

УДК 629.735.33

ОПТИМИЗАЦИЯ ЗАТРАТ НА ОБОСНОВАНИЕ РЕСУРСА МОДИФИЦИРОВАННОЙ КОНСТРУКЦИИ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА

© 2015 В. И. Клепцов

Таганрогский авиационный научно-технический комплекс
имени Г.М. Бериева, г. Таганрог

Предложен подход к обоснованию ресурса модифицированной конструкции транспортного самолёта на основе данных ресурсных испытаний базового самолёта, комплекса расчётно-экспериментальных работ, лётных испытаний и данных эксплуатации самолёта-модификации, не требующий постройки и испытаний полноразмерного модифицированного планера. Приведён пример реализации применительно к модификации самолёта, разработанного ТАНТК им. Г. М. Бериева, Бе-200ЧС. Подобраны компоненты вычислительного кластера, обеспечивающего расчёт и постпроцессинг моделей необходимой размерности. Отмечены преимущества твёрдотельных конечно-элементных сборок при сопровождении серийного строительства. Показано перспективное применение твёрдотельной сборки для диагностики повреждений по критерию изменения форм собственных колебаний конструкции с трещинами в эксплуатации. Разработаны алгоритмы и программное обеспечение для идентификации частот и форм колебаний самолёта в полёте под воздействием атмосферной турбулентности на основе анализа отклика конструкции на широкополосное возмущение с использованием современного цифрового измерительного комплекса. Показаны способы учёта накопленной повреждаемости в эксплуатации не только по наработке (налёту, количеству посадок), но и по эквивалентному изгибающему моменту в контрольных сечениях планера. Внедрение предлагаемых технических решений позволит получить экономический эффект на всех стадиях жизненного цикла изделия – от проектирования до эксплуатации.

Основной силовой элемент, критическое место конструкции, проверка расчётных моделей, модальные параметры, повторяемость нагрузок.

doi: 10.18287/1998-6629-2015-14-1-36-45

Заключение о ресурсе основных силовых элементов конструкции самолёта нового типа получают по результатам лабораторных ресурсных испытаний специально изготовленного планера. Зачастую (и это экономически оправдано) базовая конструкция даёт старт целому семейству самолётов. При модифицировании имеющейся (и уже испытанной) конструкции неизбежно возникает вопрос о способе подтверждения лётной годности по условиям прочности при длительной эксплуатации. Вероятно как появление новых критических мест в изменяемой конструкции, так и нового спектра применения самолёта, то есть иных условий нагружения неизменяемых мест конструкции.

Первый и максимально надёжный способ – постройка и полномасштабные ресурсные испытания дополнительного планера модифицированной конструкции (после испытаний этот планер утилизиру-

ется). Второй способ предполагает локальные натурные испытания для изменяемых мест, а для неизменяемых – установление эквивалентов по повреждаемости между различными типовыми полётами. Второй способ является более предпочтительным в силу меньших временных и материальных затрат, но его надёжность должна быть доказана. Необходимо и возможно отыскание компромисса между двумя подходами: натурным и вычислительным экспериментом.

Цель работы состоит в разработке подхода к обоснованию назначенного ресурса модифицированного самолёта на основе натурных испытаний исходной конструкции, комплекса расчётно-экспериментальных работ, лётных испытаний и данных эксплуатации самолёта-модификации, не требующего постройки и ресурсных испытаний полноразмерного модифицированного планера.

1. Современный уровень развития вычислительной техники открывает широкие возможности для численного моделирования процессов статического и динамического нагружения авиационных конструкций. Предприятиям – разработчикам авиационной техники – стали доступны суперкомпьютерные вычисления либо на собственных кластерах, либо путём аренды машинного времени у держателей суперкомпьютеров – федеральных университетов. В этой связи целесообразна оценка пригодности полномасштабной твёрдотельной модели для создания граничных условий на подходе к перепроектированным местам, то есть там, где влияние модификации ещё не сказывается. Положительный результат позволит отказаться от строительства планера ресурсных испытаний и заменить его расчётной моделью. Помня о том, что в уравнении кривой выносливости алюминиевых сплавов присутствуют напряжения в четвёртой степени, можно считать ориентиром погрешность определения напряжений 5%, что означает погрешность определения долговечности 20%.

