

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РАСЧЕТА ОТКЛИКА И ДОЛГОВЕЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ НА АКУСТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ

Барышева Дарья Валерьевна, Ким Наталья Валерьевна, Никитин Егор Александрович
ПАО «Корпорация «Иркут»

1 Введение

В настоящее время развитие пассажирской авиационной техники сопровождается интенсивным внедрением полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкцию планера самолета. В связи с этим особую важность приобретает вопрос долговечности изделий из ПКМ, в том числе при воздействии акустических нагрузок. Известно, что композитные детали по сравнению с металлическими более устойчивы к накоплению усталостных повреждений, но, с другой стороны, в них велика вероятность появления невидимых эксплуатационных повреждений и наличия производственных отклонений [1]. Влияние окружающей среды (влажность, температура, повреждения) на усталостную прочность требует тщательного исследования, а обоснование проектного ресурса воздушного судна следует вести с учетом этих факторов.

Также требование разработки такой конструкции самолета, что появление усталостных трещин от акустических нагрузок не является вероятным и не приводит аварийным или катастрофическим ситуациям, содержится в Авиационных правилах, удовлетворение которых необходимо для сертификации и безопасной эксплуатации авиационной техники.

Таким образом, необходимо провести анализ акустической долговечности элементов авиационных конструкций, подверженных повышенному уровню акустических нагрузок. К таким агрегатам относятся элементы крыла, механизации, пилоны маршевых силовых установок (МСУ) и панели фюзеляжа, находящиеся в зоне действия струи МСУ. Следовательно, методика обоснования проектного ресурса должна обладать возможностью анализа изделий из различных материалов с учетом повреждений конструкции, условий окружающей среды и сложной пространственно-временной структуры акустического поля струи МСУ. Проведение расчетов без учета пространственной корреляции точек поля акустической нагрузки может привести к неадекватным результатам, что показано в работе [2].

В ПАО «Корпорация «Иркут» разработан комплекс расчетно-экспериментальных работ по демонстрации соответствия конструкции самолета требованиям сертификационного базиса в части акустической долговечности:

1. Экспериментальное определение нагруженности планера самолета от воздействия реактивной струи МСУ на реализуемых в типовом полете самолета режимах, таких как взлет, посадка, крейсерский режим, набор высоты, снижение, пробежки по ВПП, уход на второй круг, отличающиеся различным сочетанием тяги двигателя и положений механизации крыла. Анализ результатов, выявление зон конструкции, подверженной влиянию повышенных акустических нагрузок.
2. Экспериментальное определение отклика и напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции выбранных зон (агрегатов) в реверберационной акустической камере.
3. Ресурсные испытания конструктивно-подобных образцов наиболее нагруженных узлов и агрегатов с целью построения их кривых усталости;
4. Расчетное определение отклика и НДС конструкции выбранных зон.
5. Расчетное определение долговечности наиболее нагруженных агрегатов конструкции самолета на основании НДС под действием акустических нагрузок (пп. 4 изложенного комплекса работ) и кривых усталости (пп. 3 изложенного комплекса работ).

Возможности определения НДС агрегатов в реверберационной камере (пп. 2) ограничены технологическими характеристиками камеры вследствие обеспечения лишь близкой к диффузной пространственно-временной структуре поля (не соответствующей таковой в струе МСУ) и невозможностью реализации всех режимов полета. Также не представляется возможным полное определение полей компонент НДС. Этих трудностей удается избежать с привлечением расчетных методик (пп. 4) при условии их тщательной валидации.

Работы, выполняемые в пп. 4 и 5, и составляют предмет настоящего проекта.

2 Конкурентный анализ

В настоящий момент на рынке программных средств Computer-Aided Engineering (CAE) отсутствуют коммерческие продукты, которые могут реализовать полный цикл расчетных работ, предлагаемый авторами.

Существующие комплексы для расчета НДС при действии акустической нагрузки разделяются на две группы – известные CAE-комплексы Simcenter Femap/Nastran, MSC.Patran/Nastran, ANSYS, Simulia Abaqus и некоторые другие обладают средствами анализа отклика и долговечности конструкции с использованием спектральной теории (например, модуль Random Response Analysis в Femap и модуль MSC.Fatigue в MSC.Patran), но в них невозможен учет структуры пространственной корреляции акустического поля, что является критичным для расчета среднеквадратичных значений напряжений (rms-значений) [2].

Вторая группа программ (LS-Dyna, LMS Virtual.Lab) построена на основе методик, связанных с решением задач методами конечных элементов/контрольных (конечных) объемов/границых элементов, что позволяет полностью разрешать пространственно-временную структуру поля с привлечением уравнений Навье-Стокса и моделей турбулентности. Однако использование в гидродинамической части задачи моделей турбулентности связано с трудоёмкой процедурой их тщательной валидации, а совместное численное решение уравнений механики деформируемого твердого тела и гидродинамики занимает значительный период времени, как правило, измеряемый неделями.

Таким образом, ниша коммерческих программных продуктов, позволяющих достаточно быстро и точно проводить анализ нагруженности и долговечности зон, подверженных действию повышенного акустического шума, и по сей день остается не занятой.

Разработанная авторами методика расчета, связанная с объединением конечно-элементного и спектрального анализа конструкций, подверженных акустической нагрузке, опирается на математический аппарат спектрального анализа динамического отклика конструкций, сформированный в 1930-е годы Морисом Био. В связи с быстрым развитием теории случайных процессов вскоре был разработан спектральный подход к анализу конструкций, нагруженных акустическим шумом. Пионером этого метода был

Майлз [3]. Известное среди специалистов по вибраакустике уравнение Майлза позволяет достаточно простым образом находить среднеквадратичные напряжения (а не спектральные плотности мощности), возникающие в конструкции от действия шума при известной спектральной плотности его мощности. Этот подход является в значительной степени приближенным и оказывается неприменимым для распространённых в авиационной промышленности сотовых и композитных конструкций, поскольку не позволяет полностью определить спектры их НДС. Тем не менее, этот метод и в настоящее время часто используется для металлических конструкций.

