

УДК 533.6.072

Об экспериментальном определении жесткостных характеристик авиационных конструкций

Амирьянц Г.А.*, Малютин В.А.**

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.
Жуковского, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

**e-mail: amiryants@mail.ru*

***e-mail: viktor.malyutin@tsagi.ru*

Аннотация

Представлены результаты исследований, направленных на усовершенствование системы экспериментального определения жесткостных характеристик натуральных объектов авиационной техники и их моделей с использованием роботизированного стенда для определения жесткостных характеристик и оптической системы бесконтактного измерения упругих деформаций конструкции. Цель работы – повышение оперативности, информативности и точности исследований жесткостных характеристик. Создание конкурентоспособной авиационной техники невозможно без постоянного совершенствования методов исследования жесткостных характеристик летательных аппаратов, их упругоподобных и «жестких» аэродинамических моделей. Особенное значение эта работа приобрела в последнее время в связи с развитием концепции активной аэроупругости и адаптивных несущих поверхностей. Разработанная и усовершенствованная система представляется одним из основных элементов многодисциплинарного подхода к проектированию перспективной авиационной техники, безопасной по условиям аэроупругости и прочности и совершенной по весовой отдаче, аэродинамическим, тактико-техническим характеристикам.

Ключевые слова: аэроупругость, эксперимент, жесткостные испытания, система измерения упругих деформаций

Введение

Ключевой проблемой современного отечественного самолетостроения является обеспечение конкурентоспособности на мировом рынке гражданских и военных самолетов. Для достижения этой важнейшей цели необходимо добиться, прежде всего, – создания конструкций самолетов, удовлетворяющих заданным тактико-техническим требованиям, с заданными аэродинамическим качеством, и высокой весовой отдачей, безопасных по условиям флаттера, реверса органов управления, аэроупругой устойчивости с САУ, усталостной прочности и долговечности конструкции. Решение в связи с этим ряда актуальных задач, стоящих перед авиационной наукой, требует постоянного развития технических средств обеспечения испытаний и расчётных методов, в частности, определения влияния упругих деформаций конструкций самолетов, а также их упругоподобных и «жестких» аэродинамических моделей на их суммарные и распределенные аэродинамические характеристики.

Жесткостные характеристики летательных аппаратов (изгибная и крутильная жесткости, положение оси жесткости, матрица коэффициентов влияния несущих поверхностей...) являются одними из главных, базовых характеристик, таких же, как их геометрия и масса. Вследствие ограниченной жесткости конструкции и недостаточной прочности самолетов, из-за низкой критической скорости флаттера и

низкой критической скорости реверса элеронов произошел ряд катастроф самолетов уже с первых шагов развития авиации. Поэтому вплоть до начала 1960-х годов в практике проектирования скоростных самолетов постоянно и остро стояла в качестве научной проблемы борьба за максимально возможное и рациональное по затратам «силового веса» конструкции повышение жесткости конструкций.

Между тем, в настоящее время уже общепризнанно, что одно из многообещающих, революционных, по существу, направлений проектирования конкурентоспособных летательных аппаратов связано не только и не столько с борьбой с негативно проявляющейся упругостью конструкции, сколько также с использованием упругих деформаций конструкции во благо. Это направление в проектировании («использование упругости крыла», впервые введенное в научный оборот в отделе статической аэроупругости ЦАГИ [1, 2] и нашедшее практическое применение в ОКБ А.С.Яковлева в начале 1960-х годов, или концепция «активного аэроупругого крыла» [3, 4]), как показывают публикации последнего времени [13, 20, 21], стали предметом, пожалуй, наиболее интенсивных, перспективных исследований в разных странах – как в США, так и в Европе.

Неслучайно именно круг проблем статической аэроупругости и методов их решения, в первую очередь, (к примеру [5, 6], стал ядром, вокруг которого, в связи с этим инновационным направлением, расширяясь, углубляясь и взаимодействуя, развивались методы многодисциплинарного аэропрочностного проектирования летательных аппаратов – особенно на начальных этапах проектирования [7–9]). Дело в том, что этот этап тесно связан с определением аэродинамических нагрузок.

Оно неточно без достаточно строгого учета упругих деформаций, которые, в свою очередь, характеризуют напряженное состояние конструкции. При этом выбор жесткостных характеристик ЛА во многом предопределен возможностями эффективного решения других актуальных проблем статической аэроупругости (в первую очередь реверса органов управления), а также – динамической аэроупругости. Решения эти базируются на общих «упрощенных» теоретических методах исследования (с «балочной» схематизацией силовой конструкции – в частности, на основе метода Гроссмана [10] – и пластинной схематизацией – на основе метода многочленов, или метода Ритца [7, 8]). Эта иерархическая цепочка несколько нарушается на этапах рабочего проектирования, когда центральными становятся вопросы прочности и ресурса, поверочных расчетов характеристик флаттера, аэроупругой устойчивости с САУ, реверса и дивергенции. На этой стадии более целесообразно использование методов конечных элементов.

Нет ничего практичнее хорошей теории, хорошего расчетного метода исследований, обеспечивающего достаточно точное, оперативное и экономичное решение проектных задач. В ряде случаев – это единственная возможность получения достаточно достоверной информации (например, при исследовании влияния распределения масс на аэродинамические характеристики самолета). Однако, именно достижение необходимой точности расчетных исследований, особенно аэродинамических характеристик в трансзвуковом диапазоне скоростей полета остается весьма сложной задачей (к примеру, выбор стапельной «крутки» крыла с учетом балансировки упругого самолета, определение аэродинамических

характеристик и поведение самолета на больших углах атаки, в частности, в условиях бафтинга, определение эффективности необычных органов управления и т.д.). Поэтому не снижается роль экспериментальных исследований жесткостных характеристик сложных конструкций натурального самолета (например, нелинейных характеристик крепления двигателя к крылу с помощью системы стержней подкрыльевого пилона), а также не убывает значение оперативных и достаточно точных измерений в аэродинамических трубах: как на «жестких» аэродинамических моделях, так и на упругоподобных. Достоинство «жестких» аэродинамических моделей, отличающее их от упругоподобных моделей и динамически-подобных моделей, – высокая прочность и возможность исследований при больших скоростных напорах, при больших числах Рейнольдса и углах атаки), их недостаток – неподобная натурной конструкции самолета упругость конструкции модели и необходимость учета весьма значительных деформаций «жесткой» модели в потоке на ее аэродинамические характеристики. Достоинство упругоподобных моделей как одного из основных инструментов решения проблем статической аэроупругости – воспроизведение в заданном масштабе жесткостных характеристик натурной конструкции. Достоинство динамически-подобных моделей, предназначенных для исследований флаттера, бафтинга, аэроупругой устойчивости с САУ, – воспроизведение кроме жесткостных также еще массово-инерционных характеристик, спектра частот и форм колебаний натурной конструкции.

Значение расчетных методов в проектировании современных летательных аппаратов и их моделей является определяющим. Достаточно сказать, что

проектирование всех аэродинамических моделей базируется на расчетных методах. Расчетные методы являются, как уже отмечалось, основным инструментом при учете влияния распределения масс на аэродинамические характеристики упругого самолета, в частности, производные подъемной силы и момента тангажа по углам атаки, углам отклонения органов управления.

