

ОТЗЫВ ОФИЦИАЛЬНОГО ОППОНЕНТА

на диссертационную работу Чухлебова Руслана Владимировича
«Экспериментально-теоретический метод оценки вибрационной прочности
авиационных изделий при действии полетных нагрузок», представленную на
соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности
01.02.06 – Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры

АКТУАЛЬНОСТЬ ТЕМЫ ДИССЕРТАЦИИ И СООТВЕТСТВИЕ СПЕЦИАЛЬНОСТИ

Вибрационная и усталостная прочность - одна из наиболее сложных проблем динамики машин, от решения которой существенно зависит надежность конструкций авиационной техники. Решение этой проблемы возможно только на пути сочетания расчетных и экспериментальных методов, причем определяющую роль играет целый спектр испытаний - модельных, лабораторных, летных. В последнее время формируется новое перспективное направление, которое можно охарактеризовать как интеллектуализация эксперимента, понимая под этим внедрение численного моделирования в испытательную практику. Это существенно повышает эффективность, информативность, достоверность и экономичность экспериментальной обработки прочности. К данному направлению принадлежит и рецензируемая работа. Разработанный в диссертации метод оценки вибрационной прочности конструкции позволяет корректно оценивать и воспроизводить в лабораторных условиях полетные уровни вибронагружения и напряженного состояния, прогнозировать ресурсные характеристики авиационных изделий, и тем самым способствует повышению их надежности и эффективности. Поэтому тема диссертационной работы безусловно является актуальной.

Структура и содержание диссертационной работы соответствуют заявленной теме, автореферату и паспорту специальности 01.02.06 - Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры.

Отдел документационного
обеспечения МАИ

Вх. №
«28» 01 20 20

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения и библиографического списка, включающего 90 наименований. Текст диссертации изложен на 98 страницах, включая 11 таблиц и 56 рисунков.

Введение содержит анализ экспериментально-теоретических исследований динамической прочности конструкций и методов оценки усталостной долговечности (соответствует рубрикатору автореферата).

В первой главе в качестве объекта исследования определено типовое изделие авиационной техники (в данном случае - элемент оснащения самолета Су-24М) и сформулированы задачи исследования. Приведены данные о динамическом и напряженно-деформированном состоянии конструкции (распределения дисперсии виброускорений), полученные в процессе летных испытаний, описаны методы и средства, использованные для сбора, хранения и обработки телеметрической информации. На основе данных летных испытаний определены режимы лабораторных вибрационных испытаний, моделирующих нагружение, эквивалентное эксплуатационному. Далее излагаются результаты проведенных автором лабораторных испытаний (модальные испытания и вибропрочностные испытания на нагрузки, имитирующие полетные). Установлено, что обеспечивается хорошее соответствие виброускорений в лабораторных и летных испытаниях. Вместе с тем показано, что уровни динамических напряжений в элементах хвостового оперения существенно ниже эксплуатационных, которые могут приводить к усталостным разрушениям. Различие составляет 1-2 порядка; это позволяет заключить, что лабораторные испытания в таком виде не моделируют напряженное состояние хвостового оперения изделия. Указывается причина такого расхождения: в полете на изделие, в частности на его хвостовое оперение, воздействуют аэродинамические нагрузки, которые не моделируются в лаборатории. Делается вывод о необходимости видоизменить схему и режимы лабораторных испытаний таким образом, чтобы точнее воспроизвести напряженное состояние конструкции. Решению этой задачи

посвящены следующие разделы диссертации, в которых предложен и апробирован новый метод оценки вибрационной прочности конструкций авиационных изделий.

Во второй главе излагается разработанный для этой цели метод. Суть его заключается в видоизменении схемы и режимов нагружения хвостового отсека, который предлагается испытывать отдельно от основной части изделия, закрепив его на специальной оснастке, моделирующей штатные условия закрепления. Конструкция, параметры и динамические характеристики оснастки определяются на основе численного моделирования; особое внимание уделяется исключению влияния собственных резонансов оснастки на нагружение объекта испытаний. Сформулирована и численно решена динамическая задача с применением метода конечных элементов (в среде ANSYS) при действии случайного нагружения с известным распределением дисперсии, включая определение динамических и диссипативных характеристик конструкции. При разработке расчетной модели использованы данные модальных испытаний (глава 1). Результатом численного моделирования являются режимы испытаний, задаваемые по виброускорениям, которые обеспечивают имитацию летных параметров напряженного состояния.

Излагаются использованные экспериментальные средства и результаты экспериментальных исследований наиболее нагруженного узла конструкции (хвостового оперения) с использованием разработанного приспособления, на режимах, сформированных в результате расчётного анализа. Сравнение расчётных и экспериментальных результатов показывает, что применение разработанного экспериментально-теоретического метода позволяет воспроизводить уровни динамических напряжений в элементах хвостового оперения, соответствующие полетным значениям и давать адекватную оценку вибронагруженности конструкции.