Указанный недостаток метода Майлза был исправлен Блевинсом [4], который воспользовался разложением движения конструкции по собственным формам и ввел понятие акцептанса – величины, характеризующей связь между модальной формой деформирования конструкции и пространственной структурой акустического поля, воздействующего на неё. Это позволило воспользоваться преимуществами формализации анализа, поскольку используемые передаточные функции конструкции могут быть легко получены методом конечных элементов, де-факто уже долгое время являющимся стандартом в области прочностных расчетов.

Следует также отметить работу [5], в которой автор развивает численную методику анализа долговечности орбитальных панелей, нагруженных акустическим шумом, используя при этом программный комплекс ANSYS.

Используемый подход к расчету НДС без анализа долговечности прошел этап валидации на задаче расчета реальной конструкции. В работе [6] изложено построение методики, использующего программы MSC.Nastran/Patran и Matlab для расчета акустического воздействия диффузного поля на носовой обтекатель (спроектированного Sncema) экспериментального суборбитального космического корабля IXV (Intermediate eXperimental Vehicle), запущенного 11 февраля 2015 года.

В работах [5,6] основной упор был сделан на определение НДС. Последующий анализ долговечности велся по среднеквадратичному значению напряжений по весьма приближенной формуле Майлза. Воспользоваться традиционными методами анализа усталости во временной области (методами дождя, полных циклов и т.д.) в задаче акустической долговечности нельзя, если определены лишь спектры НДС. Однако, в настоящее время существуют хорошо зарекомендовавшие себя методы анализа усталости в спектральной области. К ним относятся методы узкополосного процесса,

Виршинга-Лайта, Чжао-Бейкера и Дирлика. Все эти методы используют геометрические характеристики (моменты) графиков спектральной плотности и являются абстрактными, т.е. могут быть применены для любого типа случайного процесса, в том числе аэродинамической или акустической нагрузки. Наибольшее распространение среди прочих получил метод Дирлика, имеющий наименьшее расхождение со стандартными методами анализа усталости во временной области [7].

Вышеизложенные примеры [4-6] являются частными случаями применения метода Блевинса совместно с МКЭ: либо для простой геометрии объекта анализа, либо для простой структуры акустического поля (диффузное поле), и не реализуют расчет долговечности на основе спектров компонент НДС (по методу Дирлика или его аналогам). Кроме того, связь между методом Блевинса и МКЭ не автоматизирована и предполагает ручной перенос данных между модулями, реализующими эти методы. Работы, где подробно описана методика автоматизированного расчета НДС и долговечности с привлечением спектральных методов анализа усталости при действии акустической нагрузки, авторами найдены не были.

Авторами был разработан специальный программный комплекс, полностью интегрированный в САЕ-систему Simcenter Femap, позволяющий на основе КЭ-моделей объектов исследования любой сложности проводить анализ их НДС при действии акустического шума с любой пространственной структурой и рассчитывать долговечность на основе современной спектральной теории Дирлика.

3 Предлагаемое решение

Главными идеями, лежащими в основе авторского программного комплекса, являются:

- использование метода Блевинса для расчета спектров компонент НДС конструкций;
- использование метода Дирлика для анализа долговечности конструкций;
- полная автоматизация всего цикла расчета конструкции на акустическую усталость – от задания нагрузки до определения акустического ресурса конструкции;
- тесная интеграция с программной средой Simcenter Femap.

Использование метода Блевинса позволяет получить всю необходимую информацию для подтверждения соответствия исследуемых конструкций требованиям акустической долговечности – корректное определение спектров компонент НДС при действии акустического шума. При этом учитывается пространственно-временная структура поля нагрузки, которая сильно отличается в зависимости от характера внешнего воздействия и, как показывают современные исследования в области виброакустики, весьма существенно влияет на результат.

Метод Дирлика выбран как наиболее популярный и современный в области анализа спектральной долговечности.

CAE-комплекс Simcenter Femap выбран как пользующийся большой популярностью среди инженеров-прочностников по всему миру благодаря своему продуманному интерфейсу и широким прикладным возможностям. Большая часть конечно-элементных моделей, используемых в Отделении прочности ПАО «Корпорация «Иркут», создана в Femap. Таким образом, при необходимости проведения акустического расчета при помощи авторского программного комплекса, инженер не столкнется с проблемой переноса моделей в стороннюю среду, которая, как правило, влечёт за собой утомительную процедуру исправления ошибок автоматического импорта.

4 Описание программного комплекса

Программный комплекс состоит из 3-х модулей, обмен данными между которыми происходит автоматически согласно блок-схеме, представленной на рисунке 2. Результаты работы программного комплекса отображаются автоматически на КЭ модели в среде Femap. Внешний вид программного комплекса и визуализация результатов в среде Femap представлены на рисунке 1.