Между тем, теоретические методы определения жесткостных характеристик, которые отличает относительно высокая оперативность и экономичность, при все возрастающем их совершенствовании остаются недостаточно точными для сложных конструкций, для конструкций поврежденных, с люфтами, с нелинейными зависимостями от нагрузки. Естественно, что одним из основных критериев достоверности расчетных методов издавна являются экспериментальные методы и в том числе методы измерения параметров жесткости авиационных конструкций [11]. Надежные результаты экспериментальных исследований служат также основой для применения методов корректировки теоретических методов.

Прямо или косвенно с направлением активной аэроупругости, базирующимся на предложенных впервые в ЦАГИ аэродинамических органах управления, использующих упругость конструкции, связано также развитие в ЦАГИ и в ряде стран так называемых адаптивных управляемых конструкций [12–15].

Само зарождение концепции активной аэроупругости и создание адаптивных элементов механизации крыльев как комплексная проблема потребовали развития методов многодисциплинарных исследований – расчетных и экспериментальных. Тем более, на современном этапе сколько-нибудь успешное решение перспективных

задач конкурентоспособного самолетостроения невозможно без создания и применения всё более совершенных, все более точных и оперативных, взаимодополняющих методов многодисциплинарных исследований – расчетных и экспериментальных.

В настоящей работе в качестве основного элемента системы определения параметров жесткости летательных аппаратов, их упругоподобных и «жестких» аэродинамических моделей рассматривается созданный в ЦАГИ стенд определения жесткостных характеристик (СОЖХ) [16]. Рассмотрена также возможность использования для тех же целей оптической системы измерения.

В первом разделе статьи приводится описание базовых элементов системы определения жесткостных характеристик летательных аппаратов, их упругоподобных и «жестких» аэродинамических моделей. Во втором разделе статьи рассмотрены примеры использования базовых элементов системы жесткостных испытаний (СЖИ) и некоторые результаты исследований.

1. Система определения жесткостных характеристик летательных аппаратов, их упругоподобных и «жестких» аэродинамических моделей

1.1 Назначение и состав

Система СЖИ предназначена для определения жесткостных характеристик летательных аппаратов, их упругоподобных и «жестких» аэродинамических моделей. К жесткостным характеристикам, в частности, относятся: коэффициенты

влияния упругости, балочные жесткости (положение оси жесткости, распределение крутильной и изгибной жесткостей), податливости цепочки проводки управления, параметры упругости крепления двигателей, других навесных агрегатов и органов управления.

В настоящее время в состав СЖИ входят следующие базовые элементы:

- автоматизированная система нагружения;
- многоканальная система сбора и обработки информации;
- стенд определения жесткостных характеристик агрегатов (СОЖХ) конструкций ЛА и их аэроупругих моделей;
- комплект датчиков линейных и угловых перемещений, тензометрических датчиков усилий.

1.2 Автоматизированная система нагружения

Автоматизированная система нагружения (АСН) предназначена для формирования сосредоточенных усилий, действующих на объект при проведении жесткостных испытаний. Структурная схема системы приведена на рисунке 1.

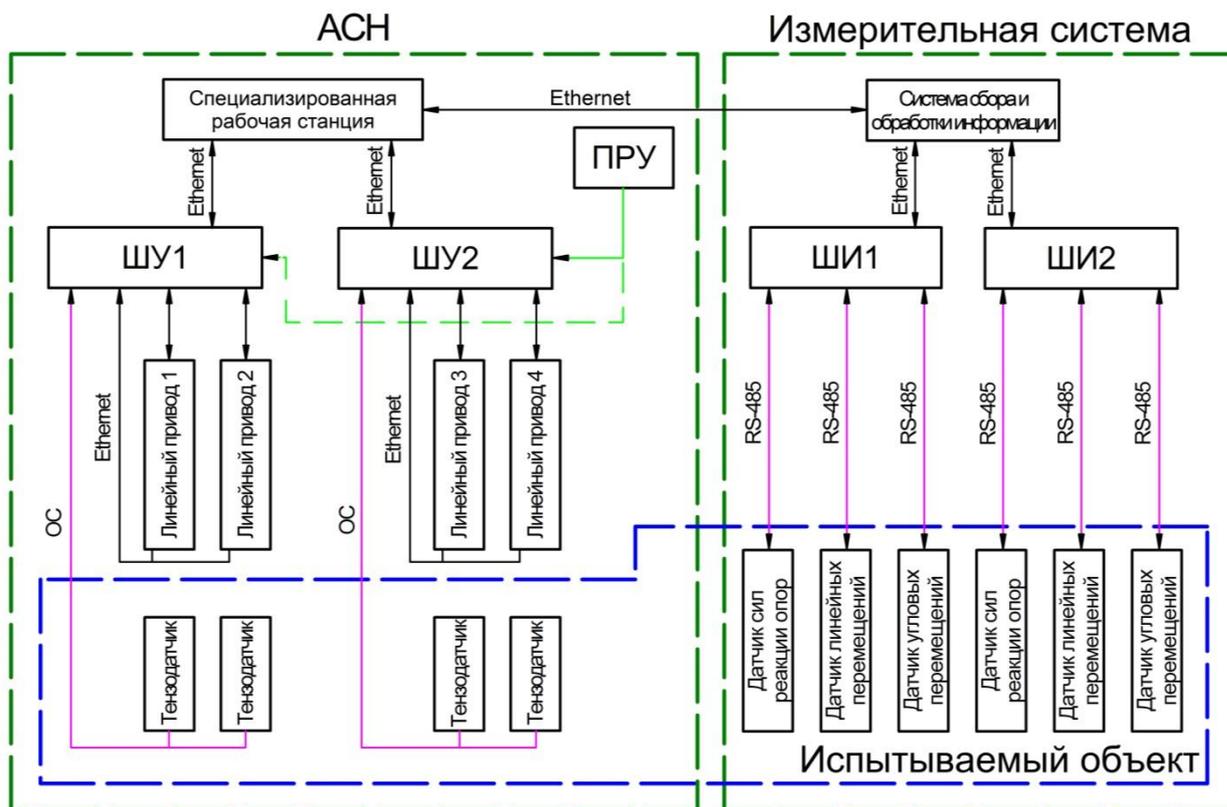


Рисунок 1. Структурная схема системы

В качестве системы управления нагружением и системы сбора и обработки информации используется специализированная мобильная рабочая станция, на которой устанавливается программное обеспечение для автоматизации жесткостных испытаний. Обмен информацией между подсистемами происходит по сети Ethernet.

Управление АСН может осуществляться в двух режимах:

- в автоматическом от специализированной мобильной рабочей станции;
- в ручном режиме: посредством пульта ручного управления или с использованием планшетного компьютера, подключенного к рабочей станции по беспроводной сети Wi-Fi.

1.3 Многоканальная система сбора и обработки информации

- Многоканальная система сбора и обработки информации (ССОИ) создана для регистрации перемещений и усилий при проведении жесткостных испытаний и предназначена:

– для синхронного измерения линейных и угловых перемещений элементов конструкции ЛА (датчиками типа РФ-603, optoNCDT-2300, 2ADXL203/320/321);

– для синхронного измерения сил, действующих на конструкцию ЛА (датчиками типа С2А/Н);

– для организации связи с беспроводными датчиками углового положения;

– для первичной обработки и передачи полученных данных на рабочее место оператора.

