КОНКУРСНАЯ РАБОТА

Расчетно-экспериментальные исследования по обоснованию модификаций типовой конструкции планера RRJ-95NEW-100 направленных на улучшение лётно-технических и эксплуатационных характеристик

(За успехи в разработке авиационной техники и компонентов (ОКБ года))

М.Ч. Зиченков[1], А.С. Дзюба[1], С.Г. Баженов[1], И.Л. Чернышев[1], К.А. Балунов[1]

А.В. Долотовский[2], В.Н. Лавров[2], К.А. Кузнецов[2], В.Х. Сахин[2], А.А. Бабулин[2]

[1] ФАУ «ЦАГИ»

[2] ПАО «Корпорация «Иркут» филиал «Региональные самолеты»

Начиная с 2018 года ПАО «Корпорация «Иркут» филиал «Региональные самолеты» в рамках программы SSJ-NEW разрабатывает новую модификацию самолета с максимальным импортозамещением компонентов и систем, а также устранением дефектов конструкции планера самолета-прототипа (RRJ-95LR), выявленных в эксплуатации и при ресурсных испытаниях.

В 2021 году ФАУ «ЦАГИ» совместно с филиалом «Региональные самолеты» ПАО «Корпорация «Иркут» в рамках составной части научно-исследовательской работы по теме «Расчетно-экспериментальные исследования по обоснованию модификаций типовой конструкции планера RRJ-95NEW-100, направленных на улучшение характеристик ресурса и эксплуатационных характеристик» завершили выполнение комплекса расчетно-экспериментальные исследования по следующим направлениям (Рисунок 1):

1) Расчетно-экспериментальные работы по обеспечению ресурса хвостовой части и стабилизатора, а также зоны крепления двигателя к крылу.

2) Исследования по снижению нагрузок на воздушных режимах активными каналами КСУ и оценка повторяемости переменных нагрузок при работе КСУ.

3) Исследования поведения самолёта на критических режимах и сопровождение работ по разработке КСУ.

4) Расчетно-экспериментальная отработка критических по прочности зон конструкции самолета и выбор рациональных параметров конструктивно-силовой схемы.

5) Разработка рекомендации по проектированию самолета под заданный ресурс с учётом опыта испытаний и эксплуатации самолёта SSJ-100.

6) Исследования по определению аэроакустических нагрузок и ограничению вибраций для элементов механизации и участков фюзеляжа

7) Экспериментальные исследования в обеспечение разработки системы воздушных сигналов самолётов семейства SSJ.

Ниже представлены ключевые результаты по каждому из перечисленных выше направлений.

В целях обеспечения ресурса хвостовой части и стабилизатора проведены расчетно-экспериментальные исследования нестационарного обтекания и динамического нагружения конструкции самолета на взлетно-посадочных режимах. Выполнено численное моделирование обтекания самолета RRJ-95NEW-100 с механизированным крылом в посадочной конфигурации вблизи поверхности земли с моделированием струй двигателей и с отклоненными тормозными щитками и интерцепторами. Расчетные исследования показали, что нестационарные нагрузки на горизонтальное оперение (ГО) вызваны мощной вихревой дорожкой в следе за крылом, которая образуется в области между закрылком и задней поверхностью тормозного щитка. Основная частота колебаний подъемной силы на ГО составляет ~10.3 Гц (Рисунок 2), при этом в спектре также выражена частота ~ 8 Гц. С увеличением скорости набегающего потока частота осцилляций подъемной силы на ГО меняется так, что число Струхаля остается практически постоянным, а амплитуда колебаний коэффициента подъемной силы на одной стороне ГО немного увеличивается. Показано, что колебания на разных сторонах ГО происходят в противофазе (Рисунок 3). С помощью пакета программ EWT-ЦАГИ проведены нестационарные расчеты обтекания модели RRJ-95NEW-100 с моделированием реверса тяги в различных конфигурациях. Анализ локальных параметров течения продемонстрировал, что в сечении около фюзеляжа газ из струи правого реверсного отверстия сильно разрушен, порциями забрасывается выше крыла и воздействует на корневую часть ГО. Отмечено, что основное периодическое возмущение генерирует механизация крыла. При учете реверса тяги наблюдается спектр частот 3-12 Гц, при этом амплитуда колебаний подъемной силы на ГО с учетом реверса тяги больше до 10 раз, чем без реверса (Рисунок 4).

Проведены экспериментальные исследования параметров нестационарного следа за крылом модели самолета в аэродинамических трубах (АДТ) (Рисунок 5). В АДТ Т-102 и Т-103 с помощью термоанемометра, гребенки и многоствольного насадка выполнены измерения скоростного напора в контрольных точках следа, расположенных вблизи хвостового оперения. Определены стационарные и нестационарные параметры потока. Показано многократное увеличение уровня пульсации потока в следе крыла при отклонении интерцепторов и тормозных щитков, при этом наибольшее влияние на нагруженность ГО оказывают пульсации, действующие в концевых сечениях и создающие большой изгибающий момент в корне ГО (Рисунок 6). Экспериментальные исследования, проведенные в АДТ Т-102 и Т-103, показали многократное увеличение уровня пульсации потока в следе крыла

при отклонении интерцепторов и тормозных щитков и отсутствие симметрии обтекания модели. При отклонении тормозных щитков на угол [здесь и далее $\delta_{тщ1}$ – угол отклонения внутреннего тормозного щитка, $\delta_{тщ2}$ – угол отклонения внешнего тормозного щитка, $\delta_{инт}$ – угол отклонения интерцептора] $\delta_{тщ1}=\delta_{тщ2}=55°$, появляется пик амплитуды относительного спектра мощности (относительной спектральной плотности сигнала скорости) на частоте f ~ 110 Гц. Пересчет частоты с помощью числа Струхаля на условие натурного полета самолета дает величину частоты порядка ~ 8 Гц, что согласуется с результатами расчета по программе EWT-ЦАГИ и данными полученными в ходе летных испытаний. Уменьшение угла отклонения внешней секции тормозного щитка до $\delta_{тщ2}=20°$ снизило амплитуду доминирующего тона примерно в 5 раз. Амплитуды других гармоник снизились примерно в 3 раза (Рисунок 7).

Получены результаты экспериментальных исследований в АДТ Т-104, в рамках которых в составе модели самолета использованы модели гондолы двигателя SaM-146 свободнопроточные и с имитаторами реверсивного устройства. Испытания модели самолета проводились с крылом в посадочной конфигурации в присутствии экрана-имитатора взлетно-посадочной полосы (ВПП) при моделировании скорости обдува модели V = 20…80м/с, углов скольжения $\beta = 0, \pm 4°, -12.5°$ и режимов реверсирования тяги $G_{рев.\ натур}$=0…175 кг/с. Измерялись поля давлений, и осуществлялась визуализация поля течения с использованием шелковинок и метода цифровой трассерной визуализации (Рисунок 8).

Обработка и анализ выполненных испытаний в АДТ Т-104 показали, что:

1. В присутствии свободно-проточной гондолы:

1.1. При $\delta_{инт} = 0°$ и $\delta_{тщ1}, \delta_{тщ2} = 0°, 0°$ весь след от крыла проходит ниже ГО.

1.2. При $\delta_{инт} = 60°$ и $\delta_{тщ1}, \delta_{тщ2} = 55°, 55°$ верхняя область следа от крыла попадает на ГО. В этой части следа среднеквадратичное отклонение амплитуды пульсаций полного давления составляет 23 % от скоростного напора АДТ, при 60 м/с пик пульсаций полного давления наблюдается на частоте 145 Гц, в пересчёте на натурный размер 10 Гц.

1.3. При $\delta_{инт} = 60°$ и $\delta_{тщ1}, \delta_{тщ2} = 55°, 20°$ весь след от крыла проходит ниже ГО. Максимальная амплитуда пульсаций полного давления смещена к корню ГО, на спектрах отсутствуют выраженные пики пульсаций полного давления по частоте.

1.4. При $\delta_{инт} = 60°$ и $\delta_{тщ1}, \delta_{тщ2} = 55°, 55°$ пульсации полного давления и скорости потока в большей степени определяются пульсациями вертикальной составляющей скорости потока.

2. В присутствии гондолы с имитаторами реверсивного устройства.

2.1. При $\delta_{инт} = 0°$ и $\delta_{тщ1}, \delta_{тщ2} = 0°, 0°$ на режимах реверсирования $G_{рев.\ натур}$ <120 кг/с весь след от крыла проходит ниже ГО. Среднеквадратичное

отклонение амплитуды пульсаций полного давления составляет 6…14 % от скоростного напора АДТ. При увеличении режима реверсирования верхняя область следа попадает на ГО. Здесь среднеквадратичное отклонение амплитуды пульсаций полного давления составляет 14…25 % от скоростного напора АДТ.

2.2. При $\delta_{инт} = 60°$ и $\delta_{тщ1}, \delta_{тщ2} = 55°, 55°$ верхняя область следа попадает на ГО. Здесь среднеквадратичное отклонение амплитуды пульсаций полного давления составляет 22…30 % от скоростного напора АДТ.

2.3. При $\delta_{инт} = 60°$ и $\delta_{тщ1}, \delta_{тщ2} = 55°, 20°$ верхняя область следа попадает на корневую часть ГО. Здесь среднеквадратичное отклонение амплитуды пульсаций полного давления составляет 17…19 % от скоростного напора АДТ.

Проведены испытания динамического нагружения конструкции самолета на взлетно-посадочных режимах с использованием динамически-подобной модели (ДПМ) (4Д RRJ-95) в конфигурации, близкой к «натуре» при посадке (Рисунок 9). Показано, что при установке полной механизации крыла на спектре присутствует тон колебаний, изменяющий свою частоту в зависимости от скорости потока с 17 Гц (при V=10 м/с) до 28 Гц (при V=16 м/с). Среднеквадратичное отклонение увеличивается пропорционально скорости потока, но имеет 2 пика в местах совпадения частоты изменяющегося тона с собственными частотами ГО – 8 Гц и 9,44 Гц. В то же время в спектре колебаний ГО наблюдаются колебания на фиксированных частотах собственных тонов колебаний модели, что говорит о наличии также широкополосной составляющей в пульсациях потока в турбулентном следе за крылом, на который конструкция откликается собственными частотами. Среди этих частот наблюдается частота крыльевого тона – 2-ого изгиба крыла (~ 8.7 Гц), что свидетельствует о дополнительном возможном механизме возбуждения крыла не через непосредственное влияние пульсаций потока в спутном следе на стабилизатор, а через возбуждение срывами потока крыла, от которого возбуждение передается на стабилизатор через фюзеляж. Наличие в спектре колебаний постоянных собственных частот, независящих от скорости, также наблюдается в летных испытаниях. Результаты испытаний ДПМ в АДТ Т-101 показали, что наибольший уровень вибраций ГО проявляется при полностью отклоненной механизацией крыла на частоте его собственных тонов антисимметричных колебаний и интенсивно возрастает с ростом скорости потока, при этом в диапазоне скорости потока от 10 м/с до 16 м/с значения собственных частоты ГО практически не изменяются, но в спектре частот появляется тон вынужденных антисимметричных колебаний ГО с частотой, пропорциональной скорости потока, число Струхаля при этом остается постоянным. Сравнение спектрограмм модели и спектрограммы для прерванного взлета натурного самолета в конфигурации с полной выпущенной механизацией крыла демонстрирует удовлетворительное

качественное сходство с результатами летных испытаний в этом диапазоне скоростей (Рисунок 10).

Выполнен анализ расчетно-экспериментальных исследований различных вариантов модификации конструкции, таких как увеличение угла V-образности ГО, уменьшение площадей тормозных щитков, изменение углов отклонения тормозных щитков и интерцептора в посадочной конфигурации. Отмечено, что рассмотренные варианты модификации геометрии являются достаточно затруднительными с практической точки зрения и среди них наибольшим потенциалом по уменьшению амплитуды колебаний ГО (до 4 раз) обладает уменьшение площади внутреннего тормозного щитка и уменьшение угла отклонения внешнего тормозного щитка, а именно установка механизации в конфигурацию $\delta_{инт}$ = 60° и $\delta_{тщ1}$, $\delta_{тщ2}$ = 55°,20°. При этом общее сопротивление летательного аппарата уменьшается на величину не более 1.3 % (Рисунок 12).

В результате комплексных исследований зоны крепления двигателя на пилоне к крылу, включающих жесткостные испытания навески двигателя и расчетно-экспериментальное определение напряженно-деформированного состояния (НДС) зоны крепления двигателя к крылу с учетом фазированного приложения нагрузок определены матрицы податливостей имитатора в центре масс двигателя для трёх вариантов нагружения – без имитации сил тяги и реверса, при наличии силы тяги и при наличии силы реверса. Полученные матрицы податливостей предназначены для уточнения динамических расчетных моделей, применяемых при расчетах нагрузок и характеристик аэроупругости. Определена матрица реакций (напряжения и/или усилия) в узлах навески двигателя на пилоне и пилона на крыле, предназначенная для восстановления нагрузок на двигатели в полете по результатам летных испытаний с использованием бортовой тензометрии. Полученные уточненные нагрузки будут использованы в дальнейшем для корректировки программ натурных ресурсных испытаний (Рисунок 13).