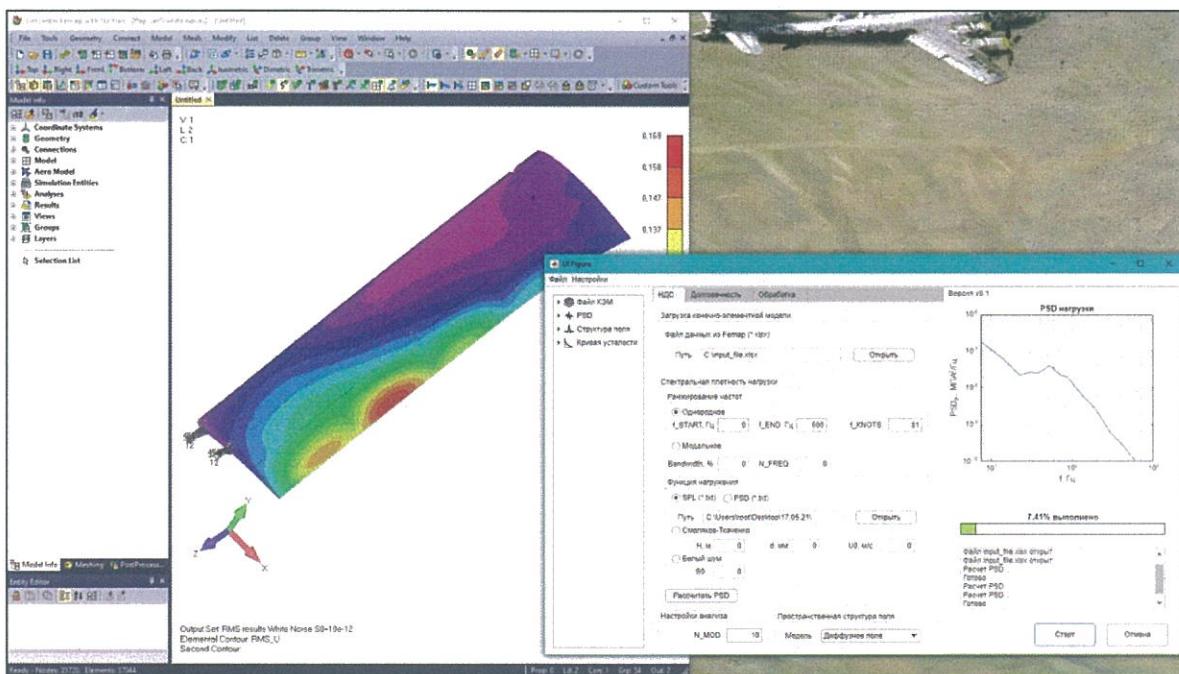


Рисунок 1 – Вид программного комплекса в процессе использования

Разрабатываемый программный комплекс состоит из трех модулей:

Подпрограмма Femap API **ModalPreparation.BAS** выполняет модальный анализ КЭМ, вычисление узловых площадей и сохранение всех характеристик модели в файл Excel.

Подпрограмма с графическим интерфейсом **MDMSolver.mlapp** в качестве входных данных предоставляет файл Excel с характеристиками КЭМ, полученный при помощи **ModalPreparation.BAS**. В подпрограмме производится определение интересующей частотной области, вид ее разбиения, количество учитываемых собственных форм. Помимо настройки анализа, пользователь определяет референтную автоспектральную плотность акустического давления и модель пространственной взаимной корреляции акустического поля, после чего выполняется расчет отклика

согласно методике, приведенной в главе 5, и сохранение результатов в файле Excel в виде списка RMS-значений вертикальной компоненты перемещений и компоненты напряжений в узлах КЭМ. Расчет долговечностей производится на основе загружаемой пользователем кривой усталости или заданным параметрам ее аппроксимации по методике, изложенной в главе 6.

Подпрограмма Femap API **PostRMSToFemap.BAS** позволяет пользователю визуализировать выходные данные, полученные в **MDMSolver.mlapp**.

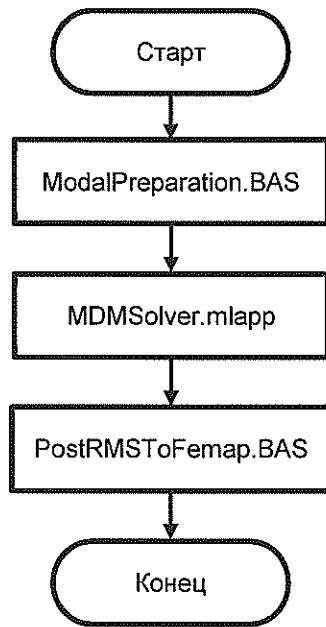


Рисунок 2 – Блок-схема алгоритма работы расчетного комплекса

Блок-схема подпрограммы **ModalPreparation.BAS** представлена на рисунке 3, где ID_nod – номер узла КЭМ, N_nod – число узлов КЭМ, ID_Lay_p – номер слоя, в котором находятся нагружаемые узлы КЭМ. Структура формируемого файла Excel представлена на рисунке 4.

Работа пользователя с программным комплексом должна быть начата с вкладки «НДС», вид которой представлен на рисунке 5. Файл данных, полученный с помощью подпрограммы на первом этапе, загружается при помощи блока «Загрузка конечно-элементной модели», после чего пользователь в блоке «Спектральная плотность нагрузки» вводит границы интересующей частотной области и количество точек, на которые разбивается частотный интервал. Существует две опции выбора частотного распределения – однородное (с постоянным шагом) и модальное, т.е. созданное на

основе собственных частот КЭМ.