Следуя цели строительства серийного строительства модифицированного самолёта без дополнительного планера для испытаний, придётся реализовать этап проверки точности моделирования на серийном экземпляре. Ввиду того, что измерение деформаций (которые напрямую пересчитываются в напряжения) требует установки тензодатчиков с нарушением защитного покрытия деталей, в качестве критерия сходимости могут быть выбраны перемещения контрольных точек конструкции под нагрузкой. Данная задача может быть решена размещением на наружной поверхности самолёта отражателей современных бесконтактных систем измерения перемещений, таких как фотометрическая измерительная система V-STAR/M8 или лазерный трекер API Tracker 3. Система V-STAR/M8 функционирует на основе анализа данных, поступающих от нескольких фотокамер INCA3. Программное обеспечение обра-

батывает информацию с фотокамер и выдаёт пространственное положение облака точек до и после нагружения. Заявленная разработчиком точность измерений – 10 микрометров. Трекер позволяет отслеживать изменения пространственного положения специальных уголковых отражателей лазерного луча. Генерируемый прибором лазерный луч, попадая в центр уголкового отражателя, возвращается обратно в объектив прибора, затем попадает на приёмный датчик дальномера. По известным двум углам и расстоянию API Tracker 3 вычисляет текущие пространственные координаты отражателя. Абсолютная погрешность трёхмерных измерений на базе 5 метров составляет 25 микрометров. Замена контроля напряжений на контроль перемещений адекватна, как минимум, для тех расчётных пакетов (например, ANSYS и NX Nastran), в которых реализован метод конечных элементов в варианте перемещений [1], [2]. В них расчётная область представляется набором конечных элементов, в узлах которых определяется поле перемещений под нагрузкой. После нахождения узловых перемещений вычисляются деформации и напряжения в конечных элементах модели по классическим соотношениям теории упругости. Убедиться в легитимности критерия сходимости перемещений можно на планере ресурсных испытаний исходной конструкции, где есть, в том числе, и тензодатчики.

Локальное напряжённо-деформированное состояние (НДС) и долговечность также могут быть определены расчётным путём. Но влияние на долговечность таких факторов, как посадка болта, момент затяжки гайки, тип и способ постановки заклёпки, технология разделки отверстий, высотная и окружная неравномерность распределения напряжений по детали, трение между сопрягаемыми деталями, можно оценить расчётным путём лишь с неприемлемой погрешностью. Поэтому к расчётам модифицированных мест должны быть применены уточняющие коэффициенты, нивелирующие разницу между

результатами расчётов и испытаний конструктивно подобных образцов (КПО), содержащих типовые для данного самолёта соединения, выполненные тем же производством, которое построило (модифицировало) самолёт. Образцы позволяют провести испытания на долговечность форсированными темпами, быстрее, чем испытания планера исходной конструкции, и получить экспериментальные данные по скорости роста трещины и остаточной прочности.

В работе [3] приведены условия ненаступления критического, по условиям выносливости, состояния конструкции многоцелевого самолёта с произвольным соотношением количества типовых полётов за период эксплуатации. Полученные соотношения справедливы и для неизменяемых мест модифицированного самолёта по отношению к испытанной исходной конструкции. Количественной мерой перехода может быть эквивалент по повреждаемости только по нагрузкам. В уравнении кривой усталости:

$$\sigma_{\text{экв.}i}^m \cdot N_i = C,$$

где $\sigma_{\text{экв.}i}$ – эквивалентное отнулевое напряжение за блок для i -го критического места; m , C – параметры кривой усталости; N_i – долговечность i -го критического места при регулярном нагружении циклом с напряжением $\sigma_{\text{экв.}i}$, допустима замена напряжения на отношение нагрузки (традиционно, это изгибающий момент) и коэффициента перехода к напряжению (при эксплуатационном уровне нагрузки и менее коэффициент перехода является константой).