Выполнены расчёты методом полных циклов оценки повреждаемости крыла самолета с прототипом алгоритмов КСУ, включающим алгоритмы улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) и алгоритмы снижения нагрузок (АСМН) при воздействии атмосферной турбулентности в типовом полете. Показано, что работа СУУ приводит к уменьшению повреждаемости крыла в типовом полете на 5-7 % за счет увеличения демпфирования колебаний самолета по тангажу. Рассматриваемая система снижения нагрузок (АСМН) на повреждаемость в типовом полете практически не влияет. В качестве рекомендаций, предложено для снижения повреждаемости использовать активную систему снижения ветровых нагрузок (ССВН), включающая контур непосредственной разгрузки крыла (КНР), работающий по сигналам угла атаки, скорости тангажа и перегрузки, и контур

демпфирования упругих колебаний крыла (ДУК) с динамическими обратными связями по сигналам перегрузки, измеренной на фюзеляже и крыле.

Проведен синтез и предварительная оценка эффективности ССВН, использующей для формирования управляющего сигнала датчики угла атаки, скорости тангажа и нормальной перегрузки на фюзеляже и концах крыла, а в качестве исполнительных органов симметрично отклоняемые элероны и рули высоты. Использование предложенной ССВН позволяет снизить эксплуатационные изгибающие моменты крыла от воздействия неспокойного воздуха (однократных порывов и непрерывной турбулентности) как на расчетных по максимальным нагрузкам, так и на характерных для набора высоты и снижения режимах до уровня (и ниже) маневренных нагрузок самолета с АСМН. Снижение эксплуатационного изгибающего момента в корне крыла за счёт системы снижения ветровых нагрузок может достигать на расчетных режимах 8,2 т·м (~6 % от общей нагрузки).

В 2021 году специалистами ФАУ «ЦАГИ» и филиала «Региональные самолёты» было разработано Руководство для конструкторов содержащее рекомендованные ФАУ «ЦАГИ» методы расчёта долговечности до образования трещины или разрушения, а также методы расчёта длительности роста трещин и остаточной прочности металлических элементов конструкции воздушного судна, необходимые для выполнения требований параграфа 25.571 Авиационных правил для обеспечения безопасности длительной эксплуатации самолёта при отработке его конструкции на этапах проектирования, проведения испытаний элементов, частей и натурной конструкции в целом и при проведении работ по поддержанию лётной годности самолёта в процессе всего периода его эксплуатации вплоть до списания (Рисунок 14). Подготовлено РДК по проектированию самолётов обобщающее актуальную информацию по методике и технике проведения испытаний на усталостную прочность и трещиностойкость материалов, конструктивно-подобных образцов, натурных элементов и натурной конструкции планера самолёта из конструкционных металлических сплавов и ПКМ, включая рекомендации по методике статистического анализа прочностных характеристик, а также по методике фрактографического исследования длительности роста усталостной трещины (Рисунок 15). РДК оформлены в виде отдельных документов в формате «Инструкций инженерного центра филиала ПАО «Корпорация «Иркут» «Региональные самолеты».

Разработаны принципиально новые методы и средства повышения эффективности проведения ресурсных испытаний на усталость и живучесть натурных авиаконструкций, обеспечивающие повышение эффективности испытаний за счет повышения точности воспроизведения, заданного нагружения и увеличения быстродействия нагружения спектром случайного переменного нагружения, характерных для типовой эксплуатации дозвуковых самолетов.

Проведен анализ централизованной и распределённой системы управления нагружения для ресурсных испытаний. Выявлены значительные преимущества применения распределенной системы: гибкость и модифицируемость, простота в обслуживании и ремонте, невысокие требования к вычислительной мощности, невысокие требования к персоналу (Рисунок 16).

Получены результаты экспериментальных исследований на натурных отсеках фюзеляжа самолета (Рисунок 17), а также проведена валидация методов расчёта процессов деформирования и прочности фюзеляжа при аварийной посадке. Анализ полученных результатов испытаний показал, что конструкция фрагментов обеспечивает выполнение требований по сохранению безопасного объёма для пассажиров и обеспечению путей эвакуации пассажиров при аварийной посадке. Разработаны конечно-элементная модель фрагментов для моделирования испытаний на вертикальный сброс с учетом геометрической и физической нелинейностей в динамической постановке с разрушением материала (Рисунок 18). Сопоставление расчётных и экспериментальных данных показало, что расчётная модель имеет качественное и количественное совпадение с экспериментом. Относительная ошибка по перемещениям конструкции не превышает 7 %, при этом среднее значение ошибки по контрольным точкам составляет не более 4 %. Параметрические исследования по коррекции параметров расчётной модели, таких как характеристики материала, геометрия модели и граничные условия, позволили уменьшить среднее значение относительной ошибки до 3,6 % (Рисунок 19).

Решены методические вопросы, связанные с оценкой искажений регистрируемых уровней пульсаций давления поверхностными приемниками, монтируемыми в специально установленные обтекатели и выбрана на основании проведения измерений в рабочей части аэроакустической установки П-2 оптимальная конструкция обтекателя, которая обеспечивает регистрацию пульсаций давления с максимальными искажениями, не превышающими 1 дБ. Разработан специальный обтекатель для вибродатчиков. Результаты предварительных измерений на аэроакустической установке П-2 датчиков, оснащенных такими обтекателями, показали малую степень искажений регистрируемых уровней виброускорений (в пределах 5 %). Для оценки максимальных уровней аэроакустического нагружения от струи, а также надежного пересчета соответствующих пульсаций на различные геометрические и газодинамические условия, на основании Пи-теоремы, получены основные масштабные законы для пульсаций давления в зоне струи, в которой обычно располагаются наиболее близкие к струе элементы крыла. Проанализированы функциональные зависимости спектральной плотности пульсаций давления от определяющих параметров задачи – положения точки в пространстве, частоты пульсаций давления, характеристик спутного потока и потока на срезе сопла, динамической вязкости. Показано, что

имеет место подобие по геометрическому масштабу, по скорости потока, по частоте возмущений. Получена относительно простая зависимость пульсаций давления от радиальной координаты. Проведена валидация масштабирующих соотношений на основе данных маломасштабного эксперимента. Полученные результаты позволят в будущем провести прямое сопоставление результатов модельных, полученных в аэроакустической камере АК-2, и натурных летных испытаний (Рисунок 20).

В части исследований поведения самолета RRJ-95NEW-100 на критических режимах полета разработана методика оценки характеристик самолета по результатам летных испытаний, которая позволяет определять аэродинамические производные, одномерные нелинейные характеристики в виде табличных функций и многомерные нелинейные аэродинамические характеристики самолета. Впервые для идентификации применен метод заполнения многомерных сеток, который состоит в покрытии области определения и изменения аэродинамической характеристики сеткой, на узлах которой определяется весовая функция влияния. Значение этой функции активируется и накапливается при прохождении фазовой траектории вблизи узлов. Тестовые примеры показали высокую эффективность данного метода. Проведена обработка летных испытаний самолета RRJ-95LR и уточнены параметры модели нестационарных сил и моментов. Предложена альтернативная математическая модель продольных нестационарных аэродинамических характеристик магистрального самолёта на больших углах атаки с дополнительным дифференциальным уравнением и методика идентификации её параметров по результатам лётных испытаний. Результаты моделирования удовлетворительно совпадают с лётными данными. Предложенная модель передана для использования на пилотажном стенде для оценки лётчиком-испытателем динамики самолёта на режимах сваливания (Рисунок 21).

Создана и отработана математическая модель динамики самолета RRJ-95NEW-100 для проведения расчетных и стендовых исследований критических режимов на подвижном центре ЦАГИ ПСПК-102. Разработан алгоритм, позволяющий повысить качество воспроизведения бафтинга на подвижном пилотажном стенде. Выбраны оптимальные настройки разработанного алгоритма. Приведены экспериментальные данные, подтверждающие высокое качество воспроизведения эффектов бафтинга на пилотажном стенде ПСПК-102. Отработана методика воспроизведения характерных особенностей аэродинамической тряски (интенсивности и частотного состава) на подвижном стенде. Представленная математическая модель достаточно точно и достоверно передаёт поведение самолёта-прототипа RRJ-95 в крейсерской (FLAP 0, шасси убраны) и взлётной (FLAP 2, шасси убраны) конфигурациях на больших углах атаки. Выбраны режимы и разработаны сценарии для предварительной оценки математических моделей на БУА с летчиком-испытателем. Разработаны предложения по автоматическому выводу самолета из

сложного пространственного положения с помощью задействованных штатных режимов автопилота: стабилизации крена γ=0 по сигналам ЕМС, и стабилизации угла наклона траектории θ=0 через режим «FPA». Расчетные исследования режимов автоматического вывода самолета из сложного пространственного положения подтвердили безопасность и эффективность использования частных режимов автопилота (Рисунок 22).

В ходе сопровождения разработки комплексной системы управления (КСУ) и ее отдельных элементов (вычислителей и приводов), создаваемых по программе импортозамещения, были разработаны программно-математические модели электрогидравлических сервоприводов (ЭГСП) основных рулевых поверхностей для реализации принципа модельно-ориентированного проектирования и интеграции подсистем самолета (Рисунок 23).

По направлению, ориентированному на разработку предложений по снижению взаимного нагружения одновременно работающих приводов, на стенде нагрузочных испытательных машин (стенд НИМ) ФАУ «ЦАГИ» на установке-имитаторе рулевой поверхности с использованием двух электрогидравлических приводов-макетов проведена экспериментальная проверка эффективности разработанного алгоритма выравнивания усилий. При этом характеристики обоих макетных приводов были близки по развиваемым усилиям, но значительно отличались по максимальной развиваемой скорости. Управление приводами осуществлялось с подключением алгоритма снижения взаимонагружения. Экспериментальное исследование алгоритма снижения взаимонагружения показало его высокую эффективность в установившихся режимах – снижение взаимного нагружения на установившихся режимах составляет от 97% до 50% в диапазоне частот управления 0,05 – 0,8 Гц (при повышении частоты абсолютная величина снижения взаимонагружения падает, вместе с тем падает и эффективность). На динамических режимах была выявлена меньшая эффективность – от 70% до 7% в диапазоне частот управления 0,05 – 0,8 Гц) алгоритма по причине значительных различий в скоростях испытуемых приводов. Проведена оценка эффективности алгоритма в одном из тестов с программным ограничением скорости нарастания задающего сигнала (что эквивалентно ограничению скорости более быстрого привода), результаты теста подтверждают, что при сопоставимых максимальных скоростях приводов силы взаимонагружения в динамических режимах существенно снижаются алгоритмом – даже при ступенчатом управлении происходит снижение забросов по силе взаимонагружения более чем в 3 раза. Отработана методика исследования взаимонагружения в системе из двух одновременно работающих приводов на рулевой поверхности самолета. Показана принципиальная возможность настройки алгоритма снижения взаимонагружения предложенной структуры для уменьшения величины силы взаимонагружения не менее чем в два раза. Выявлены

проблемы с появлением статической ошибки, требующие численного решения на натурных РП (Рисунок 24).

Выполнен цикл работ по подготовке к выборочному тестированию приводов КСУ на стенде нагрузочных испытательных машин ЦАГИ проведены отладочные испытания редукционного блока, в ходе которых оценивалось качество переходных процессов регулирования давления подачи на уровнях: 100, 210 и 280 атм. Тестирование проводилось как при отсутствии расхода на испытуемом рулевом приводе, так и при расходе *4 л/мин*. Результаты отладочных испытаний показывают, что редукционный блок выполняет функцию регулирования давления с достаточным быстродействием (времена переходных процессов $T_{ПП} < 1$ *с*, времена нарастания (100%·установившегося значения) $T_Н < 0{,}2$ *с*. Наибольшее перерегулирование, влияющее на установление заданного значения, возникает в диапазоне приращений давлений ΔP от 70 до 110 атм и составляет ≈20%. Для снижения перерегулирования с сохранением быстродействия командную установку на изменение рабочего давления в редукционном блоке следует формировать с плавным нарастанием в *0,5 с* (для приращений давлений ΔP от 70 до 110 атм – *0,7…0,9 с*). Введённые в эксплуатацию редукционный и подпорный блоки будут использованы при испытаниях бортовых систем гидравлических рулевых приводов в части имитации отказов функционирования гидросистем, а также для оценки статических и динамических характеристик приводов на различных уровнях давления подачи и слива (Рисунок 25).

В части подготовки к выборочному тестированию вычислителей КСУ подготовлены математические модели информационно-измерительных систем, необходимых для информационного обеспечения вычислителей КСУ при полунатурном моделировании на стенде. Модели конвертированы для встраивания в среду реального времени и прошли апробацию. Предложены сценарии полунатурного моделирования системы «модель самолета с приводами и подсистемами – штатные бортовые вычислители КСУ» для оценки запасов устойчивости замкнутого контура «модель самолета с подсистемами – натурные вычислители КСУ – имитаторы приводов» с задействованными интегральными обратными связями в КСУ (Рисунок 26).