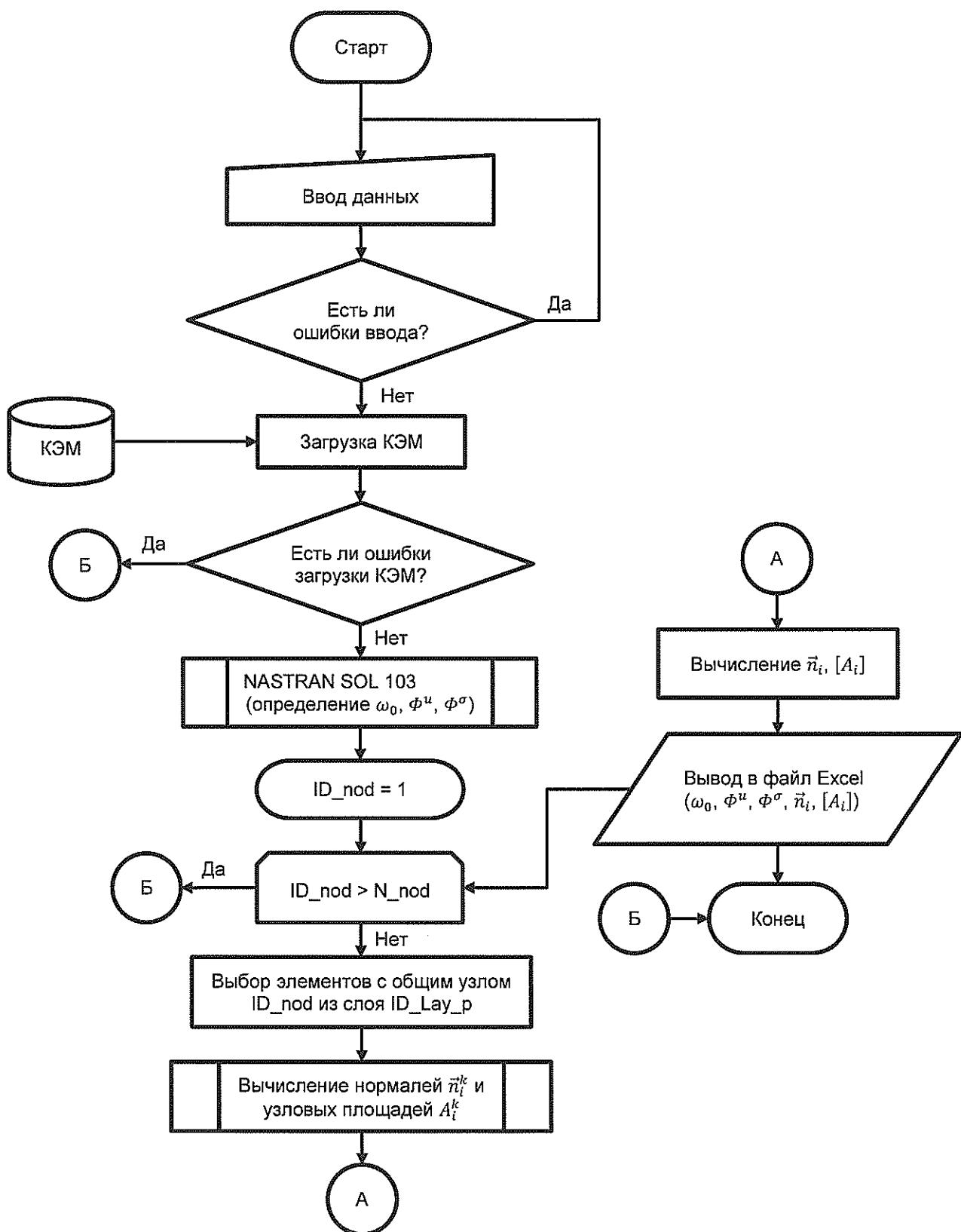


Рисунок 3 – Блок-схема алгоритма работы макроса ModalPreparation.BAS

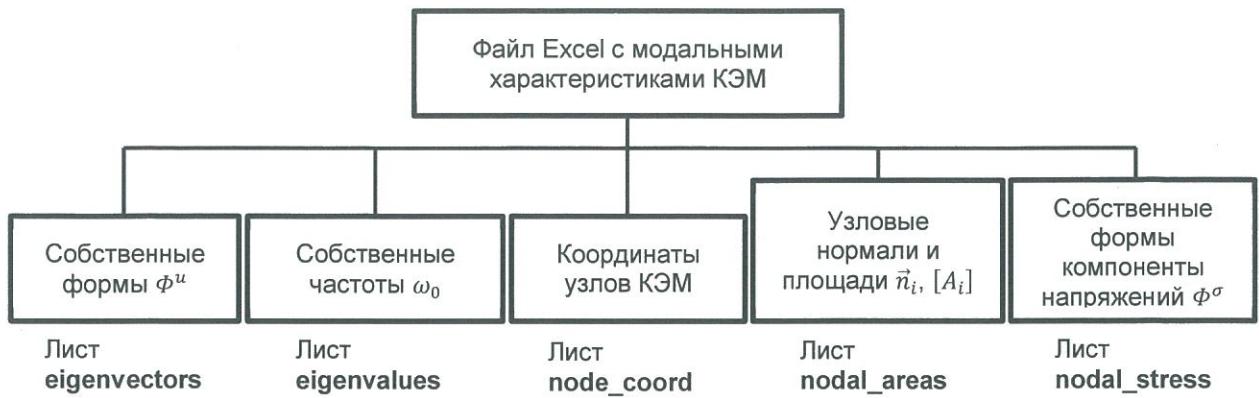


Рисунок 4 – Структура файла Excel с данными модального анализа

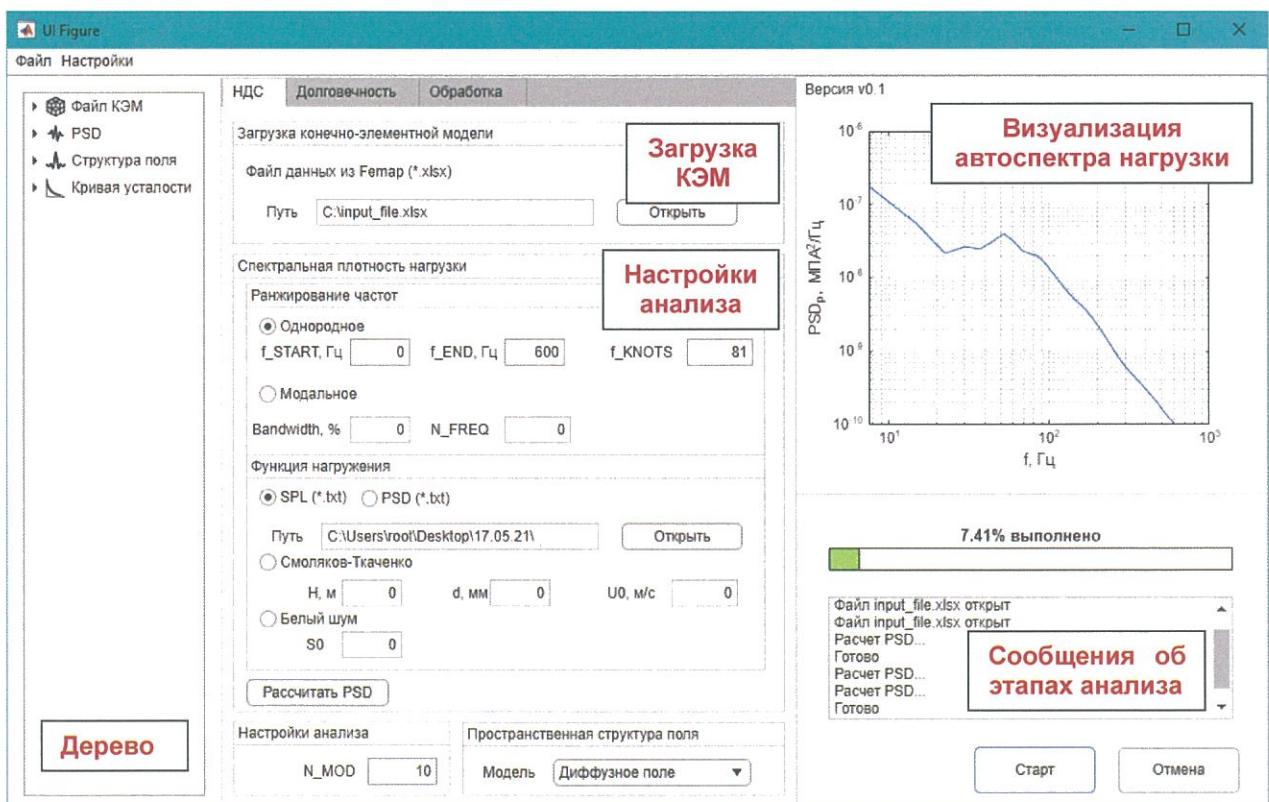


Рисунок 5 – Окно программы с активной вкладкой «НДС»

Функцию нагрузки можно импортировать в виде текстового файла, содержащего третьюоктавный спектр уровней звукового давления (экспериментальные измерения или результат численного моделирования) SPL, или выбрать одну из двух аналитических моделей:

- модель Смольякова-Ткаченко, воссоздающую спектральную мощность акустического поля пограничного слоя по высоте полета H_0 , толщине пограничного слоя δ и скорости потока V .

- модель белого шума, используемую при приблизительных и тестовых расчетах.

Для моделирования пространственной структуры поля $C_{ij}^{pp}(\vec{r}_i, \vec{r}_j, \omega)$ в соответствующем выпадающем списке предусмотрен выбор из 3-х вариантов:

- модель белого шума (полностью нескоррелированное поле);
- модель диффузного поля (реализуемого при испытаниях в реверберационных камерах);
- модель плосковолнового поля (полностью коррелированное поле – наиболее консервативная нагрузка).

В настройках анализа пользователь выбирает количество учитываемых собственных форм, основываясь на собственном опыте и размере интересующей частотной области отклика.