Структурная схема системы сбора представлена на рисунке 2.

Система построена на базе цифровой сети EtherCAT и удовлетворяет требованиям распределенных систем, базирующихся на специализированной микропроцессорной технике, предназначенной для предоставления информации в виде технологических данных, трендов, отчетов.

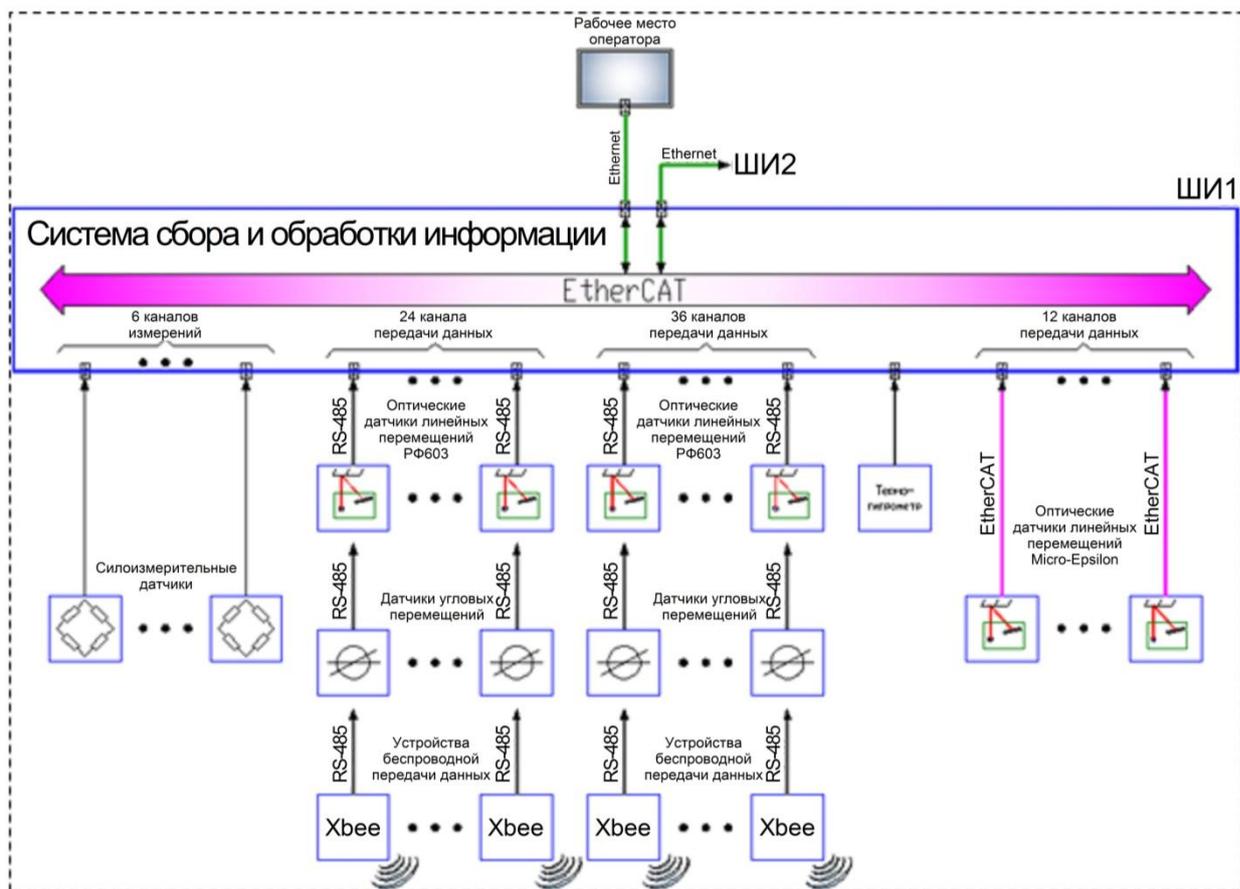


Рисунок 2. Структурная схема каждого измерительного блока системы сбора и обработки информации на базе цифровой сети EtherCAT

Специализированное программное обеспечение ССОИ предназначено для математического обеспечения проведения эксперимента и выполнения следующих функций:

- реализация алгоритма определения первичных характеристик жесткости исследуемых конструкций;
- автоматическое определение датчиков;
- управление и контроль зарядом беспроводных датчиков углового перемещения;

- конфигурирование и настройка параметров, программы и протокола испытаний;
- автоматический контроль состояния эксперимента, предупредительная сигнализация при выходе измеряемых величин за установленные границы;
- отображение графиков изменения параметров во времени;
- архивация и создание баз данных, технологических констант;
- генерация и вывод технологических отчетов и режимных листов.

1.4 Стенд определения жесткостных характеристик

Ключевым элементом СЖИ при проведении жесткостных испытаний моделей является стенд определения жесткостных характеристик. Этот стенд предназначен для измерения в лабораторных условиях жесткостных характеристик конструкций ЛА и их аэроупругих моделей, максимальные размеры которых в плане составляют около 2.5×3.5 м. Стенд позволяет производить роботизированное нагружение испытываемого объекта сосредоточенной силой до 1 кН в заданной последовательности точек. В процессе нагружения осуществляется измерение упругих перемещений в заранее назначенных точках/зонах конструкции. Погрешность измерения силы определяется используемым в стенде тензометрическим датчиком растяжения-сжатия С2А и составляет 0.1% от верхнего предела измерения (ВПИ). Измерение упругих перемещений конструкции производится распределенными датчиками линейных перемещений РФ603 с приведенной погрешностью измерений $\pm 0.25\%$ от ВПИ (ВПИ наиболее часто

используемых датчиков составляет 2, 10, 25, 50 мм). На рисунке 3 представлена фотография СОЖХ, на котором был проведен ряд экспериментов по определению жесткостных характеристик, в частности, коэффициентов влияния упругости силового каркаса упругоподобных моделей консолей крыльев большого удлинения. Приведенная погрешность моделирования балочных жесткостей не превысила 3-5 %. Применение роботизированного стенда СОЖХ позволило повысить точность и сократить сроки проведения эксперимента в несколько раз.