Тогда эквивалент можно записать как

$$\mathcal{E} = \frac{M_{\text{изг_пол}}^m}{M_{\text{изг_исп}}^m},$$

где $M_{\text{изг_пол}}$ – эквивалентный изгибающий момент в контрольном сечении планера за типовой полёт модифицированного самолёта; $M_{\text{изг_исп}}$ – эквивалентный изгибающий момент в контрольном сечении планера за блок нагружения при ре-

сурсных испытаниях исходной конструкции.

Долговечность неизменяемых мест модифицированной конструкции составит величину:

$$T_{\text{мод}} = \mathcal{E} \cdot T_{\text{исх}},$$

где $T_{\text{исх}}$ – долговечность исходной конструкции.

Переход к ресурсу потребует предварительного определения суммарного коэффициента надёжности, поскольку, строго говоря, коэффициенты надёжности исходной и модифицированной конструкций разные.

Использование многопараметрического самописца режимов полёта (МСРП) для определения эквивалентного изгибающего момента за один полёт в эксплуатации практикуется уже многими ответственными и зарубежными разработчиками самолётов транспортной категории. При относительной простоте данного способа контроля (МСРП является штатной бортовой системой) ему присущи следующие недостатки:

- для перехода к нагрузкам типового спектра эксплуатации требуется какая-либо модель, поскольку МСРП напрямую нагрузки не записывает;
- способность восстановления только «истории нагружения» без диагностики текущего усталостного состояния объекта.

Специализированные системы мониторинга (за рубежом используют устойчивое словосочетание Structural Health Monitoring Systems) более информативны, чем МСРП, потому что имеют в своём составе датчики регистрации нагрузок. В случае надления их дополнительными функциями структурной диагностики на основе контроля модальных параметров под воздействием атмосферной турбулентности в режиме реального времени, можно обнаруживать не только усталостные, но и случайные повреждения, что значительно повышает надёжность контроля состояния планера самолёта. В свою очередь, это позволит выполнять периодическое техническое обслуживание пла-

нера, связанное с визуальным и инструментальным контролем, не по консервативной программе, а по фактическому состоянию, отражённому средствами документирования системы мониторинга, что значительно снизит стоимость эксплуатации. Отладку аппаратной и программной части вновь создаваемой системы мониторинга нагрузок целесообразно выполнять на опытном самолёте. Для этой цели вполне пригоден опытный самолёт исходной конструкции. Преимущества и недостатки предполагаемого подхода показаны в табл. 1, функции компонентов – в табл. 2.

2. Отправной точкой в разрабатываемой методике является полноформатная трёхмерная конечно-элементная модель. Применяемая в данный момент методика анализа общего напряжённо-деформированного состояния конструкции на упрощённых пластинчато-стержневых моделях с получением граничных условий и последующей твёрдотельной детализацией критических мест не позволяет оперативно оценивать запросы на производственные отклонения от конструкторской документации при серийном строительстве самолётов. Производственное отклонение может произойти в таком месте, которое не было критическим, и поэтому не имеет детальной конечно-элементной модели с геометрическими и силовыми концентраторами напряжений.

Поскольку отраслевые рекомендации по структурному анализу твёрдотельных сборок высокой детализации отсутствуют, то оценка влияния параметров конечно-элементной модели, таких как: топология расчётной сетки; размер Solid-элементов (густота разбиений); постановка решения (линейная и нелинейная); выбор метода решения СЛАУ (прямой и итерационный) и его настроек на точность расчёта перемещений, проведена в ТАНТК путём сравнения результатов численного решения выбранных комбинаций постановок с результатами замеров в специальном испытательном стенде [4].