Область, расположенная в правой части окна, позволяет просмотреть график выбранного спектра нагрузки $S_{ref}^{pp}(\omega)$, а также отслеживать процедуру расчета в специальном окне.

Для анализа акустической усталости предназначено окно «Долговечность» (рисунок 6), где пользователь может загрузить экспериментальные данные о кривых усталости образцов и выбрать тип ее аппроксимации на основе 4-х моделей: степенной, степенной с пределом выносливости, экспоненциальной или предложенной Вейбуллом дробно-рациональной. После вычисления аппроксимирующей кривой качество аппроксимации оценивается коэффициентом детерминации R^2 .

Если результаты степенной аппроксимации уже известны (например, взяты из справочника (ВИАМ) или определены в результате специальной квалификации материала), то пользователь определяет параметры кривой в специальных полях.

После определения кривой усталости модель полностью подготовлена к расчету. Анализ запускается кнопкой «Старт». Прогресс расчета выводится в виде прогресс-бара в правой части окна, под ним расположено окно с текстовыми сообщениями, которые свидетельствуют об очередном завершенном этапе анализа.

После окончания расчета во вкладке «Обработка» (рисунок 7) пользователь может просмотреть спектральные плотности в выбранных им узлах и просмотреть таблицу среднеквадратичных значений перемещений и напряжений для всех узлов.

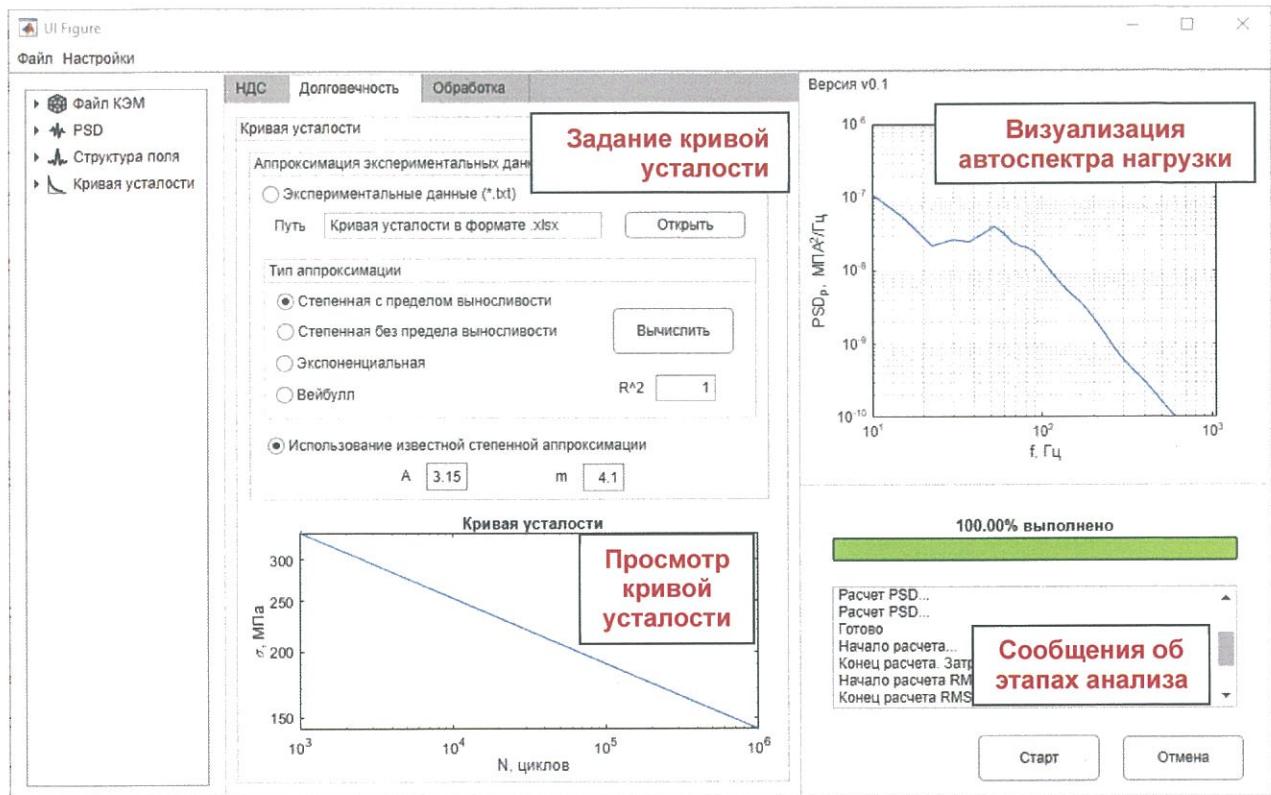


Рисунок 6 – Окно программы с активной вкладкой «Долговечность»

