

На правах рукописи

ОРДИН
АЛЕКСЕЙ ВЯЧЕСЛАВОВИЧ

**МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ РАССТАНОВКИ ДАТЧИКОВ ПРИ
АВТОМАТИЗАЦИИ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ**

Специальность 05.13.12.

«Системы автоматизации проектирования»

(отрасль – авиационная и ракетно-космическая техника)

*Автореферат диссертации
на соискание ученой степени кандидата технических наук*

Москва
2013 г.

Работа выполнена на кафедре «Инженерная графика» в
Московском авиационном институте
(национальном исследовательском университете)

Научный руководитель:

кандидат технических наук, **А.В. Рипецкий**

Официальные оппоненты:

Профессор кафедры «Проектирование самолетов»

Московского авиационного института, доктор технических наук, **О.С. Долгов**;

Руководитель департамента Дженерал Электрик, кандидат технических наук **А.Б. Аведьян**.

Ведущее предприятие: ОАО «Авиационный комплекс им. С. В. Ильюшина»

Защита состоится 27 декабря 2013 г. в 15 часов 30 минут на заседании диссертационного совета Д212.125.13 Московского авиационного института (национального исследовательского университета) по адресу:

125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, главный административный корпус, зал заседания ученого совета.

Просим Вас принять участие в обсуждении диссертационной работы или прислать свой отзыв в двух экземплярах, заверенный печатью, по указанному выше адресу.

Для участия в заседании диссертационного совета необходимо заблаговременно заказать пропуск по тел. (499)158-45-91.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института.

С авторефератом диссертации можно ознакомиться на сайте ВАК РФ по адресу <http://vak.ed.gov.ru>. Автореферат диссертации размещен на сайте ВАК РФ «25» ноября 2013 г

Автореферат разослан 26 ноября 2013 г.

Ученый секретарь

диссертационного Совета Д212.125.13

кандидат технических наук, профессор

Л.В. Маркин

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

1. Актуальность проблемы. Стадия летных испытаний самолета является неотъемлемым и важным этапом ввода его в эксплуатацию, поддержания его летной годности в процессе эксплуатации. Одним из важных этапов испытаний самолета являются акустические замеры в полете с целью определения уровня звукового давления, действующего на самолет и оценки его ресурсных характеристик по условиям акустической прочности.

Опытные исследования акустических воздействий, проводимые на специализированных стендах, и в ходе наземных и летных испытаний, как правило, оказываются дорогостоящими, трудоемкими и длительными. Модельные стендовые испытания не всегда позволяют воссоздать необходимые нагрузки. Кроме того, в условиях эксперимента исследуемые области конструкции не всегда могут быть должным образом оснащены измерительными приборами, вследствие чего не могут быть получены полные данные пространственного распределения измеряемых параметров.

Для проведения стендовых экспериментов необходимо строительство сложных инженерных сооружений или даже комплексов.

Одним из рабочих подходов в промышленности на текущий момент является сравнение результатов математического моделирования и натурных испытаний и комбинация данных методов в рамках принятого доверительного интервала.

Однако при установлении требований к аппаратуре авиационной техники по вибрационным нагрузкам за основу принимают результаты измерений на объекте, как наиболее близко отражающие условия эксплуатации конкретного изделия.

На этапе проектирования летательных аппаратов требования по условиям эксплуатации аппаратуры задают по результатам измерений на объектах-прототипах, а при отсутствии результатов измерений, параметры виброакустических нагрузок устанавливают расчетными методами с использованием алгоритмов, приведенных ниже.

Современная концепция управления жизненным циклом изделия подразумевает поэтапную автоматизацию всех стадий цикла разработки, производства и эксплуатации изделия. Автоматизация планирования и проведения эксперимента также является неотъемлемой частью автоматизации проектно-конструкторских работ. В части организации и проведения акустических экспериментальных исследований можно отметить существующую высокую трудоемкость его проведения из-за наличия ряда факторов:

- ограниченность времени установки микрофонов для замеров акустического поля;
- записывающая аппаратура требует высокой квалификации оператора, производящего контроль замеров акустического поля;
- микрофоны требовательны к соблюдению технологии их установки на летательный аппарат.

Пристальное внимание к колебаниям, вызванных акустическим воздействием, в последнее время объясняется потребностью в более точной оценке ресурса планера самолетов различных типов. Сложность обеспечения акустической прочности гиперзвуковых самолетов связана с высокими нагрузками и применением внешней теплоизоляции, состоящей из материалов с низкими прочностными свойствами.

Проведенный анализ рынка систем автоматизированного проектирования (САПР) показал практическую неприменимость предлагаемых программных продуктов для выполнения консервативной оценки при решении проектных задач в области акустических исследований на стадиях летных испытаний.

Актуальность проблемы и возможность ее решения на новом техническом уровне обусловили выбор темы настоящего исследования. Объективно существующие противоречия между повышением качества измерительных работ, сокращением сроков испытаний и снижением материальных затрат привели к необходимости поиска новых методов и средств автоматизации проведения акустических испытаний самолета. Решение данной задачи потребовало разработки новых программных продуктов, позволяющих в минимальные сроки рассмотреть множество альтернативных компоновочных решений оснастки акустического эксперимента и оценить их влияние на подготовку и проведение испытаний самолета. В результате, соискателем была создана автоматизированная система анализа компоновочных решений технологической оснастки акустического эксперимента самолета, испытывающего широкополосные нагрузки в акустическом диапазоне частот, которая сокращенно была названа автором как автоматизированная система акустического расчета технологической подготовки летного акустического эксперимента (АСАРП ЛАЭ), решающая перечисленные задачи в соответствии с предъявляемыми требованиями.