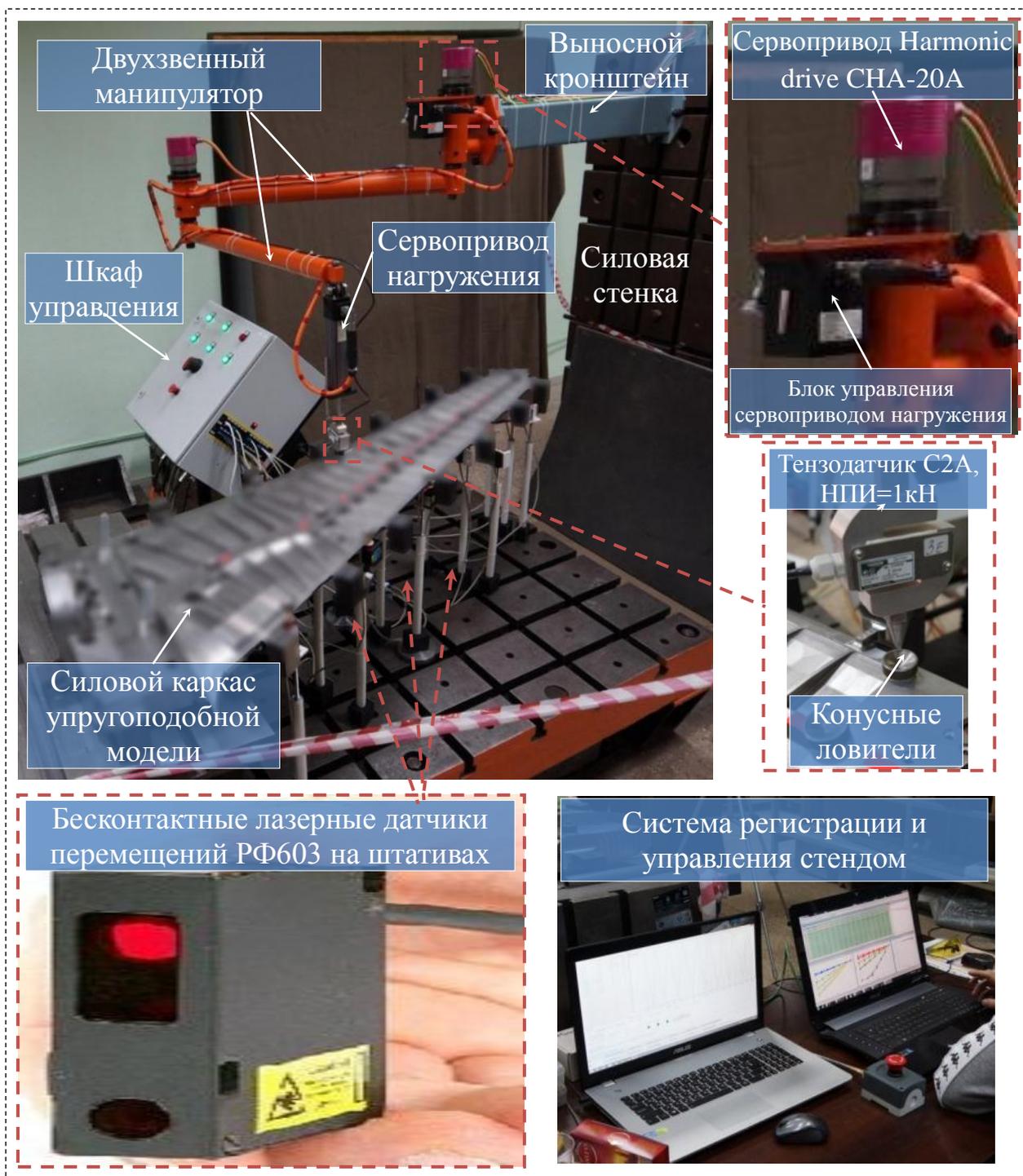


Рисунок 3. Стенд СОЖХ, на котором проводится эксперимента по определению коэффициентов влияния упругости силового каркаса упругоподобной модели консоли крыла большого удлинения

В качестве системы управления нагружением и системы сбора и обработки информации используется специализированная мобильная рабочая станция, на которой устанавливается программное обеспечение для автоматизации жесткостных испытаний. Обмен информацией между подсистемами происходит по сети Ethernet. Структурная схема автоматизированной системы управления (АСУ) стендом представлена на рисунке 4.

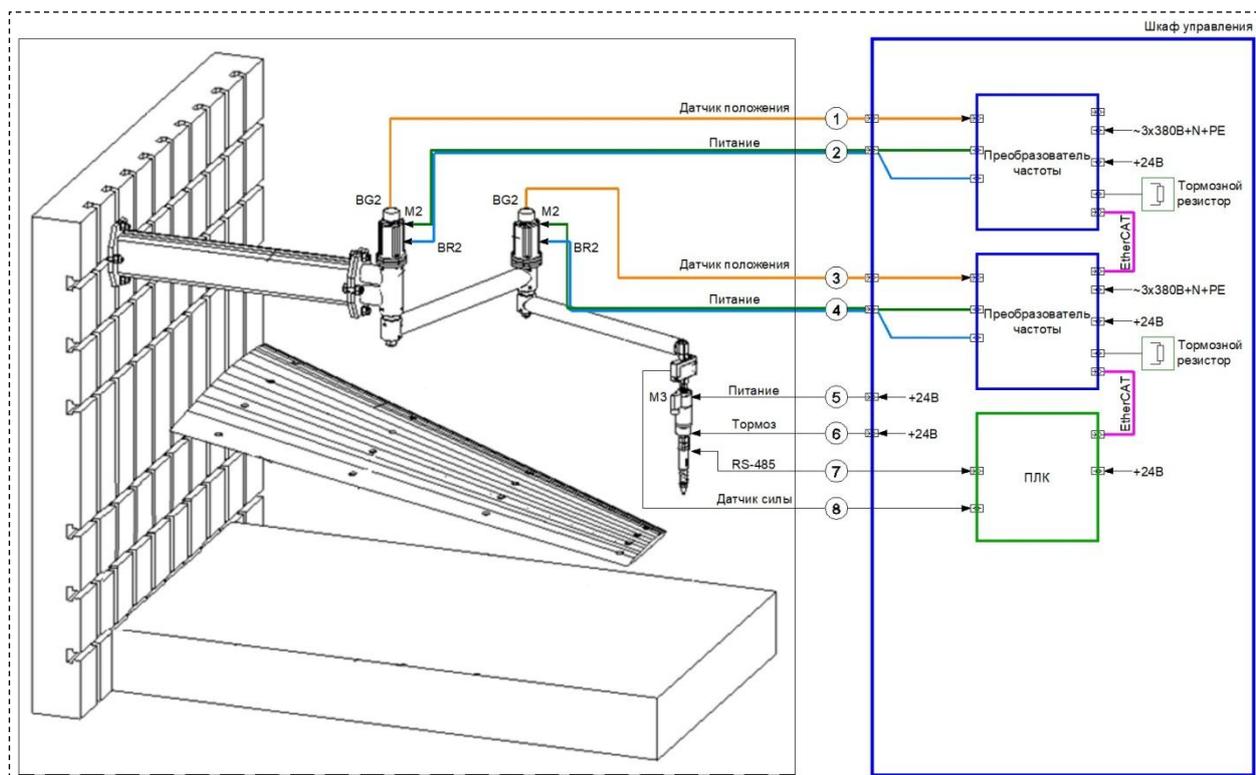


Рисунок 4. Структурная схема автоматизированной системы управления
стендом

АСУ включает блок управления, предназначенный для подачи силового питания и управления на линейный сервопривод Exlar Tritex TSM20-0601 и на два синхронных электропривода в поворотных звеньях манипулятора. Линейный

электропривод включает асинхронный двигатель, ролико-винтовой редуктор, выносной контроллер, усилитель и инкрементный датчик положения. Каждый электропривод звеньев оснащен безлюфтовым редуктором с передаточным числом $i=50$, датчиком обратной связи по положению высокого разрешения и электромагнитным тормозом.

Управление электроприводами осуществляется программируемыми логическими контроллерами, по протоколу Modbus TCP. Для задания нагрузки используется силоизмерительный датчик С2А-0.1 производства фирмы «Тензо-М», жестко закрепленный на штоке линейного сервопривода.