В рамках экспериментальных исследований в обеспечение разработки системы воздушных сигналов самолётов семейства SSJ подготовлены и проведены испытания моделей самолета-прототипа RRJ-95 в аэродинамических трубах Т-105 и Т-128 ЦАГИ с целью измерения параметров воздушного потока в местах установки датчиков из состава системы воздушных сигналов (СВС) на борту самолета RRJ-95NEW-100. Для этого выполнено оснащение моделей самолета-прототипа RRJ-95 пневмометрическими зондами и приемниками статического давления. Подготовлены и смонтированы системы измерения и регистрации давлений. На

основании полученных экспериментальных данных выполнен расчет местных воздушных параметров (местного угла атаки и коэффициента местного статического давления) в точках установки датчиков из состава СВС на борту самолета RRJ-95 NEW-100. Показано, что значения местных воздушных параметров существенно зависят как от угла атаки, так и от угла скольжения, а также от числа Маха. Для трех каналов СВС в соответствии с архитектурой, сформированной Заказчиком, разработаны законы коррекции угла атаки и статического давления в виде табличных зависимостей от местных значений угла атаки и числа Маха при угле скольжения $\beta = 0$. Выполнена оценка влияния выпуска механизации крыла на величину местного угла атаки и коэффициента статического давления при $\beta = 0$ определены соответствующие поправки.

Взаимодействие ФАУ «ЦАГИ» с филиалом «Региональные самолеты» ПАО «Корпорация «Иркут» стратегически важно для безопасности, эффективности и конкурентоспособности отечественной гражданской авиационной техники. Представленные результаты выполненных совместно научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ – пример плодотворного сотрудничества по решению наукоемких задач, где ФАУ «ЦАГИ» выступил в роли генерального научного партнера и были задействованы специалисты практически всех подразделений института. Результаты работы послужат фундаментом для дальнейших многодисциплинарных исследований на благо авиационной отрасли.

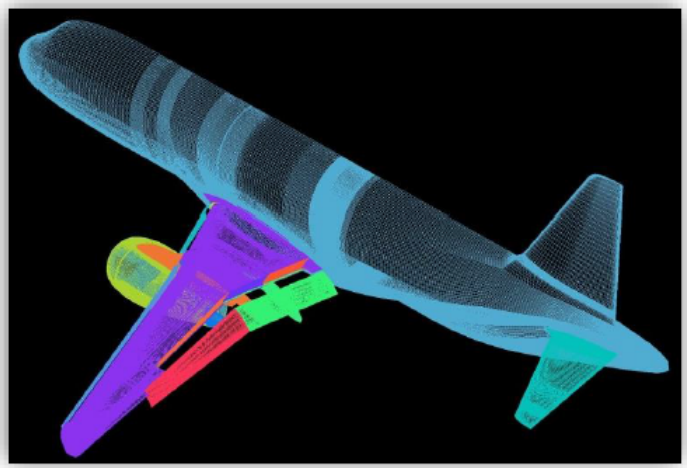
Расчетно-экспериментальные исследования по обоснованию модификаций типовой конструкции планера RRJ-95NEW-100, направленных на улучшение характеристик ресурса и эксплуатационных характеристик

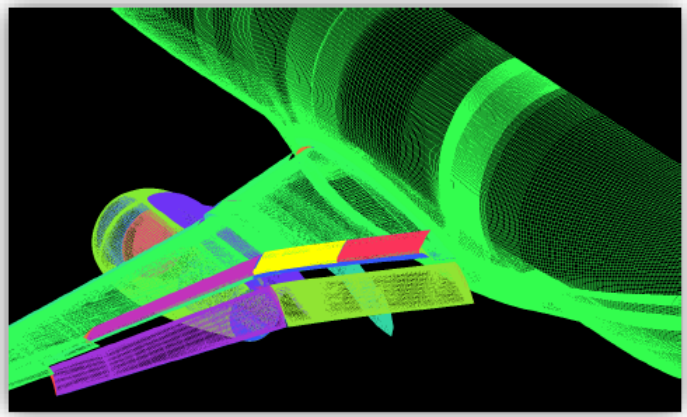
Цель и задачи: Разработка предложений и рекомендаций по модификаций типовой конструкции планера RRJ-95NEW-100, направленных на улучшение лётно-технических и эксплуатационных характеристик самолета

1	Расчетно-экспериментальные работы по обеспечению ресурса зоны крепления двигателя к крылу
2	Расчетно-экспериментальные работы по обеспечению ресурса хвостовой части и стабилизатора
3	Снижение повторяемости переменных нагрузок на планер и шасси на наземных режимах движения за счет оптимизации амортизационных характеристик шасси
4	Оценка повторяемости переменных нагрузок при работе КСУ
5	Исследования по снижению нагрузок на воздушных режимах активными каналами КСУ
6	Разработка предложений по увеличению ресурса за счет мониторинга усталостной повреждаемости каждого экземпляра самолета в каждом полете
7	Расчетно-экспериментальная отработка критических по прочности зон конструкции самолета и выбор рациональных параметров конструктивно-силовой схемы
8	Обобщающий анализ результатов и выработка предложений по модификации типовой конструкции планера RRJ в целях улучшению лётно-технических и эксплуатационных характеристик
9	Разработка рекомендации по проектированию самолета под заданный ресурс с учётом опыта испытаний и эксплуатации самолёта SSJ-100
10	Исследования по определению аэроакустических нагрузок и ограничению вибраций для элементов механизации и участков фюзеляжа
11	Исследования поведения самолёта на критических режимах и сопровождение работ по разработке КСУ
12	Экспериментальные исследования в обеспечение разработки системы воздушных сигналов самолётов семейства SSJ

Рисунок 1

Расчетные исследования нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100





Расчетные исследования базовой компоновки в рамках нестационарных уравнений Рейнольдса

a=0°, учет земли, V=211 км/ч

Получено для базовой компоновки:

- Нестационарные нагрузки на ГО вызваны мощной вихревой дорожкой, которая образуется в области между закрылком и щитком
- Основная частота колебаний подъемной силы на ГО составляет ~10.3 Гц, при этом средняя амплитуда колебаний подъемной силы на одной стороне ГО составляет около 179 кгс.
- Во внешних сечениях ГО подъемная сила знакопеременна
- Колебания на левой и правой частях ГО происходят практически в противофазе

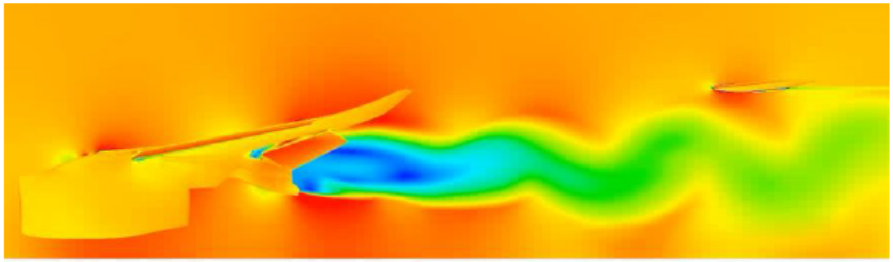
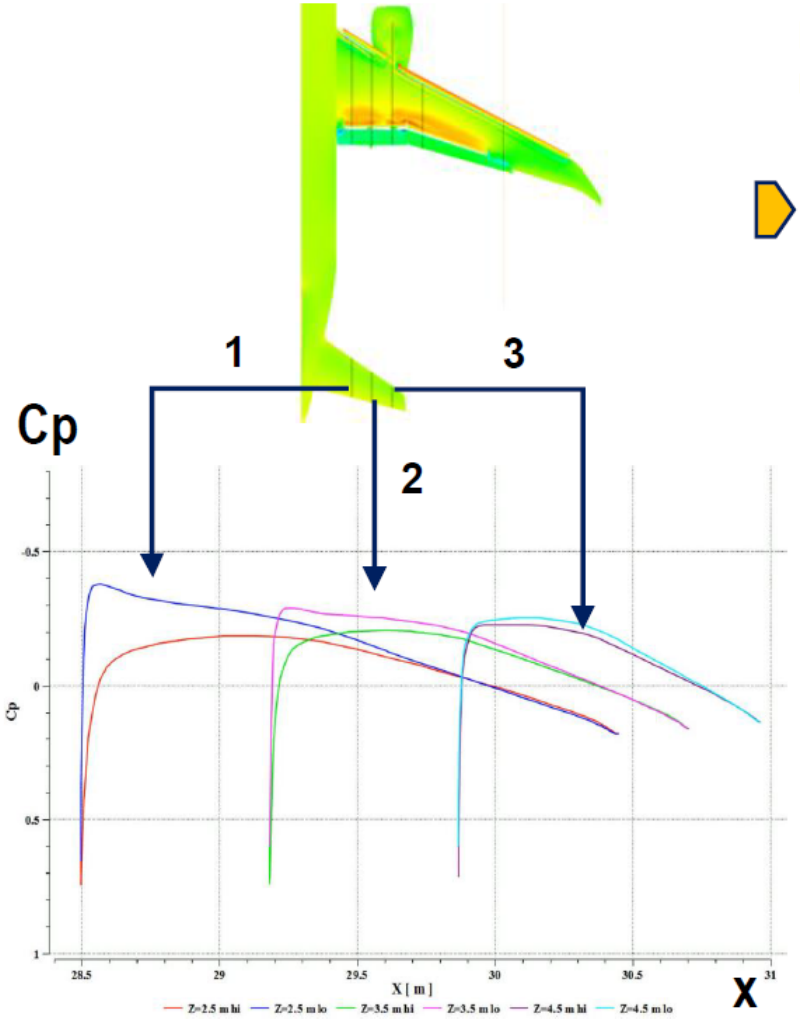


Рисунок 3

Расчетные исследования нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100



Расчетные исследования базовой компоновки в рамках нестационарных уравнений Рейнольдса

a=0°, учет земли, V=211 км/ч

Получено для базовой компоновки:

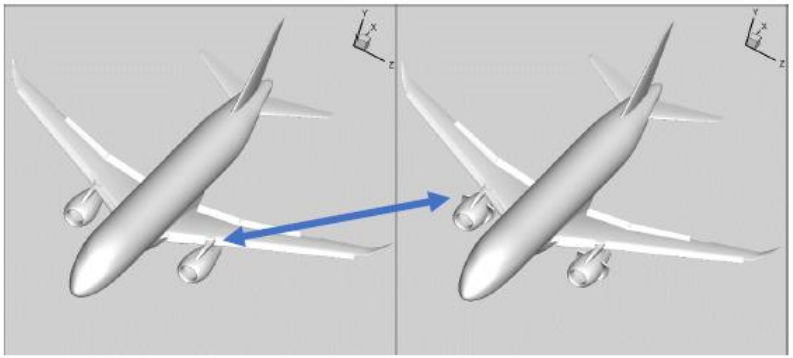
- Нестационарные нагрузки на ГО вызваны мощной вихревой дорожкой, которая образуется в области между закрылком и щитком
- Основная частота колебаний подъемной силы на ГО составляет ~10.3 Гц, при этом средняя амплитуда колебаний подъемной силы на одной стороне ГО составляет около 179 кгс.
- Во внешних сечениях ГО подъемная сила знакопеременна
- Колебания на левой и правой частях ГО происходят практически в противофазе

Рисунок 4

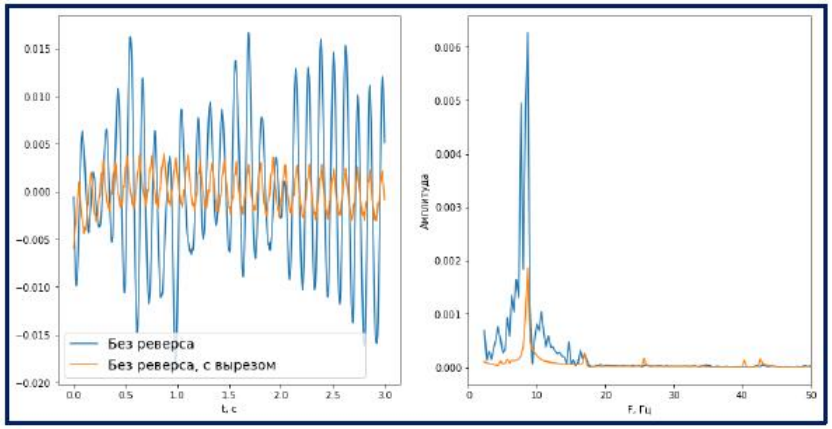
Расчетные исследования нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100

Моделирование реверса тяги

- При учете реверса тяги наблюдается спектр частот – 3-12 Гц, при этом амплитуда колебаний силы на ГО с учетом реверса тяги больше до 10 раз, чем без реверса.
- Предложена модификация элементов механизации крыла [$\delta_{тщ1}$, $\delta_{тщ2}$ = 55°, 20° и $\delta_{инт}$ = 60°] при которой амплитуда уменьшается в 3-5 раз при сохранении частоты (~8 Гц).