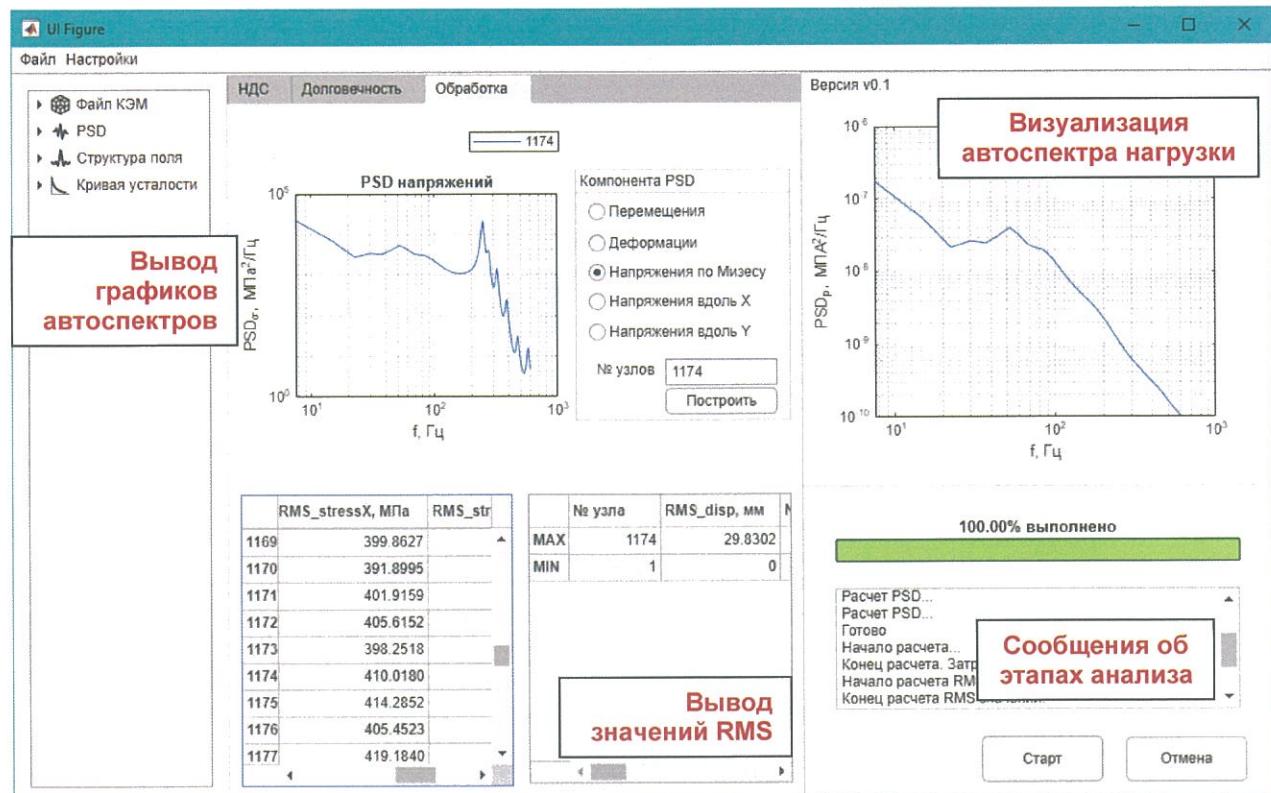


Рисунок 7 – Окно программы с активной вкладкой «Обработка»

Поля среднеквадратичных значений компонент НДС (напряжения, перемещения, деформации) и долговечностей (повреждаемостей) для каждого элемента (узла) автоматически загружаются в анализируемую модель в среде Femap. Пользуясь встроенными возможностями постпроцессора, пользователь может строить цветовые карты, изолинии, векторные поля и т.д. (левая часть рисунка 1).

Была выполнена объемная работа по валидации программного комплекса на основе результатов испытаний в акустических камерах и численных экспериментов. Верификация алгоритмов расчета и результатов анализа НДС и долговечности проведена на основе сравнения с коммерческими CAE-программами MSC.Patran/Nastran и MSC.Fatigue.

5 Методика анализа НДС

Для расчетного определения НДС объектов анализа использовался гибридный численно-аналитический подход. Идея этого подхода заключается в представлении модели объекта анализа в виде набора узловых передаточных функций и получении отклика на акустическое возбуждение в виде авто- и кросс-спектральных плотностей перемещений и напряжений. Переход к передаточным функциям позволяет упростить методику анализа, сведя ее к последовательности аналитических преобразований с матрицами, содержащими параметры акустического нагружения в различных точках конструкции и модальные характеристики КЭМ.

Все преобразования выполняются в пространстве главных координат. Применительно к конечно-элементной модели произвольные перемещения её узлов представляются в виде суперпозиции перемещений по собственным формам, которые обладают свойством ортогональности. Таким образом, помимо уменьшения размерности задачи за счет ограничения количества учитываемых собственных форм, достигается «развязка» решаемых дифференциальных уравнений. Поиск собственных форм выполняется путём решения задачи на собственные значения классическим блочным методом Ланцоша.