Функциональные возможности СОЖХ позволяют использовать стенд при решении следующих задач:

- определение коэффициентов влияния упругости;
- определение некоторых параметров упругости навески подвесных (например, «тангажной» жесткости крепления гондолы двигателя на пилоне и соответствующего центра вращения);
- определение «балочных» характеристик жесткости (с использованием кривизномера и дифференциального угломера оснащенных бесконтактными лазерными датчиками).

1.5 Датчики линейных и угловых перемещений, тензодинамометры

Датчики линейных и угловых перемещений играют ключевую роль при определении характеристик жесткости. В настоящее время в СЖИ входит комплект

бесконтактных лазерных триангуляционных датчиков линейных перемещений типа РФ603 фирмы «РИФТЕК» и optoNCDT 2300 фирмы «Micro-Epsilon Messtechnik», цифровые квадранты Tesa ClinoBEVEL 1 и ClinoBEVEL 2. В ЦАГИ начата весьма перспективная разработка специализированных универсальных датчиков углов поворота на основе микромеханических акселерометров ADXL фирмы Analog Device, многоканальных телеметрических систем связи, цифровых микроконвертеров ADuC. [16].

Результаты исследований опытных образцов двухосевых датчиков угловых перемещений показали:

- погрешность измерения углов датчиками 2ADXL203/ADuC с цифровым выходом в диапазоне ± 20 угловых градусов и в полосе частот до 0,15 Гц не превышает ± 20 угловых секунд;

- частотный диапазон датчиков регулируется в пределах от 0,032 до 100 Гц перестраиваемым программным цифровым фильтром микроконтроллера и дополнительным RC-фильтром в составе датчика.

В качестве датчиков усилий системы измерения нагрузок в СЖИ применяются тензометрические измерители типа С2 фирмы «Тензо-М».

2 Апробация базовых элементов системы жесткостных испытаний

Апробация элементов системы СЖИ в условиях реального эксперимента была проведена при проведении жесткостных испытаний нескольких объектов [18, 19].

2.1 Определение жесткостей крепления элементов аэродинамической модели в рабочей части АДТ

В эксперименте (рис. 5) измерены жесткости крепления крыла к фюзеляжу, а также жесткости крепления полной аэродинамической модели на хвостовой державке. Проведенное сопоставление пространственных перемещений модели полученных методом видеограмметрии и датчиками линейных перемещений, выявило незначительное расхождение результатов измерений – менее 5%.

Полученные результаты были использованы для корректировки жесткостной расчетной схемы модели в обеспечение итерационной процедуры расчета аэродинамических нагрузок.



Рисунок 5. Принципиальная схема реализации СЖИ на модели самолета при измерении её параметров жесткости в рабочей части АДТ

Были измерены также балочные жесткости обеих дренированных консолей крыла этой модели и матрицы коэффициентов влияния упругости. Экспериментально показано, что жесткости левой консоли ниже соответствующих жесткостей правой, при этом жесткость на кручение в среднем ниже примерно в 1.5 раза, а жесткость на изгиб – в 1.1 раза (рис. 6).

На основе измеренных жесткостных параметров была составлена расчетная схема левой консоли крыла модели в комплексе программ АРГОН. Показано хорошее соответствие расчетных и экспериментальных жесткостных характеристик (рис. 7).