С учётом результатов подготовительных работ построена твёрдотельная сборка модифицированного крыла самолёта Бе-200ЧС. В качестве основной расчётной единицы для анализа твёрдотельных сборок была выбрана рабочая станция DELL Power Edge T620 с двумя 4-ядерными процессорами, 192 Гб оперативной памяти, профессиональной видеокартой NVIDIA Quadro 4000 и графическим ускорителем NVIDIA Tesla C2075. Возможность дальнейшего объединения таких станций в кластер обеспечена дополнительной высокоскоростной сетевой картой.

Примеры решённых задач в UG NX8.5 Advanced Simulation одной рабочей станцией представлены в табл. 3. Метод решения прямой, постановка линейная. Прогиб консоли крыла под нагрузкой ресурсных испытаний составляет 2,7%, что оправдывает использование решателя линейной статки.

Предельными показателями размерности решаемых одной такой рабочей станцией задач линейной статки являются $35 \cdot 10^6$ Solid-элементов и 70 компонентов в сборке. Поверка расчётной модели общего НДС выполнена на первом серийном экземпляре модифицированного самолёта путём измерения перемещений контрольных точек крыла под тестовой нагрузкой (рис. 1).

Сравнение результатов расчёта с экспериментом показало высокое соответствие. На дистанции приложения силы в точке, расположенной на оси переднего лонжерона, измеренные перемещения составили 222,7 мм; расчётные перемещения – 225,6 мм. Расхождение – 2,9 мм, погрешность – 1,3%. Перемещения контрольной точки, расположенной на оси заднего лонжерона, составили 229,1 мм; перемещения, полученные расчётным путём – 235,59 мм. Расхождение с результатами эксперимента по заднему лонжерону составляет 6,5 мм, погрешность – 2,8%.

Пример КПО панелей самолёта Бе-200ЧС показан на рис. 2. Для испытанных на данный момент образцов продоль-

ных стыков отношение экспериментальных и расчётных долговечностей до образования трещины находится в диапазоне от 0,61 до 0,91; отношение экспериментальных и расчётных скоростей роста

трещины – от 0,86 до 1,61; экспериментальной и расчётной общей наработки – от 0,75 до 0,9. Соответствующим образом скорректированы и расчётные долговечности продольных стыков панелей крыла.

Таблица 1. Преимущества и недостатки предлагаемого подхода к обоснованию ресурса

Наименование технического решения	Преимущества	Недостатки	Достижение экономического эффекта
Твёрдотельная конечно-элементная сборка	Не нужен дополнительный планер. Оперативное отслеживание производственных отклонений	Трудоёмкое построение. Приобретение/аренда суперкомпьютерных ресурсов. Проектирование, изготовление и испытания КПО	Разница в себестоимости планера и КПО. Использование деталей с отклонениями от чертежа
Система мониторинга	Эквиваленты. Диагностика наличия повреждений	Проектирование, изготовление, сертификация, монтаж	Полное использование каждого экземпляра. Сокращение объёмов периодического ТО

Таблица 2. Функции компонентов предлагаемого подхода к обоснованию ресурса

Наименование компонента	Изменяемые места конструкции			Неизменяемые места конструкции
	Общее НДС	Локальное НДС и долговечность	Скорость роста трещины	
Исходный планер РИ	КЭ-модель базовой конструкции (напряжения, перемещения)	КЭ-модель разрушенных мест базовой конструкции (напряжения)		Накопленная повреждаемость по нагрузкам
Исходный опытный самолёт				Отладка системы мониторинга нагрузок
КПО изменённой конструкции		КЭ-модель образца (сопоставление расчёта и результата испытаний)		
Серийный модифицированный самолёт на этапе строительства	КЭ-модель изменённой конструкции (перемещения)			
Серийный модифицированный самолёт на этапе эксплуатации		КЭ-модель изменённой конструкции (напряжения под нагрузками всех точек блока нагружения)		Эквивалент по нагрузкам ⁽¹⁾
Выходные параметры		Проектный ресурс ⁽²⁾	Начало и периодичность контроля ⁽²⁾	

(1) – действителен для изменяемых (эксплуатация - расчёт) и неизменяемых (эксплуатация - ресурсные испытания исходного планера) мест конструкции;

(2) – подлежат уточнению после получения эквивалента по нагрузкам.