Для корректного приложения акустической нагрузки необходимо вычислить узловые площади, ассоциированные с каждой степенью свободы узла конечно-элементной сетки [8]. Определение узловой площади осуществляется по следующей методике. Основное уравнение МКЭ, сформулированное для одного КЭ e имеет вид

$$[M^e]\{\ddot{q}^e\} + [D^e]\{\dot{q}^e\} + [K^e]\{q^e\} = \{F^e\}. \quad (1)$$

Излагаемый подход применим ко всем типам КЭ – балок, пластин и объемов. В основе МКЭ лежит аппроксимация поля искомой величины при помощи кусочно-определеных функций, называемых функциями формы:

$$\{u\} = [\Psi]\{q\}. \quad (2)$$

Не останавливаясь на процедуре определения компонент матриц и векторов, входящих в уравнение (1), приведем выражение для вычисления вектора правой части,

иначе говоря, вектора узловых сил КЭ:

$$\{F^e\} = \int_{\Omega_e} [\Psi]^T p d\Omega. \quad (3)$$

Считая, что давление p распределено в пределах элемента равномерно, получим выражение

$$\{F^e\} = p \int_{\Omega_e} [\Psi]^T d\Omega = p \{A^e\}, \quad (4)$$

где компоненты вектора $\{A^e\}$ характеризуют площади, ассоциированные с каждым из узлов. На рисунке 8 в качестве примера изображена компонента вектора $\{A^e\}$, которая имеет смысл части площади четырехузлового КЭ e , соответствующей узлу с номером 1.

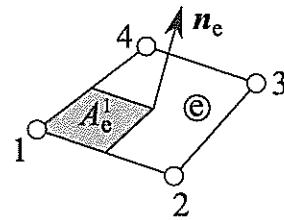


Рисунок 8 – Узловая площадь узла 1 КЭ e

Конкретизируем тип используемого КЭ. В оболочечных четырехузловых изопараметрических КЭ (*CQUAD4* в Nastran) решение представляется в виде разложения по функциям форм вида

$$\Psi_i(\xi, \eta) = \frac{1}{4}(1 - \xi\xi_i)(1 - \eta\eta_i). \quad (5)$$

Выражение для узловой площади для элемента этого типа имеет вид

$$A_i^e = \int_{\Omega_e} \Psi_i d\Omega = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \Psi_i J^e d\xi d\eta = \frac{1}{4} J^e, \quad (6)$$

где J^e – индивидуальный для каждого элемента Якобиан преобразования от глобальных координат к локальным. Таким образом определяются узловые площади для узлов

одного элемента. Суммарная узловая площадь для узла i вычисляется как сумма узловых площадей, относящихся к элементам, для которых этот узел является общим:

$$\sum_{k=1}^m A_i^k = \frac{1}{4} \sum_{k=1}^m J^k. \quad (7)$$

При ансамблировании матриц $[M^e]$, $[D^e]$, $[K^e]$ и формировании общих матриц масс, демпфирования и жесткости происходит переход от локальных координат к глобальным. Чтобы получить значение узловой площади для узла ансамблированной модели, необходимо найти проекции найденной площадки на глобальные направления. Использовался следующий подход: в цикле по глобальной нумерации узлов модели определялись нормали к поверхностям элементов, для которых выбранный узел оказывался общим. После определения набора нормалей \vec{n}_i^k (количество векторов m зависит от конфигурации КЭ-модели, $k = \overline{1, m}$), вычислялась средневзвешенная нормаль

$$\vec{n}_i = \frac{\sum_{k=1}^m \vec{n}_i^k A_i^k}{|\sum_{k=1}^m \vec{n}_i^k A_i^k|}, \quad (8)$$

которая и принималась за узловую (рисунок 9). Компоненты найденной нормали представляют собой направляющие косинусы относительно глобальной СК самолета, что позволяет определить узловые площади, ассоциированные с каждой степенью свободы – перемещениями TX , TY , TZ и поворотами RX , RY , RZ .

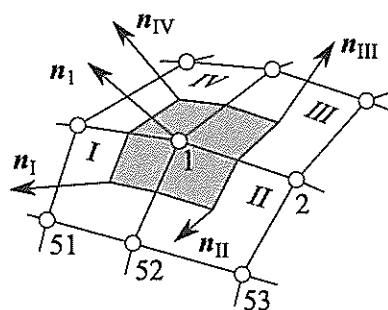


Рисунок 9 – Определение узловой нормали к внешней поверхности КЭ-модели

Заметим, что в рамках используемых в современных расчетных комплексах соотношений классической теории упругости не рассматриваются распределенные

моментные взаимодействия, поэтому узловые площади A_{RXi} , A_{RYi} , A_{RZi} будут равны нулю. Для трансляционных степеней свободы в i -том узле используются формулы

$$A_{ix} = A_i n_{ix}, \quad x \leftrightarrow y \leftrightarrow z. \quad (9)$$

Полученные узловые площади представляются в виде матрицы

$$[A_i]_{6 \times 6} = \begin{bmatrix} A_{ix} & 0 & 0 & \dots & \dots \\ 0 & A_{iy} & 0 & \dots & 0 \dots \\ 0 & 0 & A_{iz} & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \end{bmatrix}. \quad (10)$$

После формирования $[A_i]$ для всех узлов конструкции, они объединяются в единую диагональную матрицу $[A]$, которая и используется в дальнейших этапах расчета.

Далее выполняется поиск передаточных функций по формуле для системы независимых осцилляторов:

$$h_k(\omega) = (\omega_{0k}^2 - \omega^2 - iG\omega_{0k}^2)^{-1}. \quad (11)$$

Передаточные функции формируются в матрицу $[H(\omega)]$ с диагональными элементами $h_k(\omega)$.

На данном этапе в модель вводится конструкционное (частотно-независимое) демпфирование G . Этот коэффициент связан с выражющимся волях от критического демпфирования коэффициентом ζ следующим образом:

$$\zeta = \frac{G}{2}. \quad (12)$$

Далее выбирается частотная область, в которой проводится расчет. На каждом шаге по частоте $f = \omega / 2\pi$ производится расчет акцептанса

$$[\Omega] = [\Phi_u]^T [A] [S^{pp}] [A] [\Phi_u], \quad (13)$$

который характеризует взаимосвязь пространственной структуры акустического поля (характеризуемой матрицей $[S^{pp}]$) и собственных форм перемещений конструкции $[\Phi_u]$. После этого выполняется расчет отклика по обобщенным координатам (η) согласно спектральной теории:

$$[S^m(\omega)] = [H(\omega)][\Omega][H(\omega)]^*. \quad (14)$$

Полученные компоненты могут быть использованы для расчета спектральных плотностей мощности как перемещений (u), так напряжений (σ) и деформаций (ε). Возврат от обобщенных к физическим координатам выполняется по формуле

$$[S(\omega)] = [\Phi][S^m(\omega)][\Phi]^T, \quad (15)$$

где $[\Phi] = [\Phi_u]$, $[\Phi_\varepsilon]$ или $[\Phi_\sigma]$, а $[S(\omega)] = [S^{uu}(\omega)]$, $[S^{\varepsilon\varepsilon}(\omega)]$ или $[S^{\sigma\sigma}(\omega)]$ соответственно. Интегрируя по всей частотной области, переходим к среднеквадратичным значениям:

$$[s] = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} [S(\omega)] d\omega, \quad (16)$$