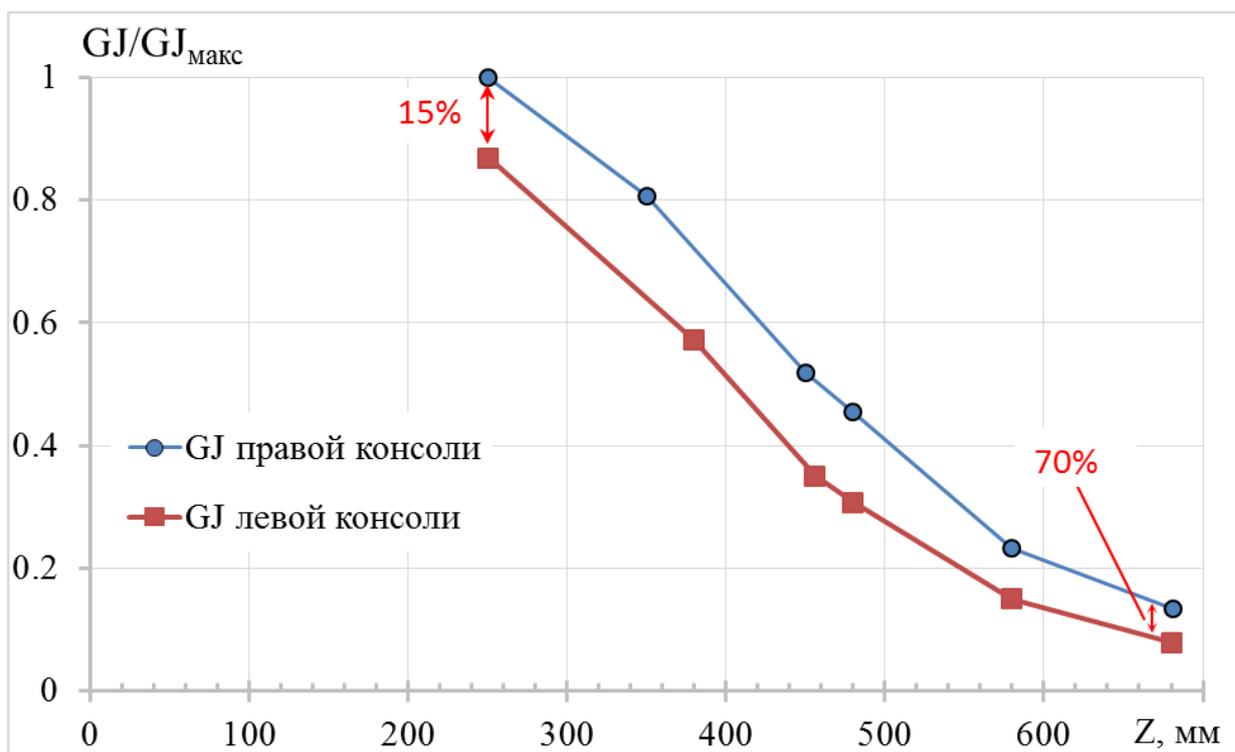


Рисунок 6. Сравнение крутильных жесткостей левой и правой консолей крыла модели

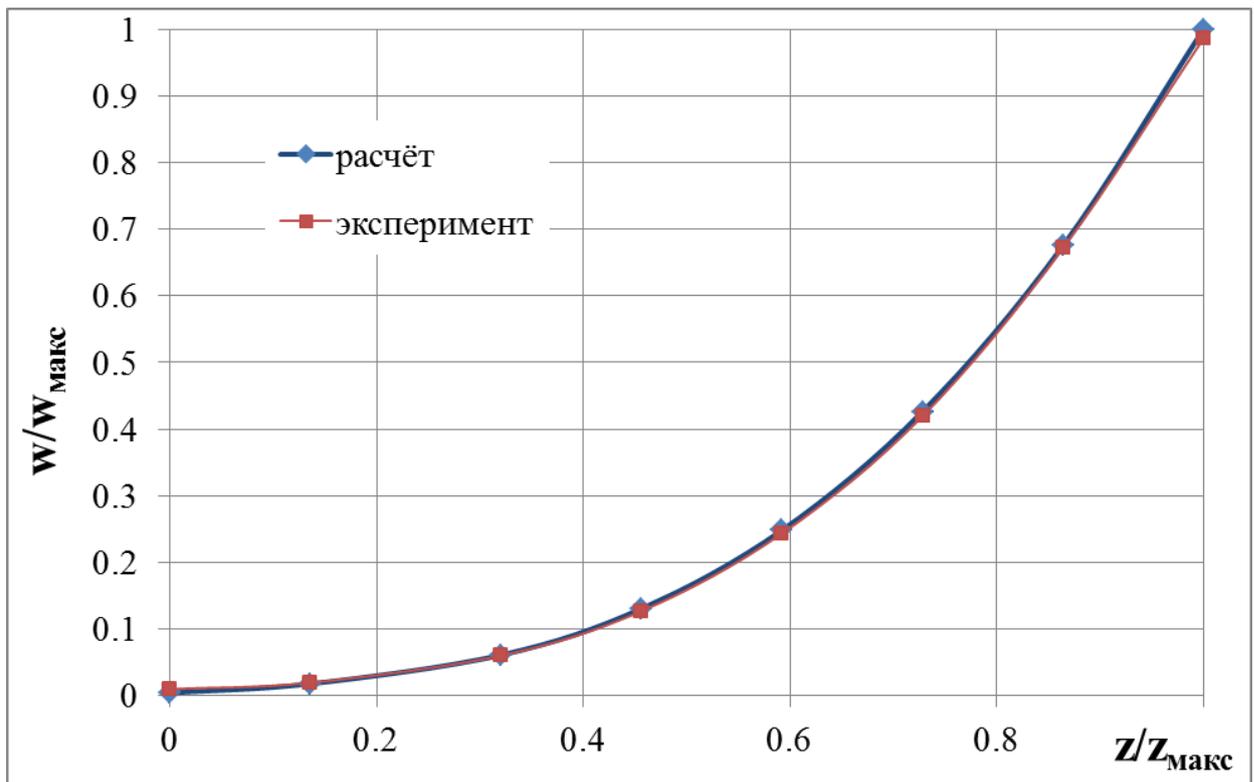


Рисунок 7. Сравнение экспериментальных и расчетных прогибов вдоль оси жесткости левой консоли при нагружении её сосредоточенной силой в концевой зоне

2.2. Экспериментальное исследование характеристик жесткости упругоподобной модели консоли крыла

В испытаниях упругоподобной модели (рис. 8) определены балочные жесткости и матрица коэффициентов влияния упругости. Показано, что проектные значения жесткостей с высокой точностью соответствуют экспериментальным; на рисунке 9 приведено соответствующее сравнение (среднее расхождение проектных и фактических величин не превысило 5%).



Рисунок 8. Консоль крыла при испытаниях по определению распределения балочных жесткостей

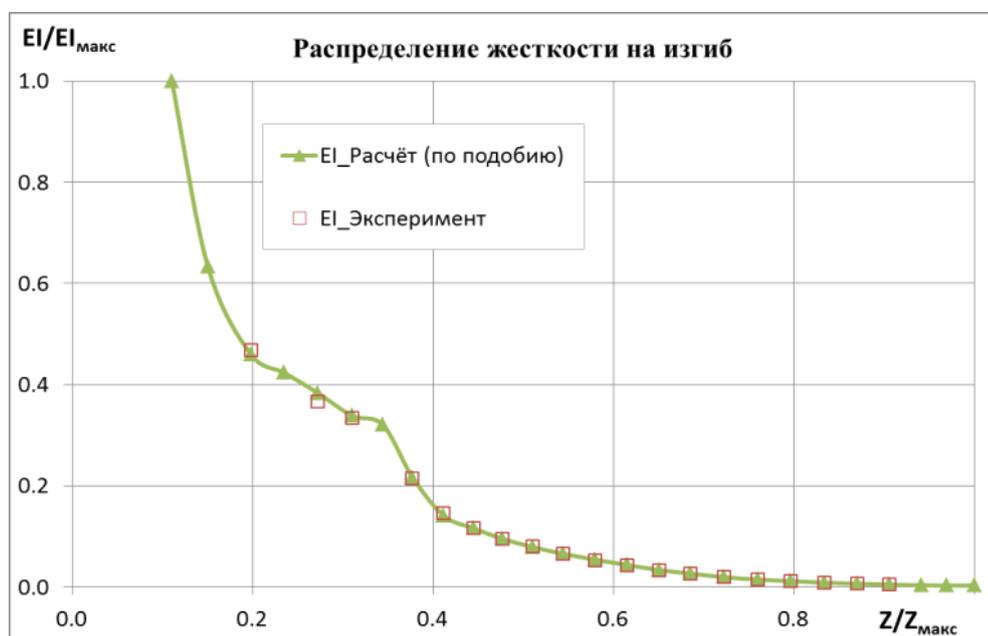


Рисунок 9. Сравнение расчётных и экспериментальных изгибных жесткостей консоли крыла

2.3. Экспериментальное исследование характеристик жесткости с использованием оптической системы

В последнее время находит применение при жесткостных испытаниях фотограмметрическая система измерения пространственных перемещений ARAMIS 3D 12M фирмы GOM. На рисунке 10 показана фотография этой системы, на которой видны её основные компоненты – оптический сенсор на штативе с двумя цифровыми камерами и стойка системная с управляющим компьютером и монитором.



Рисунок 10. Фотограмметрическая система ARAMIS 3D 12M

Система ARAMIS позволяет проводить измерения и анализ статических и динамических перемещений характерных точек объектов с максимальным габаритным размером исследуемой поверхности не более 3.8×5 м. Возможности системы ARAMIS проиллюстрированы измерениями податливостей модели-демонстратора международного проекта AFLoNext. На рисунке 11 показаны пространственные перемещения характерных точек демонстратора при его статическом нагружении сосредоточенной силой в передней части gondoly двигателя. Полученные данные помогли составить представление о взаимных перемещениях gondoly двигателя, пилона и отсека крыла и рационально составить программу жесткостных испытаний.