Без реверса С реверсом



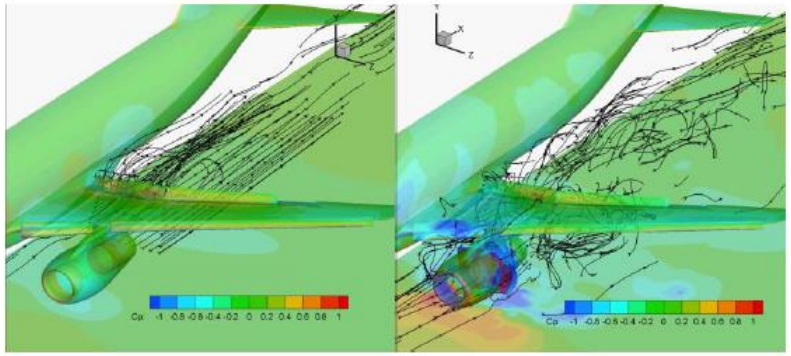


Рисунок 5

Экспериментальные исследования в АДТ нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100

КОНФИГУРАЦИЯ МОДЕЛИ:

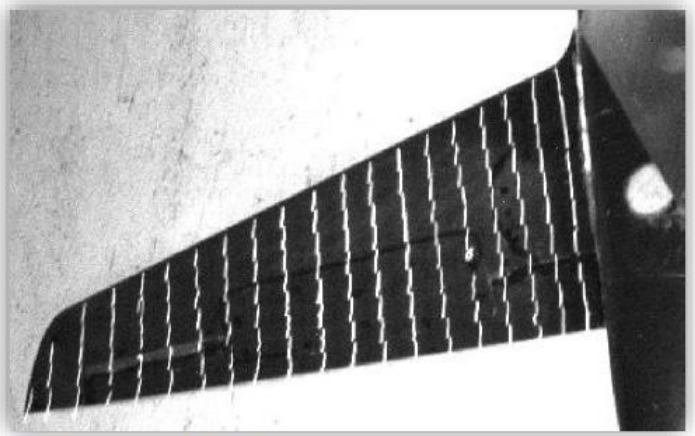
- Отклонение тормозных щитков и интерцепторов на различные углы.
- а) двигатель с имитацией реверса тяги
- б) свободно проточная мотогондола
- Различные варианты геометрии тормозных щитков

СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ:

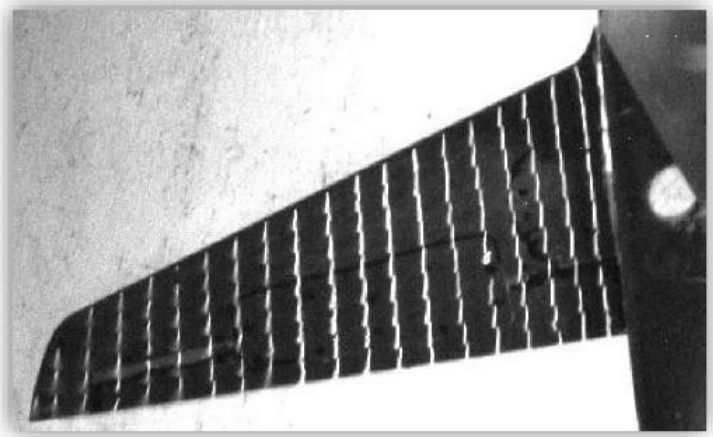
- гребенки приемников давления в области ГО
- минишелковинки
- тепловизор
- PIV
- дымогенератор

Рисунок 6

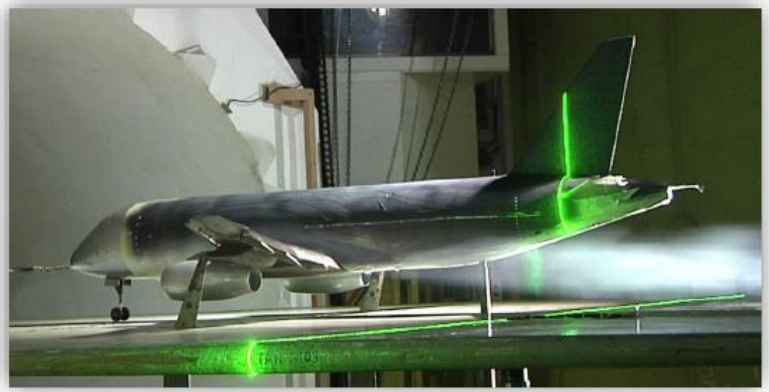
Экспериментальные исследования в АДТ нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100

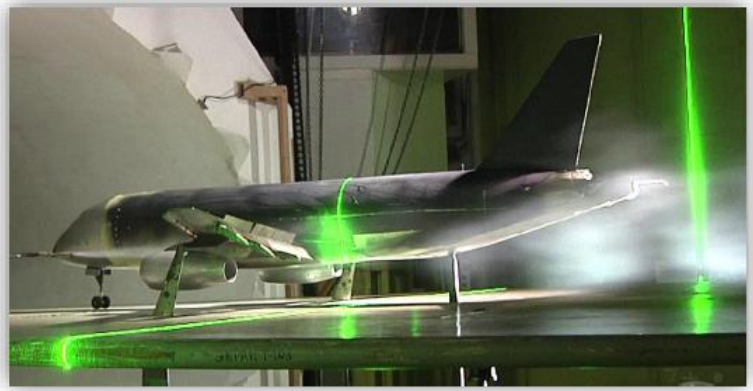


Обтекание ГО без отклонения тормозных щитков и интерцептора при α=0



Обтекание ГО с отклоненными тормозными щитками и интерцептором при α=0





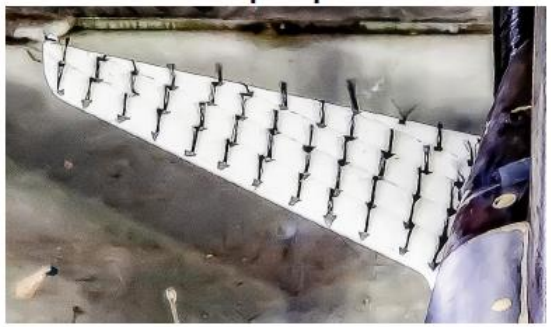
Область следа за крылом при отклонении тормозных щитков и интерцептора на базовый для самолета угол ($\delta_{тщ1}$, $\delta_{тщ2}$=55°, $\delta_{инт}$=60°) существенно расширяется

Рисунок 7

Экспериментальные исследования в АДТ нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100

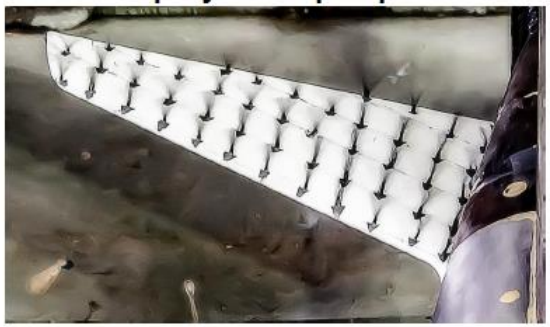
Реверс	Внутренний щиток, град	Наружный щиток, град	Интерцептор, град	Потери полного давления $\Delta P_0/q_\infty$	Частота пика, Гц
нет	0	0	0	0.00	нет
нет	55	55	60	0.12	145
нет	20	55	60	0.04	нет
есть	55	55	60	0.26	40
есть	20	55	60	0.16	30, 70

Без щитков и интерцепторов
Без реверса

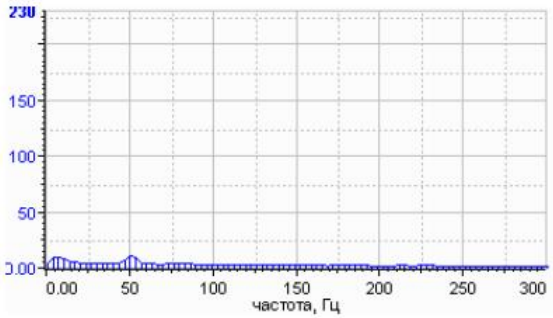


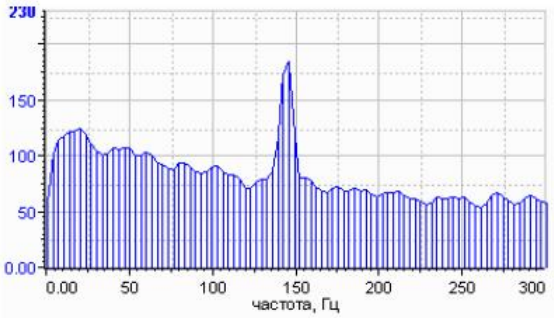
Щитки 55° и интерцепторы 60°
Без реверса

Щитки 55° и интерцепторы 60°
В присутствии реверса



Спектры амплитуды пульсаций полного давления в области установки ГО при разных вариантах механизации





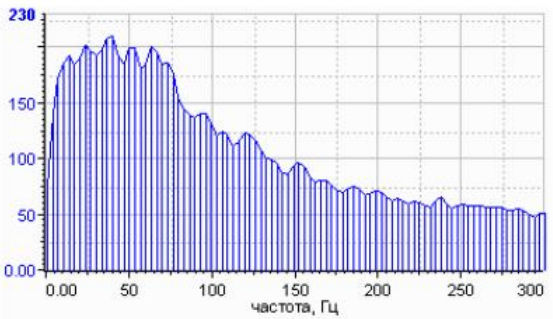
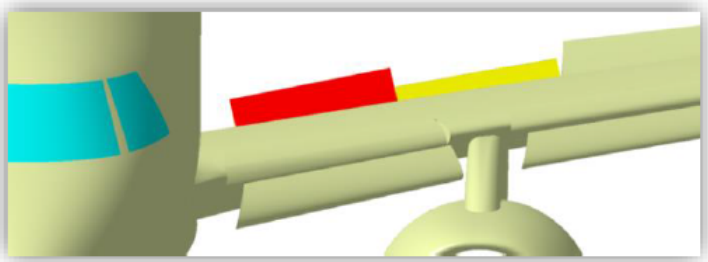


Рисунок 8

Экспериментальные исследования в АДТ нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100

Выводы:

- Наблюдаются значительное увеличение пульсаций вертикальной составляющей скорости потока в области расположения ГО при открытии тормозных щитков. Число Струхаля при изменении скорости набегающего потока практически не меняется.
- Наиболее эффективное снижение уровня пульсаций полного давления в области расположения ГО (до 4 раз) может обеспечить установка тормозных щитков и интерцептора в конфигурацию $\delta_{тщ1}$, $\delta_{тщ2}$ = 55°, 20° и $\delta_{инт}$ = 60°, при имитации работы реверсивного устройства отмечается снижение СКО пульсаций полного давления на 7%



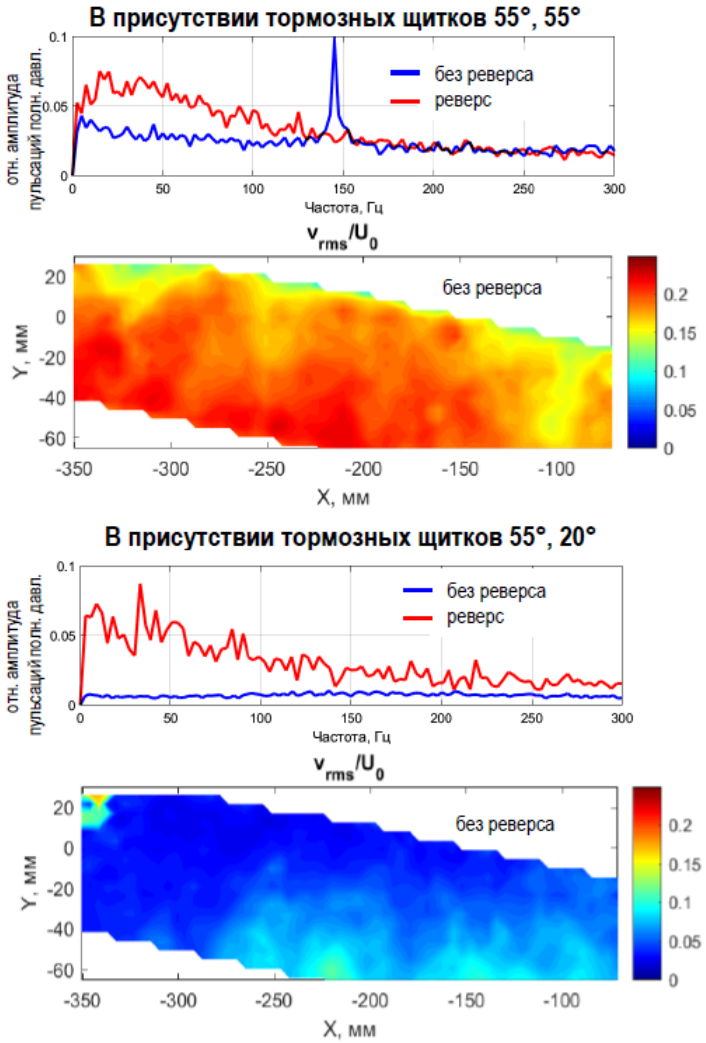
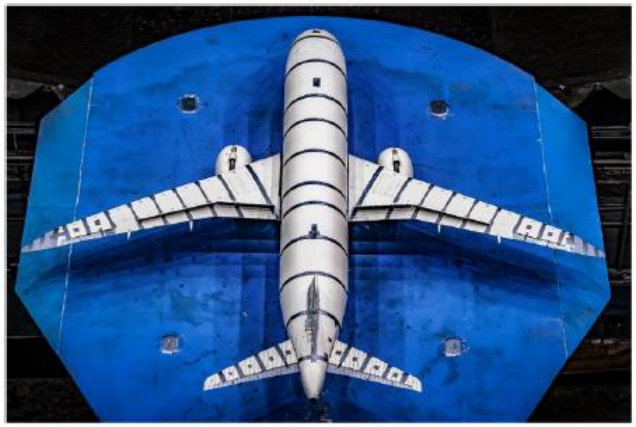


