутин В.И.	65		
Лебига В.А.	74		
Леднев И.С.	34		
Леонтьев С.К.	34		