Таблица 3. Примеры решённых задач

Количество элементов, *10 ⁶	Количество крепежа	Количество «склеек»	Продолжительность решения
15,99	-	222	4 ч 38 мин
19,47	2630	222	22 ч 49 мин
25,53	1011	530	7 ч 30 мин
20,77	7092	205	10 ч 35 мин



Рис. 1. Крыло серийного самолёта на этапе строительства под тестовой нагрузкой



Рис. 2. Конструктивно подобный образец

3. В работах [5], [6] приведены подходы к идентификации повреждения либо при известных модальных параметрах повреждённой конструкции, либо известной реакции повреждённой конструкции на известное случайное или гармоническое внешнее воздействие. Объектом исследования были простейшие балки. Разрешающую способность такого метода для диагностики самолётных конструкций ещё предстоит оценить, но очевидно, что его применение невозможно без надёжной и быстрой идентификации модальных параметров конкретного экземпляра самолё-

та. Отличительной особенностью таких сложных механических систем, как планер транспортного самолёта, является высокая «насыщенность» собственными формами сравнительно узкого частотного диапазона, ориентировочно от 2 до 10 Гц. Разница собственных частот составляет десятые доли герца. В этих условиях качество модального анализа определяется количеством и правильно выбранными местами установки датчиков. Рост количества используемых датчиков влечёт за собой увеличение времени и трудоёмкости обработки данных эксперимента. До-

стижение хорошего качества модального анализа одновременно с приемлемой продолжительностью осуществимо путём математического описания признаков собственных колебаний, превращением описания в алгоритмы, передачи процедуры анализа экспериментальных данных компьютеру. Решение этой задачи, в сочетании с твёрдотельной моделью и суперкомпьютерными вычислительными ресурсами, позволит не только сравнить текущие модальные параметры с эталонными, соответствующими новому объекту, но и, в случае отличия текущих модальных параметров от эталонных, локализовать зону возможного дефекта, сузив тем самым объём инструментального контроля.

Современные транспортные самолёты имеют кессонную конструкцию крыла.

Значимыми для учёта упругости при отклике на внешнее возмущение являются первые собственные изгибные и крутильные формы. В работе [7] показаны базовые соотношения для идентификации модальных параметров планера самолёта при наземных частотных испытаниях (НЧИ). Обработка данных эксперимента хотя и автоматизирована, но производится оператором и является, по сути, исследовательской работой. Принципы расстановки датчиков (традиционно это датчики ускорений) на самолёте во время проведения НЧИ и в полёте одинаковые. Они сводятся к охвату зон максимальных перемещений частей конструкции при колебаниях по каждой из форм. Для изгибных форм – это дистанции, удалённые от узлов, для крутильных – от узлов и от оси жёсткости кессона (рис. 3).

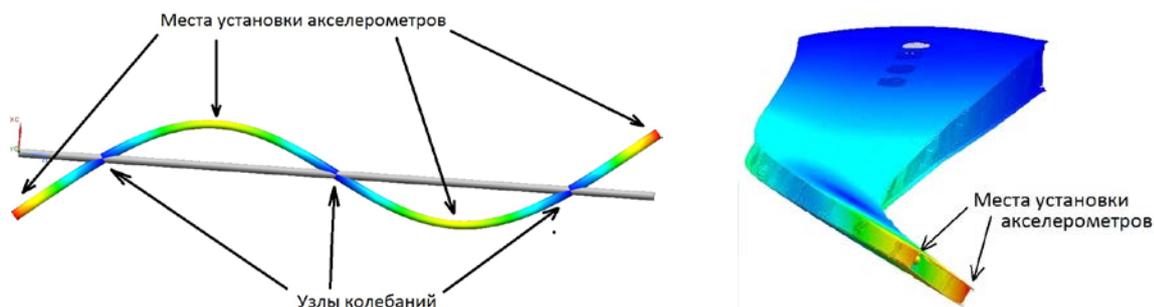


Рис. 3. Места установки акселерометров для обнаружения изгибных (слева) и крутильных (справа) форм колебаний