Рисунок 9

Экспериментальные исследования в АДТ на ДМП нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100



На ДПМ **выполнено:**

- Контрольные ЧИ модели на пилоне
- Исследование 64 режимов (16 конфигураций * 4 скорости)
- Обработка полученных данных – вычисление МО, СКО, построение спектров и форм колебаний

Масштабы моделирования:

- Масштаб длины K_L = 1/5
- Масштаб скорости K_V = 1/5
- Масштаб частот $K_P = K_V / K_L = 1$
- $V_{нат}$ = 700 км/час > $V_{мод}$ = 38.9 м/с
- $V_{нат}$ = 180 км/час > $V_{мод}$ = 10.0 м/с

- С целью максимально поднять частоту тона антисимметричного изгиба стабилизатора выполнены дополнительные способы доработки модели

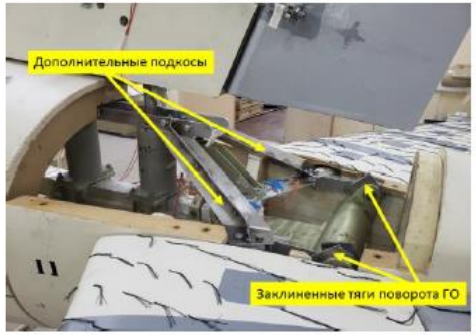


Схема варианта доработки модели с жестким соединением узла крепления ГО с балкой ВО, установкой подкосов в корне ГО и заклиниваем тяг поворота ГО

Результаты исследований показали:

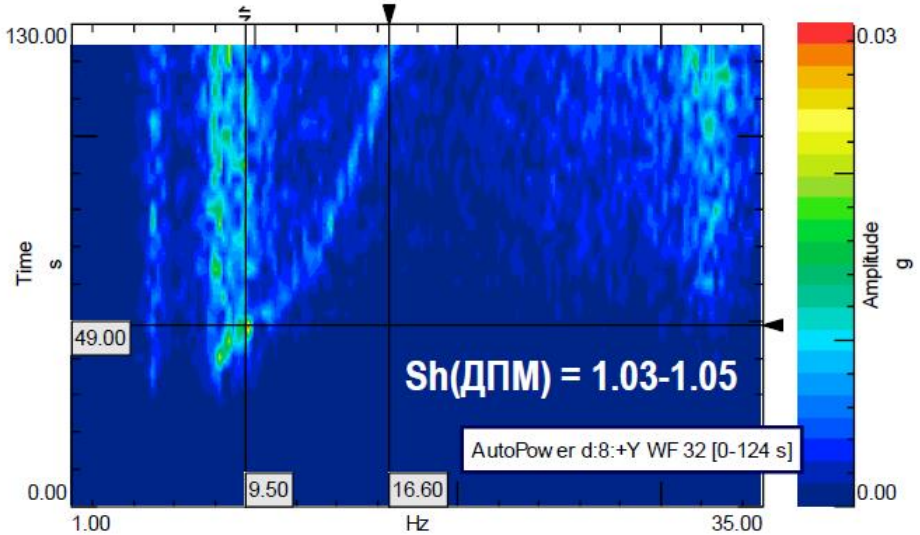
- Имеет место вихревая дорожка Кармана, частота которой падает с уменьшением скорости пробега (как при Sh = const).
- Конструкция реагирует в форме вынужденных колебаний.
- При приближении частоты дорожки к частотам собственных упругих колебаний конструкции, возникает временный резонанс

Рисунок 10

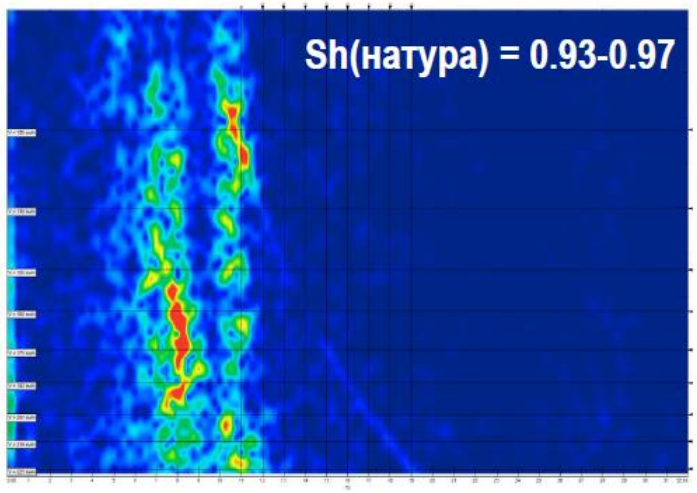
Экспериментальные исследования в АДТ на ДМП нестационарного обтекания хвостового оперения RRJ-95NEW-100

Показано хорошее качественное и количественное соответствие картины колебаний ГО на модели с результатами летных испытаний

(**Sh(ДПМ) = 1.03-1.05 ↔ Sh(натура) = 0.93-0.97**)



Спектрограмма акселерометра, установленного на ГО, при скоростях потока 0-10 м/с для вариантов полной механизации крыла и α=0°



«Водопад» сигнала $M_{xГО}$, натура, прерванный взлет (№10), торможение

Рисунок 11

Посадочные характеристики самолета при различных углах отклонения интерцепторов и тормозных щитков

Посадочные характеристики самолета при различных углах отклонения интерцепторов и тормозных щитков

Посадочный вес, кг	30000	32000	34000	36000	38000	40000	42000	44000	46000
Углы отклонения тормозных щитков: внутренние = 0°, внешние =0° и интерцепторов =0°									
Длина ВПП, м	1603	1680	1753	1823	1903	1978	2053	2122	2201
Углы отклонения тормозных щитков: внутренние = 0°, внешние =0° и интерцепторов =60°									
Длина ВПП, м	1320	1377	1433	1486	1544	1600	1656	1708	1764
Углы отклонения тормозных щитков: внутренние = 50°, внешние =20° и интерцепторов =60°									
Длина ВПП, м	1236	1287	1336	1384	1436	**1487**	1537	1583	1632
Углы отклонения тормозных щитков: внутренние = 55°, внешние =55° и интерцепторов =60°									
Длина ВПП, м	1214	1264	1312	1359	1409	1458	1507	1551	1598

*Потребная посадочная дистанция (ВПП) определялась в соответствии с АП-25 как фактическая посадочная дистанция с высоты 15 м, умноженная на коэффициент безопасности 1.67

Наиболее эффективное снижение уровня пульсаций полного давления в области расположения ГО (до 4 раз) может обеспечить установка тормозных щитков и интерцептора в конфигурацию $\delta_{тщ1}$, $\delta_{тщ2}$ = 55°, 20° и $\delta_{инт}$ = 60°

Рисунок 12

Расчетно-экспериментальные работы по обеспечению ресурса зоны крепления двигателя к крылу

Проведены жесткостные испытания по определению матрицы податливости и реакций в системе подвески двигателя на пилоне

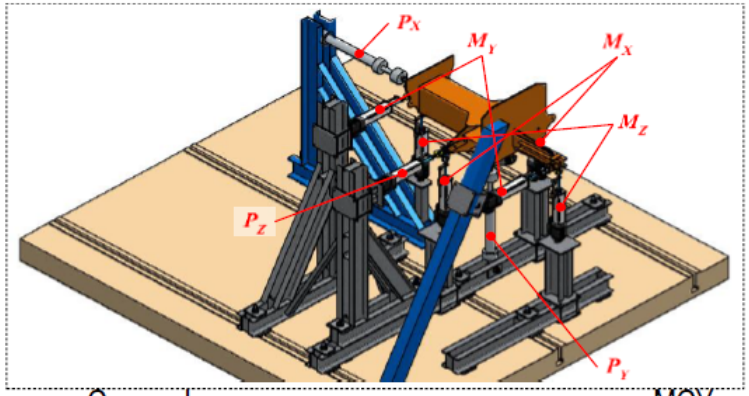


Схема формирования нагрузки на имитатор МСУ

Определены:

- матрицы податливостей системы подвески двигателя к крылу в ц.м. двигателя;

Матрица податливости будет использоваться для корректировки математических моделей

- реакции (напряжения и/или усилия) в узлах подвески двигателя на пилоне и крепления пилона на крыле;
- влияние сил тяги и реверса тяги на жесткостные характеристики подвески двигателя, а также на реакции в узлах его подвески.

Будут использоваться при сравнении нагрузок на пилон и двигатель по результатам летных испытаний (2022 г.) с целью уточнения программы ресурсных испытаний

Получены матрицы податливостей имитатора с помощью триангуляционных датчиков линейных перемещений РФ-603 и стереовидеограмметрической системы измерения (ВГМ)

Среднее расхождение ВГМ с РФ ~3 %

ВГМ

без имитации сил тяги и реверса

	PX	PY	PZ	MX	MY	MZ
WX	8.0	7.5	0.2	-0.3	-0.2	5.7
WY	7.2	10.2	-0.8	0.2	0.3	7.3
WZ	0.5	2.0	66.3	-56.0	-22.4	0.3
ФX	-1.8	-2.6	-51.2	74.6	2.5	-0.4
ФY	1.1	0.7	-22.1	6.6	23.2	0.0
ФZ	6.1	8.1	0.6	-0.9	-1.2	7.0

$P_{тяги}$ = 3000 кГс

	PX	PY	PZ	MX	MY	MZ
WX	9.9	9.1	0.5	-1.1	-0.3	7.9
WY	11.1	12.5	-0.4	-0.6	0.0	10.7
WZ	3.2	2.8	70.3	-49.4	-21.9	3.2
ФX	-3.8	-3.5	-51.5	67.5	-3.1	-1.5
ФY	0.8	0.9	-24.6	0.0	23.0	-1.4
ФZ	8.7	10.0	0.9	-0.2	-0.8	9.7

$P_{РЕВЕРС}$ = -2000 кГс

	PX	PY	PZ	MX	MY	MZ
WX	6.8	6.3	-0.2	0.0	-0.2	5.4
WY	6.9	8.8	-1.1	0.8	0.6	6.8
WZ	0.7	1.3	63.7	-52.2	-22.1	2.1
ФX	-2.0	-1.5	-50.3	71.3	4.8	-3.1
ФY	0.8	0.7	-21.0	7.1	21.9	-0.6
ФZ	5.9	6.7	0.5	-0.9	-1.2	7.7

РФ

без имитации сил тяги и реверса

	PX	PY	PZ	MX	MY	MZ
WX	**8.4**	8.1	0.3	-0.3	0.0	5.9
WY	7.2	**10.3**	-1.1	0.3	0.6	**7.2**
WZ	0.6	2.3	**67.3**	**-57.2**	**-22.5**	0.4
ФX	-2.2	-2.9	**-50.4**	**74.2**	2.3	-0.9
ФY	1.0	0.5	-22.8	7.4	**23.1**	0.1
ФZ	**6.1**	**8.4**	0.5	-0.8	-0.8	**6.7**

$P_{тяги}$ = 3000 кГс

	PX	PY	PZ	MX	MY	MZ
WX	**10.5**	10.1	0.6	-1.2	-0.1	8.3
WY	11.0	**12.8**	-0.7	-0.6	0.1	**10.5**
WZ	3.5	0.0	**70.9**	**-50.3**	**-22.4**	3.3
ФX	-3.8	-3.8	**-50.4**	**69.5**	-2.4	-1.4
ФY	0.7	0.5	-24.8	0.8	**24.2**	-1.2
ФZ	**8.8**	**10.4**	0.6	-0.8	-0.6	**9.8**

$P_{РЕВЕРС}$ = -2000 кГс

	PX	PY	PZ	MX	MY	MZ
WX	**7.2**	6.8	0.1	-0.1	0.2	6.0
WY	7.0	**9.2**	-1.3	0.7	0.7	**6.8**
WZ	1.0	0.0	**64.6**	**-54.1**	**-21.6**	2.4
ФX	-2.1	-2.1	**-49.2**	**70.1**	4.3	-2.8
ФY	0.4	0.5	-21.8	8.5	**22.1**	-0.9
ФZ	**6.1**	**7.0**	0.2	-1.0	-0.8	**7.7**

Рисунок 13

Анализ методик расчёта усталостной прочности, используемых при проектировании самолётов семейства SSJ-100, проведение расчётно-экспериментальных исследований для их верификации и развития

Цель работы: Разработка руководства для конструкторов (РДК) содержащее актуальную информацию по расчёту долговечности и трещиностойкости типовых конструктивных нерегулярностей планера самолёта, включая элементы из ПКМ