В третьей главе разработанный метод применяется как источник получения исходных данных для оценки долговечности исследуемой

конструкции авиационного изделия с использованием подходов, регламентируемых нормативной документацией (корректированная линейная гипотеза накопления повреждений, гипотеза спектрального суммирования повреждений). Излагаются результаты лабораторных ресурсных испытаний, проведенных до отказа - возникновения трещины. Сходимость численных и экспериментальных оценок усталостной долговечности подтверждает возможность использования разработанного экспериментально-теоретического метода для оценки ресурса конструкций, подверженных действию случайного стационарного нагружения.

Заключение диссертационной работы содержит сводку основных результатов и рекомендаций.

В список литературы включены 98 наименований источников, непосредственно относящихся к теме диссертации.

НОВИЗНА НАУЧНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ, ВЫВОДОВ И РЕКОМЕНДАЦИЙ

Впервые установлено, что рекомендуемые нормативными документами испытательные режимы рассмотренных в диссертации ответственных элементов авиационных конструкций, сформированные на основе анализа результатов летных испытаний, обеспечивают адекватность вероятностных характеристик виброускорений, однако не обеспечивают адекватность напряжений, что, в конечном итоге, является целью отработки прочности.

Разработан и реализован новый экспериментально-теоретический метод отработки вибрационной прочности авиационных изделий при лабораторной имитации полетных нагрузок; экспериментально и теоретически подтверждена возможность использования данных, полученных в результате применения разработанного метода, который может быть рекомендован для оценки усталостной долговечности авиационных изделий.

Сформированы новые режимы лабораторных испытаний важного класса конструкций авиационной техники, позволяющие воспроизводить уровни напряжений, эквивалентные эксплуатационным.

ДОСТОВЕРНОСТЬ, СТЕПЕНЬ ОБОСНОВАННОСТИ НАУЧНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ, ВЫВОДОВ И РЕКОМЕНДАЦИЙ

Достоверность полученных результатов подтверждается верификацией расчетных данных с помощью проведения экспериментальных исследований. Основные положения диссертации апробированы на международных конференциях, семинарах и симпозиумах. Научные результаты достаточно полно изложены в 8 публикациях, из которых 3 статьи в рецензируемых изданиях, рекомендуемых ВАК РФ.

Степень обоснованности приведенных научных положений и выводов определяется использованием фундаментальных положений механики сплошной среды, применением в качестве основного средства численного моделирования программного комплекса ANSYS, положительно зарекомендовавшего себя в задачах динамики и прочности машин, контролем сходимости решений с помощью численного эксперимента, соответствием результатов экспериментальным данным.

ПРАКТИЧЕСКАЯ ЗНАЧИМОСТЬ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

Разработанный метод экспериментально-теоретической оценки вибрационной прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок может быть использован в практике отработки вибропрочности и ресурса авиационных изделий для совершенствования программ и методик испытаний, а также для корректировки и уточнения существующей нормативной документации.

ЗАМЕЧАНИЯ ПО ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЕ

1. Можно отметить некоторую сумбурность при обзоре состояния проблемы во введении к диссертации.

2. Излишне кратко описан численный метод конечно-элементного моделирования (не приводится описание математической модели, не

обосновывается выбор используемых конечных элементов, не описан процесс создания конечно-элементной сетки; неясно, как моделируется в численной схеме диссипация, параметры которой специально исследовались экспериментально).

3. За рамками изложения остался вопрос об имитации разработанным испытательным устройством реальных условий работы испытуемого фрагмента (хвостового оперения) в составе изделия.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ ПО ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЕ

Диссертация является законченным научным исследованием. Отмеченные замечания не снижают общей положительной оценки диссертации. Результаты работы полно представлены в публикациях Р.В. Чухлебова и правильно отражены в автореферате.

Диссертационная работа Р.В. Чухлебова на тему «Экспериментально-теоретический метод оценки вибрационной прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок» удовлетворяет критериям «Положения о присуждении ученых степеней», утвержденного постановлением Правительства РФ № 842 от 24.09.2013 г. (редакция от 30.07.2014). Автор работы Чухлебов Руслан Владимирович, заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.02.06 – Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры.

Официальный оппонент

Фельдштейн Валерий Адольфович,

доктор технических наук, главный научный сотрудник АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (АО «ЦНИИмаш»), профессор базовой кафедры «Космические летательные аппараты» МФТИ.

Адрес места работы: 141070, Моск. обл., г. Королёв, ул. Пионерская, д. 4.

тел.: +7 (910) 455-61-30; e-mail: dinpro@mail.ru

Почтовый адрес: 141068, г. Королев, ул. Тарасовская, д. 19, кв. 35.

Специальность ВАК, по которой защищена докторская диссертация:
05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов.

В.А. Фельдштейн

Подпись В.А. Фельдштейна заверяю.

Главный ученый секретарь АО «ЦНИИмаш»,

д.т.н., профессор



Ю.Н. Смагин