Аналоговые сигналы датчиков ускорений система бортовых измерений превращает в цифровой вид, каждый из них после прохождения через аналого-цифровой преобразователь представлен в виде матрицы значений системного времени и соответствующего ему измеренного ускорения. Это обстоятельство позволяет воспользоваться преимуществами цифровой обработки сигналов, перейти из временной области представления в частотную и там сформулировать признаки собственных форм. Так, например, логично предположить, что на всех графиках спектральной плотности мощности (СПМ) сигналов датчиков, не совпадающих с уз-

лами данной формы колебаний, на её частоте будут присутствовать локальные максимумы. Кроме этого, перемещения точек конструкции в местах установки акселерометров на данной частоте будут либо однофазными, либо противофазными (в предположении, что демпфирование сдвинет фазы не более, чем на несколько градусов). Дополним вышеприведённые условия требованием незначительного отличия частоты экспериментально определённой формы колебаний от частоты, определённой НЧИ, и формализуем условия идентификации собственной формы в частотной области (рис. 4).

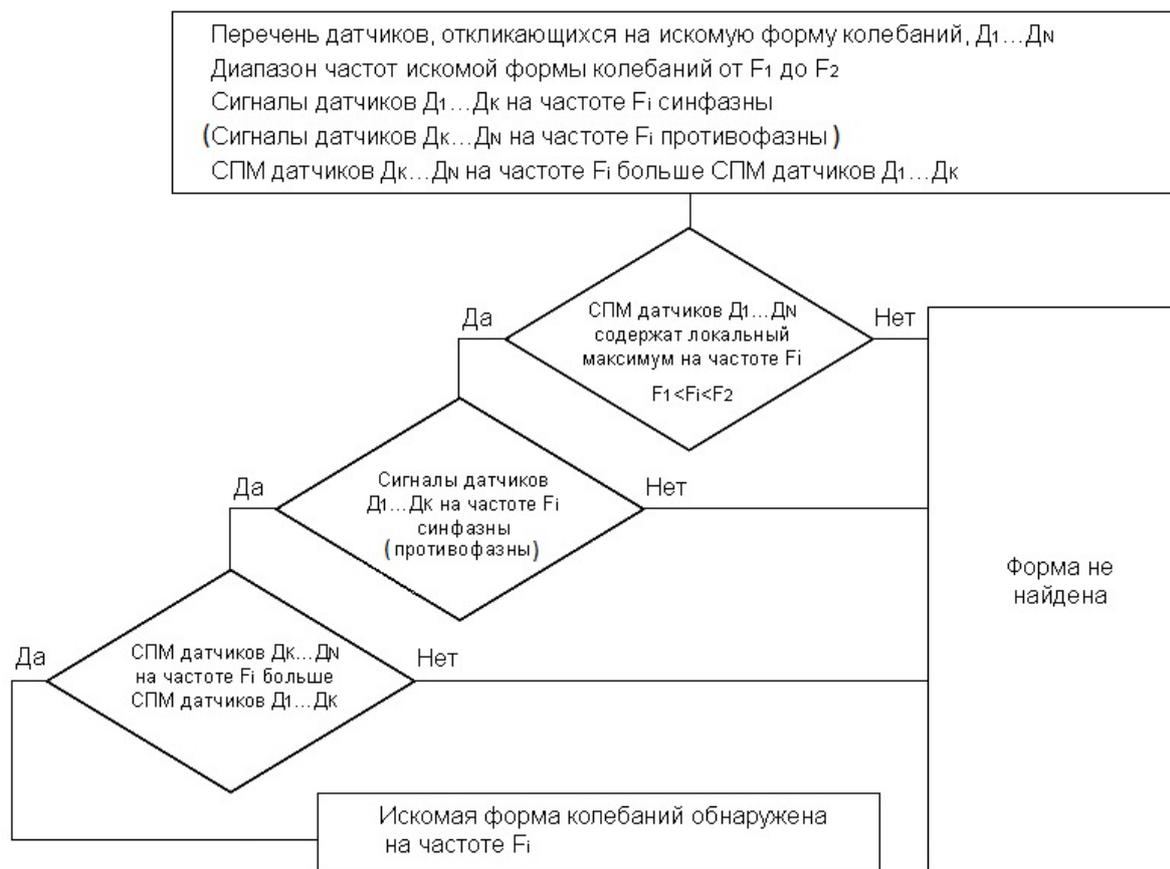


Рис. 4. Алгоритм поиска формы колебаний

От пользователя требуется задать перечень датчиков, в сигналах которых может присутствовать искомая форма колебаний, указать пары датчиков с синфазным сигналом, с противофазным, с отношением уровней СПМ. Дальнейшие действия можно записать в виде алгоритма, перенести его на язык программирования и сформировать дополнительный модуль программного обеспечения системы измерений.

Реализация алгоритмов и апробация данного метода на базе системы бортовых измерений самолёта ДРЛО представлена в работе [8]. Показано, что применение данного метода позволяет получить следующие преимущества по сравнению с используемыми:

- организация многопараметрического сбора данных, при этом датчики могут быть установлены не только в точках,

обеспечивающих фиксацию основных форм колебаний, но и в дополнительных точках, обеспечивая углублённый анализ;

- корреляционный анализ с возможностью исследования данных с произвольным фазовым сдвигом от 0 до 360 градусов;