Результаты работы, проекты РДК по направлениям:

1) Методика расчёта типовых задач длительности роста трещин и остаточной прочности конструктивных элементов планера самолёта (металлические сплавы)
2) Методика расчёта долговечности типовых конструктивных нерегулярностей планера самолёта (металлические сплавы)
3) Методика расчётной оценки долговечности элементов конструкции планера самолёта из ПКМ

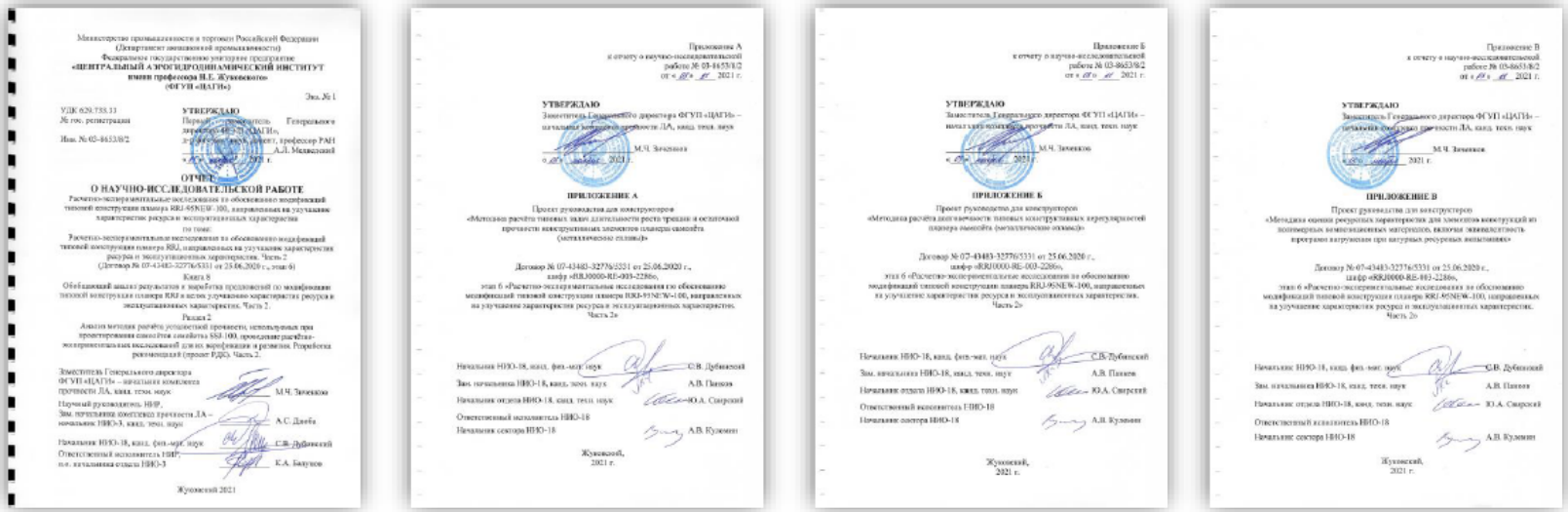


Рисунок 14

Разработка рекомендаций по методике и технике испытаний на усталостную прочность материалов, конструктивно-подобных образцов и натурных элементов планера самолёта из конструкционных материалов, включая металлические сплавы и ПКМ

Цель работы: Разработка руководства для конструкторов по проектированию самолётов содержащее актуальную информацию по методике и технике проведения испытаний на усталостную прочность и трещиностойкость материалов, КПО и натурных элементов планера самолёта

Результаты работы, проекты РДК по направлениям:

1) Методика и техника испытаний на усталостную прочность и трещиностойкость материалов, КПО, натурных элементов планера самолёта из металлических сплавов.
2) Методика и техника испытаний на усталостную прочность материалов и натурных элементов планера самолёта из композиционных материалов.
3) Методика статистического анализа характеристик выносливости, прочности и живучести планера самолёта.
4) Методика определения длительности роста усталостных трещин в металлических элементах конструкции планера самолёта методом фрактографии.
5) Методика и процедура ресурсных испытаний натурных авиаконструкций.

Рисунок 15

Анализ и совершенствование методики воспроизведения нагрузок полётного спектра при натурных ресурсных испытаниях самолёта SSJ с учётом особенностей конструктивно-силовой схемы

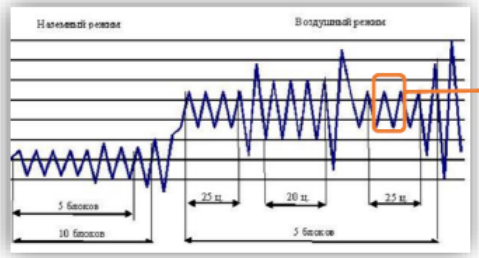
Цель работы: Разработка и оптимизация алгоритмов расчета требуемого времени перехода между точками нагружения, при воспроизведении полета с фазированным нагружением агрегатов

Выполнено:

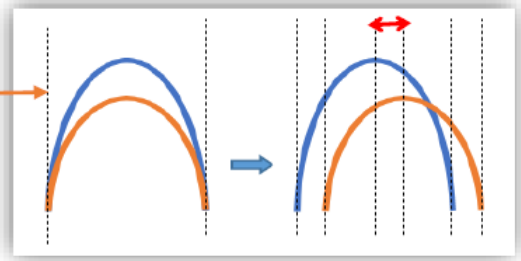
- Разработка новых методов реализации заданного спектра нагрузок, а также средств проведения ресурсных испытаний натурных авиаконструкций;
- Разработка метода, автоматически определяющего необходимое время выполнения каждого цикла нагружения, обеспечивающего увеличение быстродействия, высокую точность и синхронность прикладываемых усилий.

Результат:

- Предложен метод минимизации времени проведения усталостных нагружений, для подтверждения ресурсных характеристик ЛА;
- Предложен метод рационализации структуры исходных данных о нагружении и отображаемой информации при проведении ресурсных испытаний ЛА.

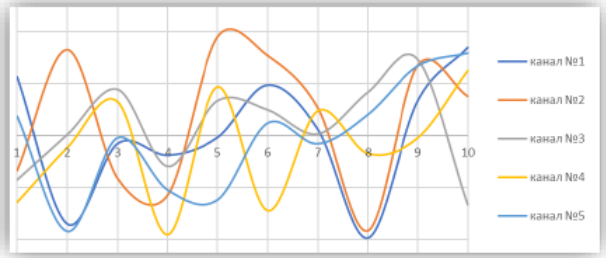


Последовательность перегрузок



Без фазы С фазой

Значительное усложнение программы нагружения



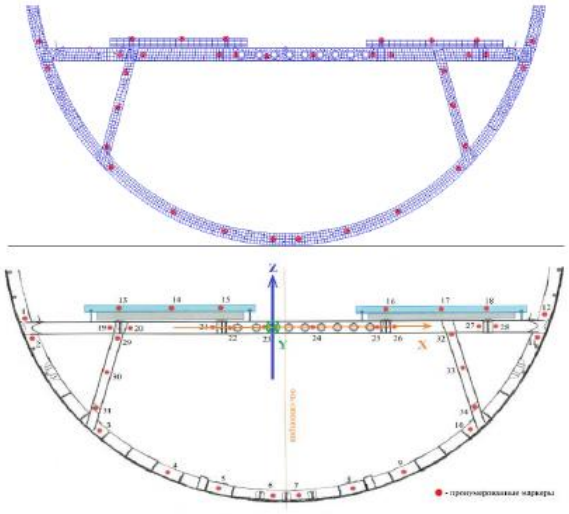
От времени перехода между точками нагружения зависит скорость воспроизведения полетного цикла (лабораторного полета)

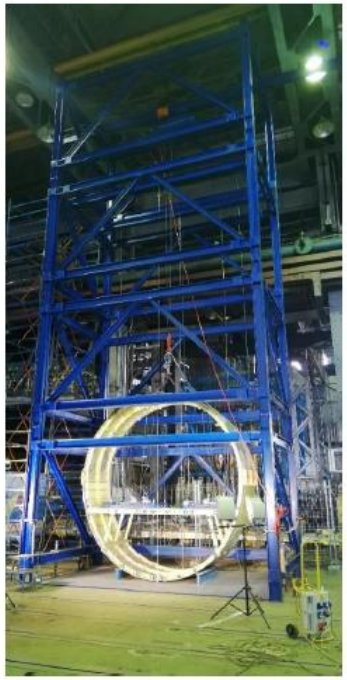
Рисунок 16

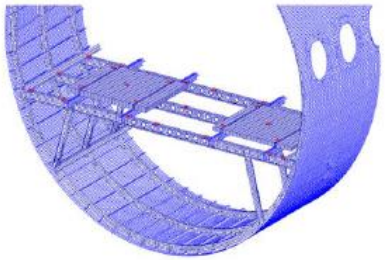
Экспериментальные исследования на натурных отсеках фюзеляжа и валидация методов расчета процессов деформирования и прочности фюзеляжа при аварийной посадке

Испытательная установка включает:

- Металлоконструкцию для системы сброса отсека фюзеляжа;
- Оптическую измерительную систему для динамической оценки трёхмерных координат со скоростной;
- Измерительную систему для определения перегрузок с использованием виброакселерометров.







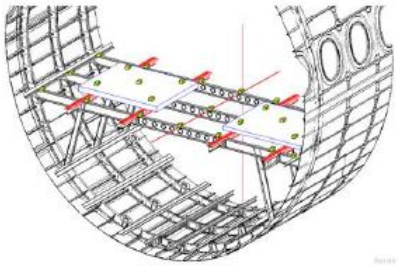


Рисунок 17

Экспериментальные исследования на натурных отсеках фюзеляжа и валидация методов расчета процессов деформирования и прочности фюзеляжа при аварийной посадке

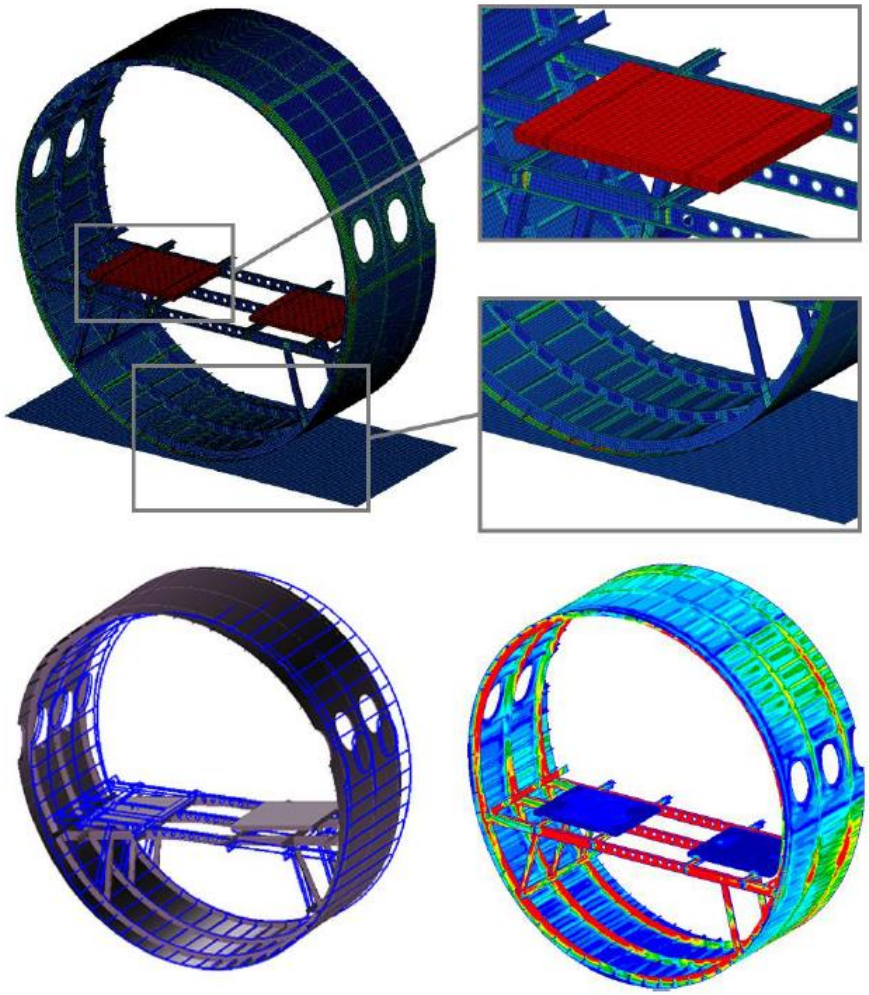
Граничные условия:

- Начальная вертикальная скорость V_y
- Ускорение свободного падения g
- Контактное взаимодействие конструкции фрагмента и поверхности удара
- Закрепление поверхности удара

Результаты исследований показали:

- Обеспечивается безопасность пассажиров и/экипажа в течении удара и после от возможных разрушений конструкции и узлов креплений оборудования, грузов, кресел и любых других масс;