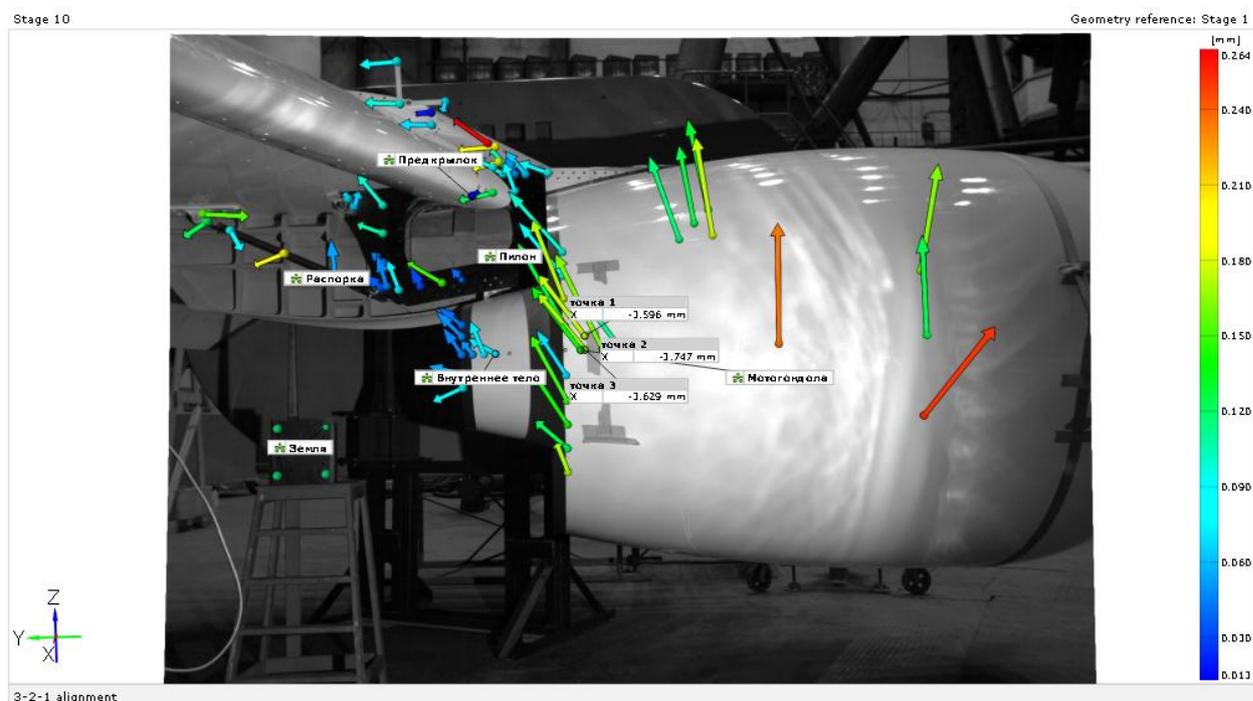


Рисунок 11. Пространственные перемещения характерных точек модели-демонстратора

Другой пример использования той же системы ARAMIS представлен на рисунках 12 и 13. В аэродинамической трубе Т-103 были выполнены измерения упругих перемещений консоли крыла большого удлинения (рис.12). Измеренные деформации, например, при фиксированном угле атаки $\alpha=3.5^\circ$ и скоростях потока 20, 30, 40, 50 м/с, сравнивались с расчётными значениями, вычисленными в комплексе программ АРГОН (при этом жесткостные характеристики крыла определялись экспериментально). На исследуемых режимах расхождение расчетных и экспериментальных значений не превысило 3% (рис.13).

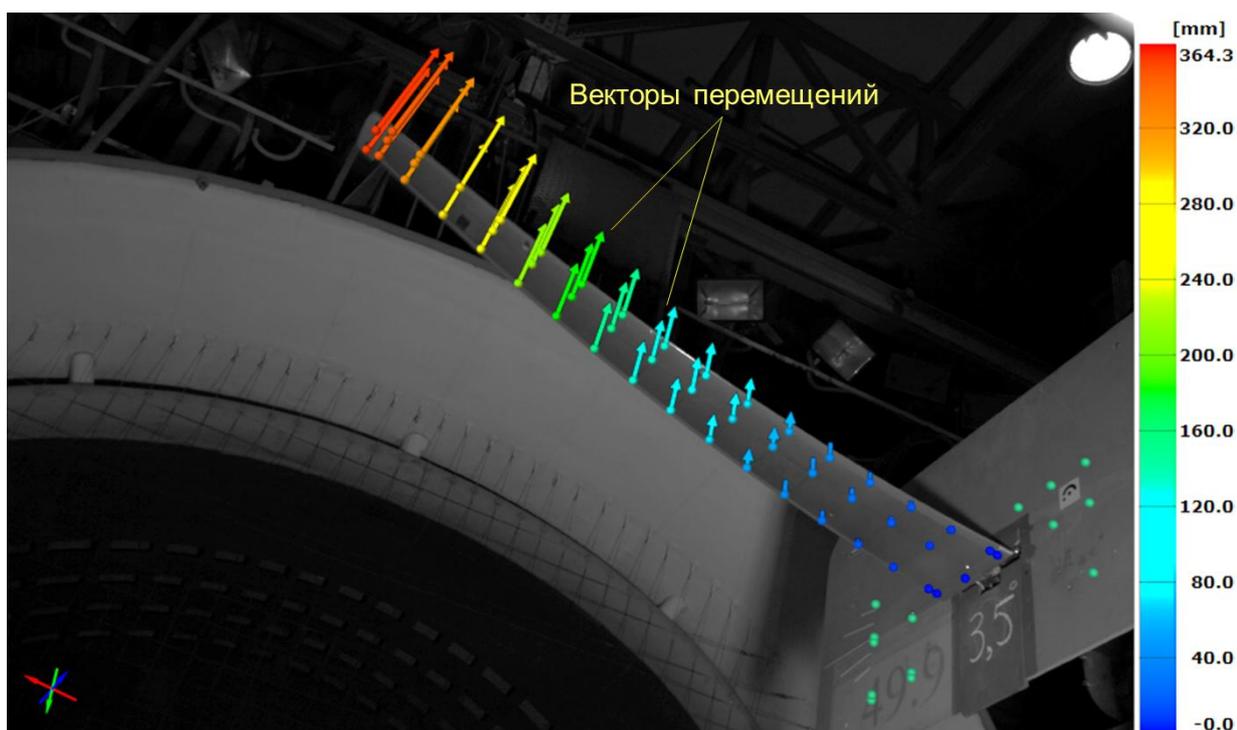


Рисунок 12. Поле перемещений консоли крыла на режиме $V=50\text{м/с}$ и $\alpha=3.5^\circ$