- увеличение порядка рассматриваемых и изучаемых тонов собственных колебаний конструкции.

Это означает увеличение объёмов обрабатываемой информации при сокращении временных затрат и повышении качества результатов анализа.

Таким образом, разработано аппаратно-программное решение, способное служить базой для диагностики структурных повреждений авиационных конструкций по изменению модальных параметров в режиме реального времени.

Библиографический список

1. Бруйка В.А., Фокин В.Г., Солдусова Е.А., Глазунова Н.А., Адеянов И.Е. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: учеб. пособие. Самара: СамГТУ, 2010. 271 с.
2. Гончаров П.С., Артамонов И.А., Халитов Т.Ф., Денисихин С.В., Сотник Д.Е. NX Advanced Simulation. Инженерный анализ. М.: ДМК Пресс, 2012. 504 с.
3. Фомичёв П.А., Клепцов В.И. Обоснование долговечности конструкции транспортного самолёта при многоцелевом применении по результатам ресурсных и лётных испытаний // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 2 (40). С. 46-53.
4. Клепцов В.И., Георги М.Ю., Иванов К.А. Структурный анализ твердотельных сборок авиационных конструкций высокой детализации как основа расчёта долговечности // Сборник докладов IX международной научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2012». Часть II. Москва, 2012 г. С. 48-55.
5. Бовсуновский А.П., Матвеев В.В. Вибрационные характеристики усталостного повреждения стержневых элементов конструкций // Проблемы прочности. 2002. № 1. С. 52-70.
6. Постнов В.А. Использование метода конечных элементов для определения структурных повреждений // Вестник гражданских инженеров. 2004. № 1. С. 70-76.
7. Брянцев Б.Д. Базовые алгоритмы идентификации и коррекции математических моделей динамики конструкций летательных аппаратов по результатам динамических испытаний // ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского. 1990. Препринт № 7.
8. Клепцов В.И., Котов В.Н., Щербинин И.П. Модернизация метода определения частот и форм колебаний самолёта в полёте на основе использования современной цифровой распределённой мониторинговой системы бортового документирования // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 6. С. 58-63.