где $[s]$ – матрица среднеквадратичных значений перемещений, деформаций или напряжений. Поскольку расчет выполняется численно, интегрирование осуществляется по ограниченной частотной области.

6 Методика анализа долговечности

Согласно методу Дирлика и гипотезе линейного суммирования, величину повреждаемости D можно представить в виде зависимости от длительности процесса T , ожидаемой частоты достижения пиков $E[P]$ и плотности вероятности процесса $p(X)$ [9]:

$$D = A^{-1} \cdot T \cdot E[P] \cdot \int_0^{\infty} X^m p(X) dX, \quad (17)$$

где A и m – параметры аппроксимации кривой усталости. Величина $E[P]$ определяется моментами спектральной плотности мощности эквивалентного напряжения/деформации:

$$E[P] = \sqrt{m_4/m_2}, \quad (18)$$

а сами моменты определяются по формулам:

$$m_n = \int_0^{\infty} 2S_x(f) f^n df. \quad (19)$$

Функция плотности вероятности в виде, предложенном Дирликом, вычисляется по формуле

$$p(X) = \frac{\frac{D_1}{Q} \exp\left(-\frac{Z}{Q}\right) + \frac{D_2}{R^2} \exp\left(-\frac{Z^2}{2R^2}\right) + D_3 Z \exp\left(\frac{Z^2}{2}\right)}{\sqrt{m_0}}, \quad (20)$$

$$Z = \frac{X}{\sqrt{m_0}}, \quad X_m = \frac{m_1}{m_0} \sqrt{\frac{m_2}{m_4}}, \quad \gamma = \sqrt{1 - \gamma^2}, \quad D_1 = \frac{2(X_m - \gamma^2)}{1 + \gamma^2}, \quad R = \frac{\gamma - X_m - D_1^2}{1 - \gamma - D_1 - D_1^2}, \quad D_2 = \frac{1 - \gamma - D_1 + D_1^2}{1 - R}, \\ D_3 = 1 - D_1 - D_2, \quad Q = \frac{5(\gamma - D_3 - D_2 R)}{4D_1}.$$

Условие разрушения $D = 1$. Таким образом, вычисляется поле величин повреждаемости и долговечности в каждом элементе конечно-элементной модели анализа.

7 Выводы

Удовлетворение требований Авиационных правил в части акустической долговечности воздушных судов необходимо для сертификации и безопасной эксплуатации авиационной техники. Особая трудность в данном вопросе – это анализ конструкций из ПКМ, для которых важность представляет учет факторов внешней среды (влага, климатика, эксплуатационные повреждения). Обоснование акустического ресурса авиационных конструкций не может быть выполнено исключительно на основании экспериментальных работ ввиду их продолжительности, дороговизны и ограничений, накладываемых на воссоздаваемое в реверберационных камерах акустическое поле.

Для решения данной задачи в ПАО «Корпорация «Иркут» разработан расчетно-экспериментальный подход, включающий в себя определение акустической нагруженности планера самолета, экспериментальное определение кривых усталости и расчетные работы по определению НДС и долговечности конструкции. В настоящий момент на рынке коммерческих программных продуктов отсутствуют комплексы, позволяющие выполнить полный цикл запланированных расчетных работ с учетом сложной пространственно-временной структуры акустической нагрузки от струи двигателей.

Для выполнения расчетных работ разработаны и валидированы методики, алгоритмы и построенный на их основе программный комплекс, тесно интегрированный в САЕ-среду Simcenter Femap, который позволяет выполнить анализ зон конструкции, изготовленных в том числе из ПКМ, подверженных повышенным акустическим нагрузкам. Программный комплекс основан на современных и успешно зарекомендовавших себя методиках расчета НДС и долговечности с учетом особенностей структуры акустического поля. Достигнутый уровень автоматизации расчетов позволяет значительно ускорить работы по проектированию и сертификации воздушных судов.

8 Литература

1. Reiffssinder K. Fatigue behavior of composite materials. Int. J. Fracture, 1980, 16(6). – pp. 563-583.
2. Elishakoff I.B. Dramatic Effect of Cross-Correlations in Random Vibrations of Discrete Systems, Beams, Plates, and Shells. Springer, 2020. – p. 338.
3. Miles J.W. On Structural Fatigue Under Random Loading. J. Aeronautical Sc., 21(11), 1954. – pp. 753-762.
4. Blevins R.D. An approximate method for sonic fatigue analysis of plates and shells. J of Sound and Vibration, Vol. 129, Issue 1, 1989. – pp. 51-71.
5. Денисов С.Л., Медведский А.Л. Разработка и верификация численно-аналитического метода расчета отклика пластин на широкополосное акустическое воздействие. Труды МАИ, №91.
6. Séon G., Roy N. Vibro-Acoustic Response to Diffuse Acoustic Field Using a Modal Approach and Application to the IXV Re-entry Vechicle Design Justification. 4th EUCASS, July 4-8, 2011.
7. Slavic J., Mršnik M., Boltežar M. Frequency-domain methods for a vibration-fatigue-life estimation – application to real data. Int. J. Fatigue. Vol. 47, Feb. 2013. – pp. 8-17.
8. Wijker J. Random Vibrations in Spacecraft Structures Design. Springer, 2009. – 516 p.
9. Dirlik T. Application of Computers in Fatigue Analysis. Ph.D. thesis submitted to Department of Engineering University of Warwick, Coventry, England, 1985.