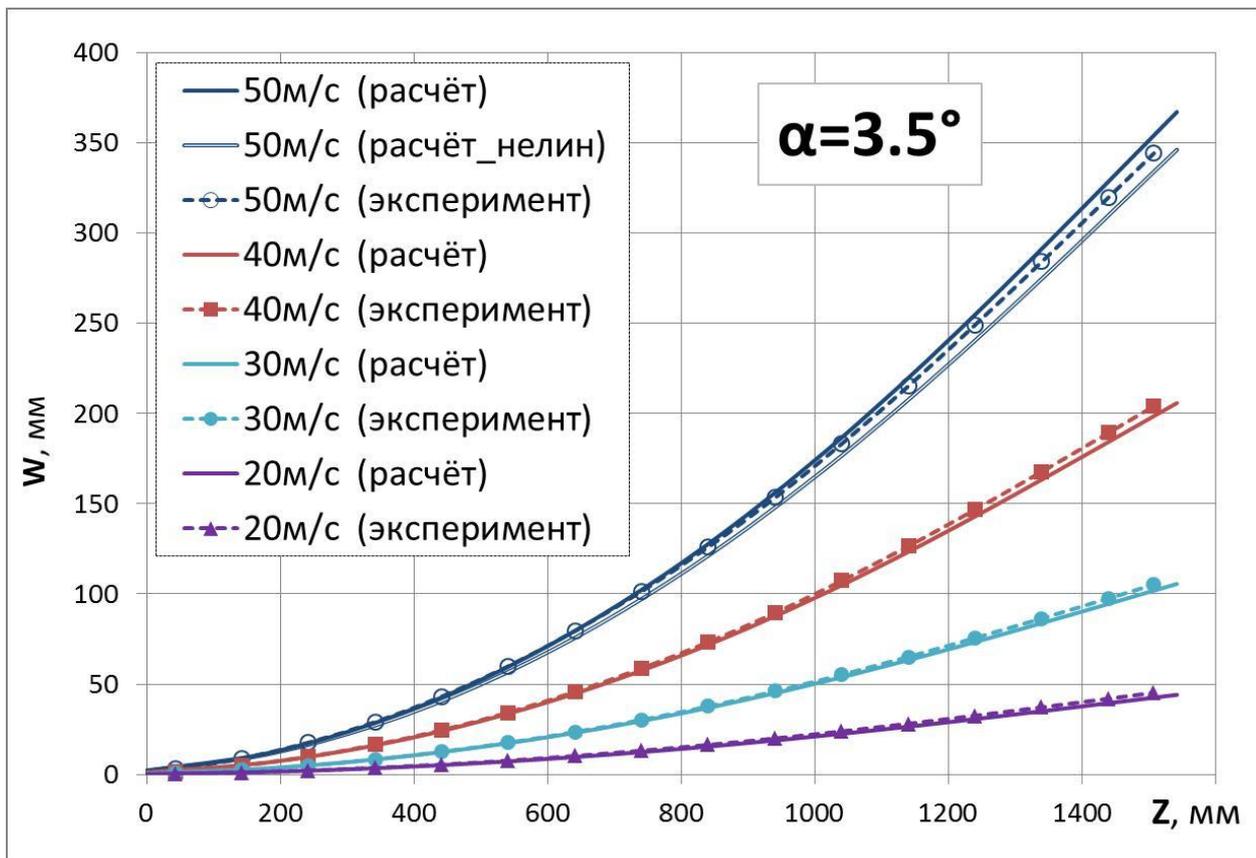


Рисунок 13. Сравнение прогибов тестовой модели вдоль оси жесткости, полученных расчётом (комплекс программ АРГОН) и в эксперименте (система ARAMIS 3D 12M)

Выводы

Создание конкурентоспособной авиационной техники невозможно без постоянного совершенствования методов исследования жесткостных характеристик летательных аппаратов, их упругоподобных и «жестких» аэродинамических моделей. Особенное значение эта работа приобрела в последнее время в связи с развитием концепции активной аэроупругости и адаптивных несущих поверхностей.

В настоящей работе представлена информация о коренном усовершенствовании системы экспериментального определения жесткостных

характеристик натуральных объектов авиационной техники и их моделей с использованием роботизированного стенда для определения жесткостных характеристик – СОЖХ и оптической системы бесконтактного измерения упругих деформаций конструкции.

Главная достигнутая цель работы: повышение оперативности, информативности и точности исследований жесткостных характеристик

Разработанная и усовершенствованная система определения жесткостных характеристик представляется одним из главных элементов многодисциплинарного подхода к проектированию перспективной авиационной техники, безопасной по условиям аэроупругости и прочности и совершенной по весовой отдаче, аэродинамическим, тактико-техническим характеристикам. Применение системы даст основу для создания новых перспективных расчетно-экспериментальных методов, необходимых для создания конкурентоспособной авиационной техники.

Библиографический список

1. Амирьянц Г.А. Об одном способе повышения критического скоростного напора реверса элеронов // Техника воздушного флота. 1967. № 4. С. 41 – 46.
2. Амирьянц Г.А. Об эффективности предэлерона на упругом крыле // Техника воздушного флота, 1970, № 7, С. 24 - 29.
3. Pendleton E., Griffin K.E., Kehoe M.W., Perry B. A Flight Research Program for Active Aeroelastic Wing Technology // AIAA-96-1574-CP, USA, April 1996, pp. 2263 - 2273.

4. Zink P.S., Mavris D.N., Love M.H., Karpel M. Robust Design for Aeroelastically Tailored/Active Aeroelastic Wing // 7-th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, MO, September 2-4, 1998, AIAA-98-4781.
5. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Некоторые особенности моделирования динамической аэроупругости летательных аппаратов в трансзвуковых аэродинамических трубах // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87164>
6. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Дренированные аэроупругие модели летательных аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77062>
7. Амирьянц Г.А., Буньков В.Г., Набиуллин Э.Н. Расчет на флаттер и реверс крыла малого удлинения с элеронами // Труды ЦАГИ, 1968. С. 1 – 8.
8. Амирьянц Г.А., Буньков В.Г. Применение метода многочленов к расчету параметров установившегося маневра упругого самолета // Ученые Записки ЦАГИ. 1976. Т. VII. № 4. С. 88 - 94.
9. Евсеев Д.Д., Ишмуратов Ф.З., Чедрик В.В. и др. Комплекс программ аэропрочностного проектирования самолета «АРГОН» // Ученые записки ЦАГИ. 1991. Т. XXII. № 5. С. 89 - 101.
10. Гроссман Е.П. Эффективность элеронов и дивергенции прямых и стреловидных крыльев // Труды ЦАГИ. 1949. - 8 с.

11. Гильденблат И.Ю., Егоров В.В., Пархомовский Я.М. Экспериментальные методы определения жесткостных характеристик самолета и его частей. Руководство для конструкторов.- М.: Изд. отд. ЦАГИ, 1979. Т. III Кн. 2. № 9. 24 с.
12. Амирьянц Г.А. Адаптивное крыло // Авторское свидетельство на изобретение №1762488 В 64 С 3/48 от 30.04.94.
13. Amiryants G. Adaptive Selectively Deformable Structures // Proceedings of 21-th ICAS Congress, Melbourne, 1998.
14. G. Amiryants, F. Ishmuratov, V. Malyutin, V. Timokhin. Selectively deformable structures for design of adaptive wing smart elements as part of active aeroelastic wing concept// IFASD, St-Petersburg, 2015.
15. Trutzer M., Siegling H.-F., Betz D., Sangkohl R., Staudigel L., Krumpholz O. Fiberoptic Smart Sensing of Component Deformations in Adaptive Wings // Proceedings of 22-nd ICAS Congress, Harrogate, 2000.
16. Амирьянц Г.А., Лацоев К.Ф., Малютин В.А., Муллов Ю.М., Найко Ю.А. Станция для определения жесткостных характеристик конструкций и их аэродинамических/аэроупругих моделей. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. 2669 - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2005. С. 84 - 88.
17. Блокин-Мечталин Ю.К., Судаков В.А., Заливако В.Ю., Малютин В.А. Измеритель углового положения изделия. Патент на изобретение № 2491507, 28.08.2013.

18. Агарков А.В., Григорьев А.В., Малютин В.А., Найко. Ю.А., Чижов А.А. Экспериментальное исследование жесткостных характеристик элементов крепления цельноповоротного оперения маневренного самолета с применением бесконтактных датчиков перемещения. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. 2738. - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2014. С. 165 - 170.
19. Григорьев А.В., Малютин В.А. Методика расчётно-экспериментального определения коэффициентов упругого влияния подвесных агрегатов летательного аппарата. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. 2738. - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2014. С. 159 - 165.
20. Pendleton, E., Flick, P., Voracek, D., Reichenbach, E., Griffin, K., Paul, D. "The X-53, A Summary of the Active Aeroelastic Wing Flight Research Program". Paper 07-1855 // Proceedings of the 48-th AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, 2007.
21. Amiryants G.A., Grigoriev A.V., Naiko Y.A., Paryshev S.E.. The "Active aeroelasticity" concept – the main stages and prospects of development // 30-th Congress of ICAS, Daejeon, 2016.