Информация об авторе

Клепцов Виктор Иванович, заместитель начальника отдела прочности, Таганрогский авиационный научно-технический комплекс имени Г.М. Берие-

ва. E-mail: kleptsov@beriev.com. Область научных интересов: наземные и лётные прочностные испытания, ресурс воздушных судов.

OPTIMIZATION OF FATIGUE VALIDATION COST FOR REDESIGNED TRANSPORT AIRCRAFT

© 2015 V. I. Kleptsov

Beriev Aircraft Company, Taganrog, Russian Federation

An approach to fatigue validation of transport aircraft redesigned structure based on the data of endurance tests of basic aircraft, computational and experimental analyses, ground-based and flight tests of modified aircraft that do not require building and testing of a full-scale modified airframe is proposed in the paper. An example of a modified aircraft developed at Beriev Aircraft Company is presented. Components of a computational cluster that ensures calculation and postprocessing of models of the required dimensions are chosen. The advantages of using a solid model in commercial production of aircraft are demonstrated. Prospective use of solid-state assembly for damage diagnosis using the criterion of variations in the forms of natural vibration of a structure with cracks in operation is shown. Algorithms and software for the identification of vibration forms and frequencies of aircraft in flight under atmospheric turbulence are developed on the basis of the analysis of the structure's response to wide-band disturbance using up-to-date digital measuring equipment. Ways of taking into

account the damage accumulated in operation not only by operating time (flight hours, number of landings), but also by the equivalent bending moment in the control sections of the airframe are presented. The implementation of the proposed technologies will make it possible to obtain economical effect at all stages of the product life cycle, from design to operation.

Principal structural element, critical design configuration, design model check, modal parameter, load repeatability.

References

1. Brujaka V.A., Fokin V.G., Soldusova E.A., Glazunova N.A., Adejanov I.E. *Inzhenernyy analiz v ANSYS Workbench: ucheb. posobie* [Engineering analysis in ANSYS Workbench: Study guide]. Samara: Samara State Technical University Publ., 2010. 271 p.
2. Goncharov P.S., Artamonov I.A., Khalitov T.F., Denisihin S.V., Sotnik D.E. *NX Advanced Simulation Inzhenernyy analiz* [NX Advanced Simulation. Engineering analysis]. Moscow: DMK Press Publ., 2012. 504 p.
3. Fomichev P.A., Kleptsov V.I. Assuring the durability of transport aircraft structure in multipurpose use basing on results of fatigue and flight tests. *Vestnik of Samara State Aerospace University*. 2013. No. 2 (40). P. 46-53. (In Russ.)
4. Kleptsov V.I., Georgy M.Y., Ivanov K.A. Structural analysis of solid-state assemblies, aircraft structures high detail as the basis of calculation of durability. *Collection of research papers of the IX international scientific conference on hydroaviation "Gidroavisalon-2012". Part II*. Moscow, 2012. P. 48-55. (In Russ.)
5. Bovsunovsky A.P., Matveev V.V. Vibration characteristics of fatigue damage of beam-type structural components. *Strength of Materials*. 2002. V. 34, no. 1. P. 35-48. doi: 10.1023/A:1014818301593
6. Postnov V.A. Usage of the finite element method for definition of structural damages. *Bulletin civil engineers*. 2004. No.1. P. 70-76. (In Russ.)
7. Brjantsev B.D. Basic algorithms of identification and correction of mathematical models of the dynamics of aircraft structures according to the results of dynamic tests. *Central Aerohydrodynamic Institute*. 1990. Preprint No. 7.
8. Kleptsov V.I., Kotov V.N., Scherbinin I.P. Modernization method for the determination of frequencies and mode shapes of the aircraft in flight through the use of modern digital distributed monitoring system on-Board documentation. *Mechatronics, automation, control*. 2013. No. 6. P. 58-63. (In Russ.)

About the author

Kleptsov Victor Ivanovich, Deputy Chief of the Strength Department, Beriev Aircraft Company, Taganrog, Russian Feder-

ation. E-mail: kleptsov@beriev.com. Area of Research: ground-based and flight strength tests, durability of aircraft.