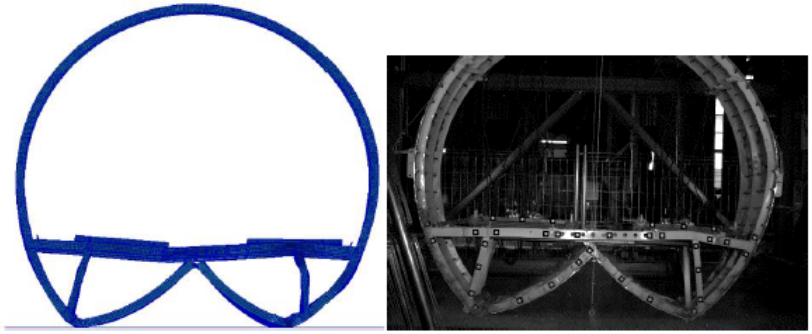
- Уровень вертикальных перегрузок на креслах и нагрузок, действующих на пассажиров/экипаж, в течении удара должен быть сопоставим с уровнем, предписанным в п. 25.562(b)

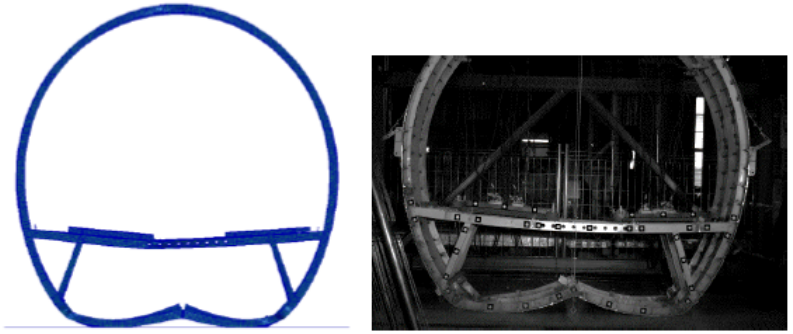


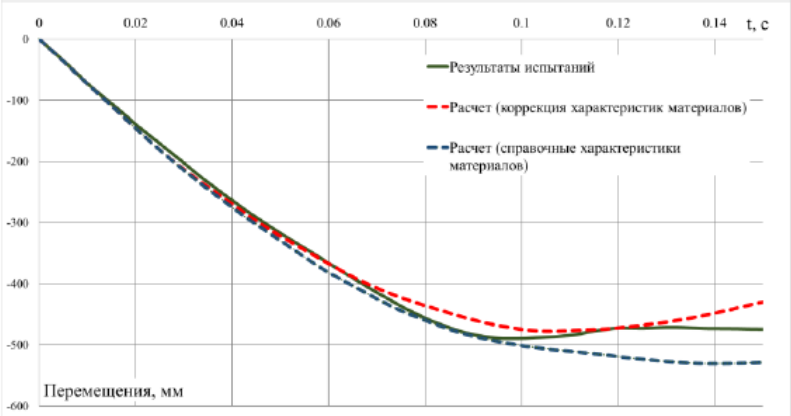
Напряжено-деформированное состояние

Рисунок 18

Экспериментальные исследования на натурных отсеках фюзеляжа и валидация методов расчета процессов деформирования и прочности фюзеляжа при аварийной посадке







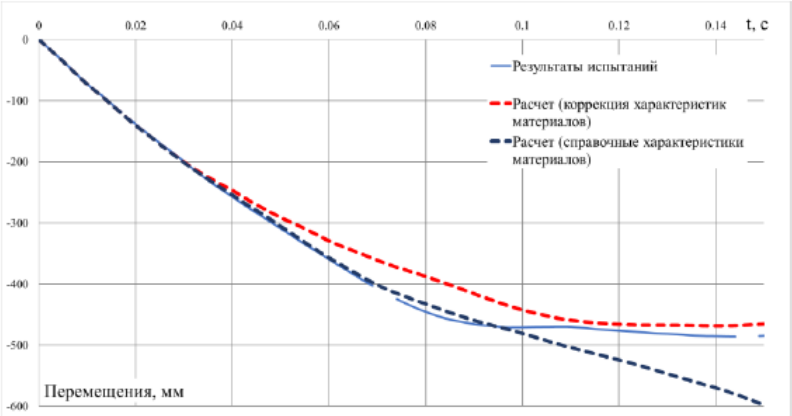
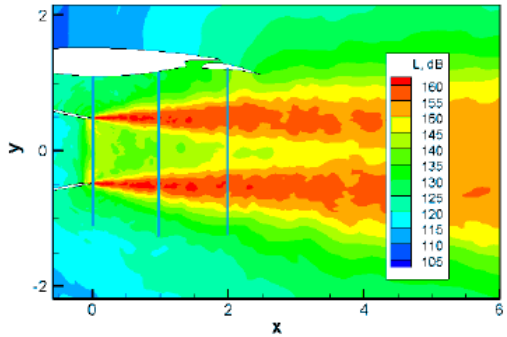


Рисунок 19

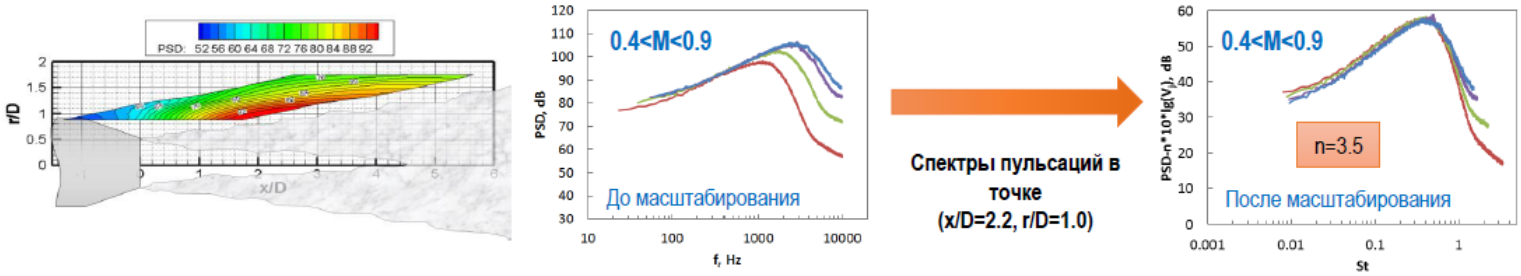
Исследования по определению аэроакустических нагрузок и ограничению вибраций для элементов механизации и участков фюзеляжа

Разработка методики пересчета аэроакустических нагрузок, полученных в модельных испытаниях на натурные условия

- С целью разработки методики пересчета аэроакустических нагрузок, полученных в модельных испытаниях на натурные условия, получены законы масштабирования спектральных характеристик пульсаций ближнего поля струи, ответственных за наиболее интенсивные аэроакустические нагрузки на близкорасположенные к струе элементы конструкции
- По результатам анализа данных численного моделирования показано, что характеристики пульсаций давления от струи на поверхности конструкции могут быть оценены на основе данных (расчетных или экспериментальных) о поле свободной струи, для которой можно сформулировать относительно простые законы подобия
- Выведены соотношения для зависимости спектральной плотности пульсаций давления в ближнем поле свободной струи от геометрических и газодинамических параметров в различных приближениях



- На основе анализа данных маломасштабного эксперимента валидированы масштабирующие зависимости по числу Маха струи и по положению точки наблюдения



Полученные результаты позволят провести прямое сопоставление результатов модельных и натурных испытаний

Рисунок 20

Идентификация продольных АДХ на больших углах атаки по результатам ЛИ

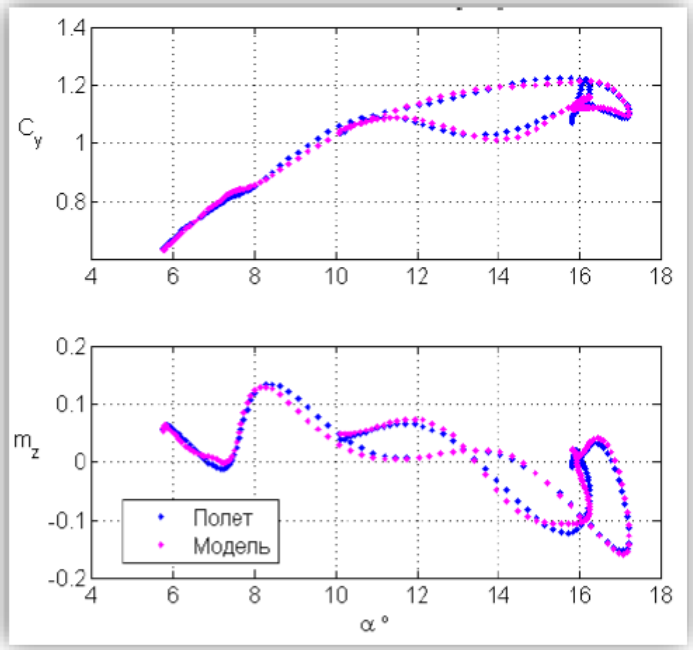
Результаты:

- Математическая модель продольных нестационарных АДХ самолёта на БУА с дополнительным дифференциальным уравнением и методика идентификации её параметров по результатам ЛИ
- Модель передана для использования на пилотажном стенде для оценки лётчиком-испытателем динамики самолёта на режимах сваливания

$$C_{y_a} = P_{cy}^0(\alpha) + P_{cy}^1(\alpha)X_1 + c_{ya}^{\bar{\omega}_z}\bar{\omega}_z + c_{ya}^{\delta_в}\delta_в + c_{ya}^{\varphi}\varphi$$

$$m_z = P_{mz}^0(\alpha) + P_{mz}^1(\alpha)X_2 + m_z^{\bar{\omega}_z}\bar{\omega}_z + m_z^{\delta_в}\delta_в + m_z^{\varphi}\varphi$$

$$\tau_1^i \frac{b_a}{V}\frac{dX_i}{dt} + X_i = \frac{1}{2}\left\{1 - tanh(a_1^i(\alpha - \tau_2^i \frac{b_a}{V}\dot{\alpha} - \alpha^{*i}))\right\}, i = 1,2$$



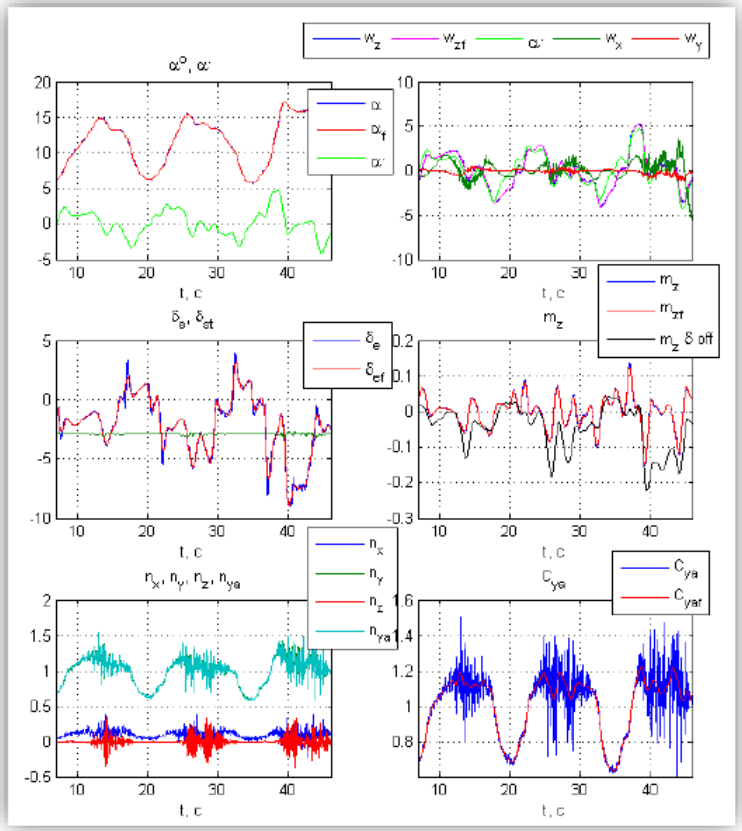
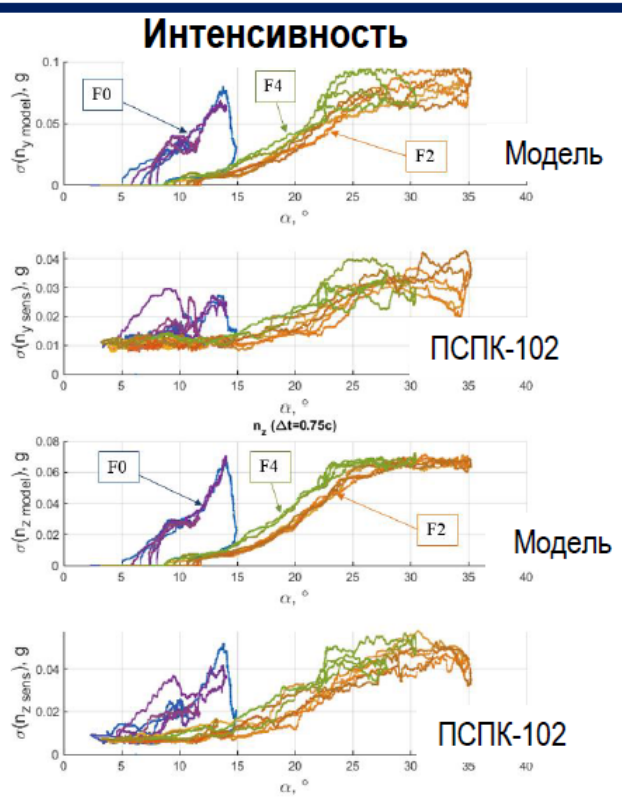
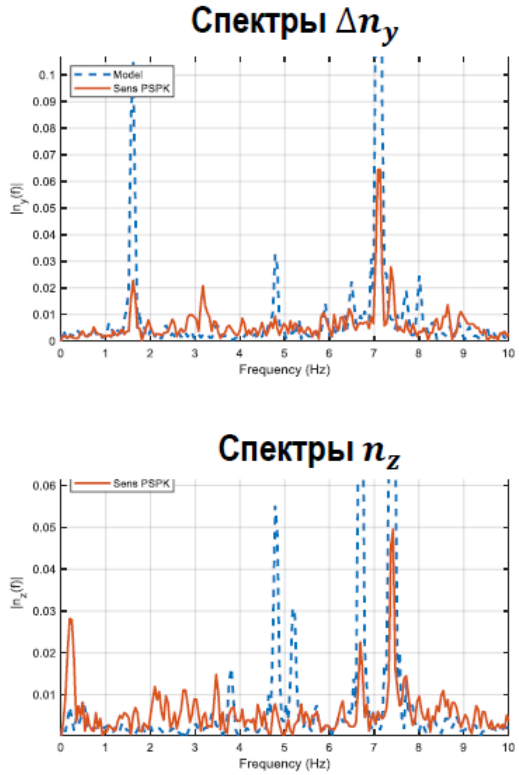


Рисунок 21

Модель аэродинамической тряски на больших углах атаки





Произведено уточнение модели АДХ SSJ-100 на БУА при М=0,6÷0,8 по ЛИ.

Проведен анализ спектров аэродинамической тряски и ее интенсивности в зависимости от угла атаки, числа М полета и конфигурации самолета.

Проведены эксперименты на подвижном пилотажном стенде ПСПК-102 с участием летчика-испытателя по оценке качества воспроизведения эффектов бафтинга.

Результаты: модель тряски, реализованная на ПСПК-102, показывает качественную сходимость с ЛИ и получила положительную оценку летчика

Рисунок 22

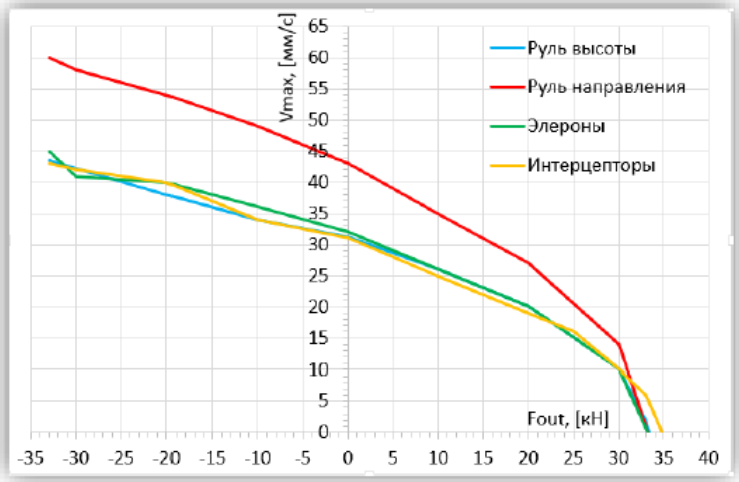
Разработка программно-математических моделей ЭГСП

Результаты:

Разработаны программно-математические модели **Э**лектро **Г**идравлических **С**ерво **П**риводов (гидропривод + электронный блок) основных рулевых поверхностей (РВ, РН, Эл., Инт.)

- модель общая (по структуре) для всех органов
- параметризация на основе проектного m-файла с использованием данных этапов РКД и этапа макета, переданных Заказчиком
- расчетные характеристики ЭГСП соответствуют требованиям ТЗ на приводы

Механические характеристики



Верхний уровень модели ЭГСП

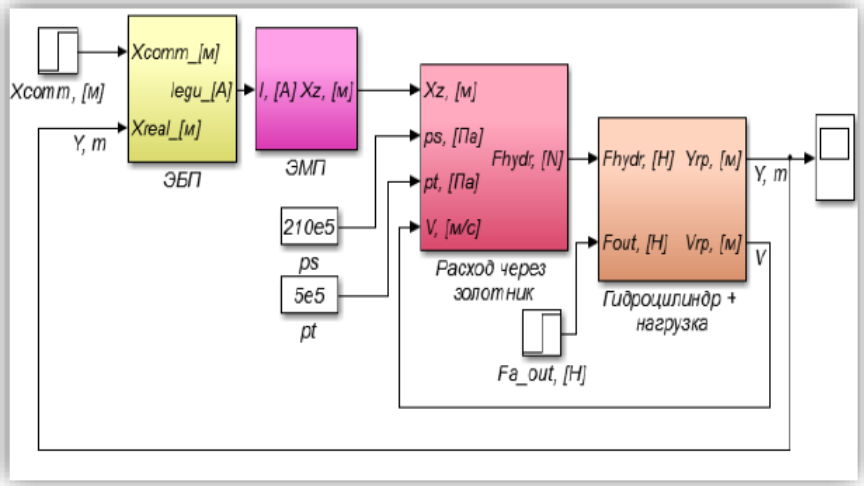


Рисунок 23

Снижение взаимного нагружения активных приводов на одном руле (А-А)

- Алгоритм коррекции усилий одновременно работающих приводов – ПИ-регулятор с использованием сигналов датчиков перепада давлений (ДПД)
- Расчетная эффективность – ↓ нагружения в 2..3 раза
- Необходимость перевода 2-го привода РВ в активный режим (из-за нехватки $M_ш$ расп)
- Программа и методика стендового исследования системы снижения взаимонагружения РП
- Фактическая эффективность – ↓ нагружения в 2 раза (при f<1 Гц):
  - на **установившихся** режимах работы
  - для любых приводов, в т.ч. со значительными различиями в характеристиках

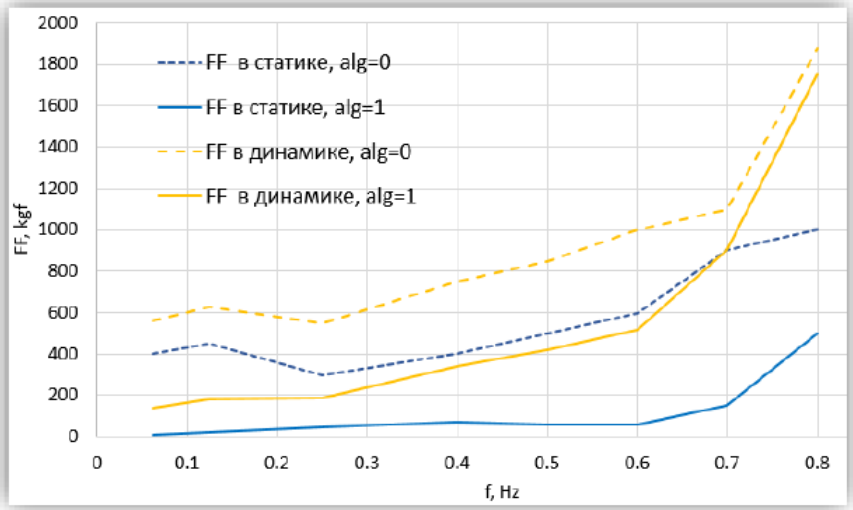


Рисунок 24

Подготовка к тестированию приводов КСУ

- Проведена пуско-наладка редукционного и подпорного блоков в линиях гидропитания приводов на стенде НИМ
- Редукционный блок – для регулирования давления подачи P_{sup} (0…28 МПа) испытуемых приводов по командным управляющим сигналам
- Подпорный блок – для формирования постоянного давления слива испытуемых приводов (~ 0,5 МПа), а также – для его регулирования P_{ret} (0,5…2,5 МПа) по командным управляющим сигналам
- Отладочные испытания - оценка качества переходных процессов регулирования P_{sup} при: 10 / 21 / 28 МПа:
  - время переходных процессов $T_{ПП} < 1$ с
  - время нарастания (100 % от установившегося значения) $T_{Н} < 0,2$ с.

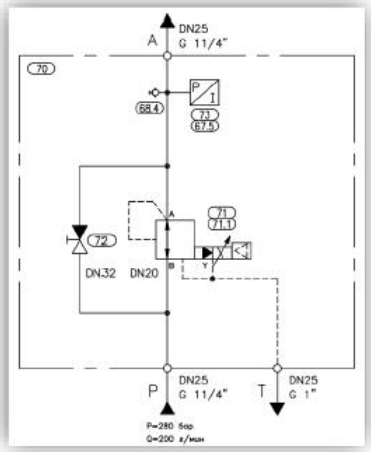


Рисунок 25

Подготовка к тестированию вычислителей КСУ

- Подготовлены предложения в программу выборочного тестирования натурных вычислителей КСУ
- Разработаны математические модели информационно-измерительных систем для информационного обеспечения вычислителей КСУ в полунатурном моделировании на стенде
- Сформированы сценарии полунатурного моделирования системы «модель самолета с приводами и подсистемами – штатные вычислители КСУ»

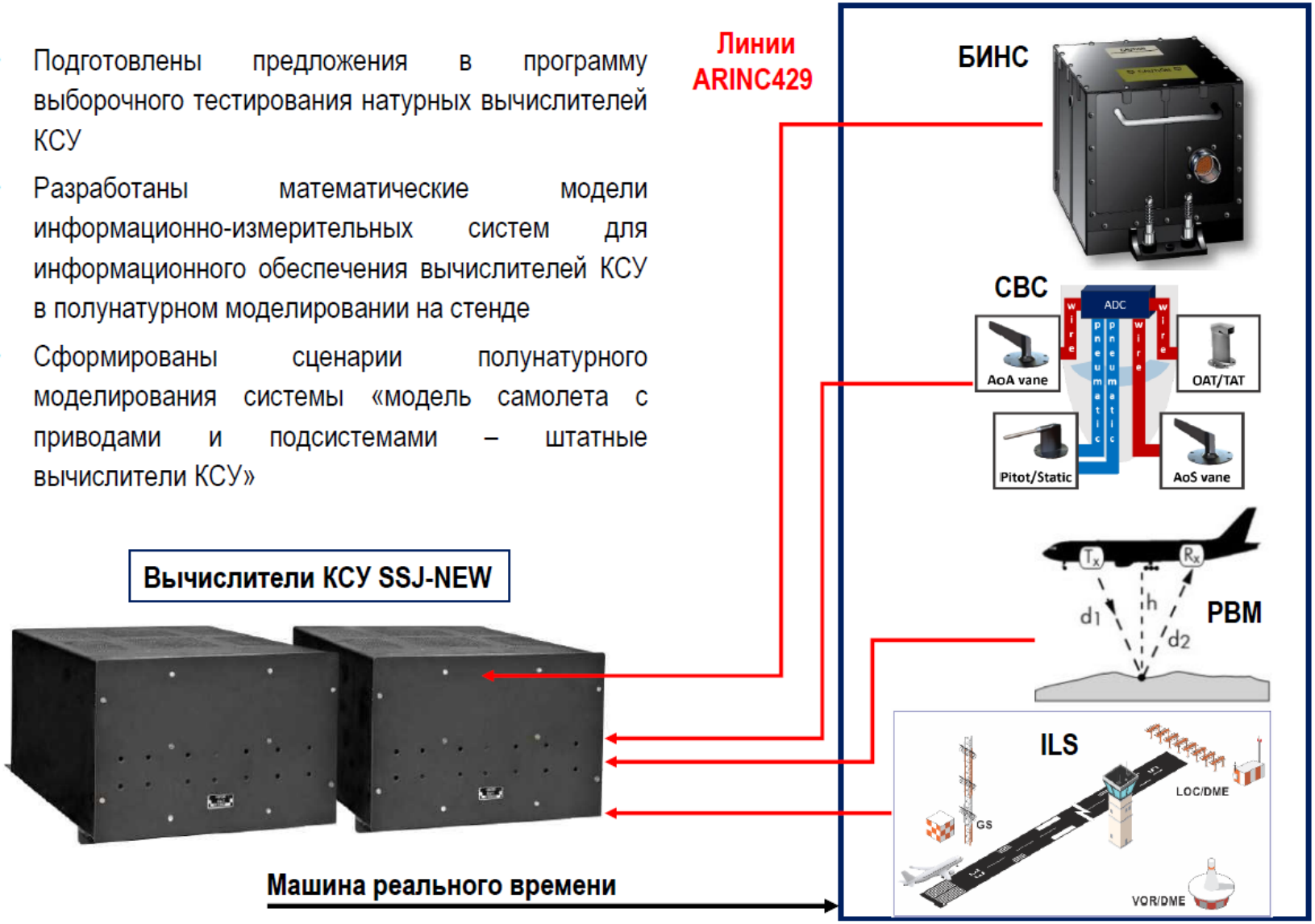


Рисунок 26