Теоретической и методологической основой исследования стали фундаментальные труды по проблемам авиационной акустики, к которым относятся работы ведущих специалистов

ЦАГИ (А. Г. Мунина, В. А. Максимова, В. Г. Дмитриева, Е. А. Леонтьева, В. Е. Квитки, А. М. Мхитаряна, В. Ф. Самохина, Р. А. Шипова, И. С. Загузова и др.). В частности, в работах А. Г. Мунина и В. Е. Квитки рассмотрены проблемы воздействия авиационного шума на окружающую среду и человека, указаны основные источники шума самолетов, дана физическая картина шумообразования. В этих работах также рассмотрены различные способы снижения шума самолетов, изложена методология прогнозирования акустической обстановки в зоне аэропортов, учитывающая динамику парка самолетов и интенсивность их эксплуатации. В работе А. М. Мхитаряна приведено описание математических моделей, которые позволяют осуществить выбор оптимального управления самолетом, обеспечивающего минимальные уровни шума. Важной основой при разработке математических моделей воздушной атмосферы, акустики неоднородной движущейся среды стали труды Д. И. Блохинцева, Л. М. Бреховских и О. А. Година, в которых рассматриваются вопросы акустики слоистых сред.

Помимо работ в области авиационной акустики, в основу исследования положены фундаментальные труды, посвященные вопросам систем автоматизации проектирования, к которым относятся работы авторов: И.П. Норенков, В.В. Липаев, А.И. Петренко, Б.Я. Советов, С.А. Яковлев А.М. Молчанова, М.А. Щербакова, Д.С. Янышева, М.Ю. Куприкова, Л.В. Быкова, и зарубежных авторов Кунцоо Лее, Виктор ЛопезЯуеро, Франсиско МонтероСимарро, ЁсеПасцуал Молина Массо, ЭанВандердонцкт и др. А также труды по планированию эксперимента авторов: Г.И. Красовский, Г.Ф. Филаретов, А.С. Нинул, Ю.П. Адлер, Е.В. Маркова, Ю.В. Грановский, в которых рассматриваются вопросы планирования эксперимента и оптимизации целевых функций.

Анализ работ показал необходимость тесной интеграции наработок в области теоретической аэроакустики, автоматизированного формирования компоновки оснастки акустического эксперимента самолета и результатов экспериментальных исследований для дальнейшего повышения качества принятия технических решений на этапах эксплуатации самолета и создания современных прикладных пакетов САПР подготовки акустического эксперимента самолета.

2. Целью работы является разработка научно-методического обеспечения САПР для автоматизации проведения акустических испытаний самолета.

Достижение поставленной цели диссертационной работы

осуществлено путем решения следующих задач:

- выявление места и состава задач акустического эксперимента в рамках жизненного цикла самолета (ЛА);
- проведение сравнительного анализа вычислительных методов авиационной акустики;
- разработка новых и модификация существующих математических моделей и алгоритмов расчета отклика панелей и элементов планера самолета на внешнее акустическое воздействие;
- разработка метода оптимизации расположения датчиков при автоматизации акустических испытаний самолета и автоматизация определения мест установки средствами математического;
- разработка алгоритмов и программного обеспечения САПР для акустического эксперимента, интегрированного со средствами геометрического моделирования (СГМ);
- верификация разработанного программного обеспечения на предмет корректности получаемых результатов и применимости на стадиях эксплуатации;
- выполнение проектных исследований и выработка рекомендаций инженеру-испытателю.

3. Методика исследования. Объектом исследования является разработка научных основ построения средств САПР акустического эксперимента самолета.

Предметом исследования является метод автоматизации размещения технологической оснастки для замеров уровня акустического давления.

Декомпозиция задач, разработка моделей и алгоритмов САПР базируются на принципах системного подхода. Выявление рациональных конструктивно-компоновочных решений осуществлено на основе моделирования с помощью формально-эвристических процедур. Математическая задача отыскания рациональных значений параметров поставлена как задача многокритериальной дискретной оптимизации.

4. Научная новизна диссертации заключается в разработке научно-методического обеспечения САПР, включающего метод оптимизации расстановки измерительной аппаратуры при автоматизации акустических испытаний для получения достоверных результатов замеров уровня акустического давления. В ходе работы были получены следующие новые результаты:

- разработано научно-методическое обеспечение САПР для оптимизации расстановки датчиков при автоматизации

- акустических испытаний;
- разработан и апробирован вычислительный комплекс, базирующийся на решении обратной задачи отклика конструкции на случайную акустическую нагрузку;
 - разработан метод оценки необходимого количества датчиков-микрофонов с учетом площади и геометрических параметров поверхности и действующего уровня акустического давления при моделировании крейсерского полета самолета.

5. Практическая ценность.

1. Разработанный метод оптимизации расстановки датчиков-микрофонов при автоматизации акустического эксперимента позволил повысить достоверность замеров суммарного уровня акустического давления «белого шума» за счет предварительного поиска мест установки измерительного оборудования средствами математического моделирования;
2. Разработанный метод автоматизации акустического эксперимента использован в созданной автором автоматизированной системе анализа компоновочных решений технологической оснастки акустического эксперимента самолета.
3. Разработанный программный комплекс позволяет использовать значения напряжений от высокочастотной нагрузки для оценки акустической нагруженности современных и перспективных компонентов планера самолета.
4. Внедрение разработанного программного комплекса привело к сокращению времени проведения акустического эксперимента в 2 раза и уменьшению затрат на проведение эксперимента на 25%, а также обеспечило существенное повышение качества проектно-конструкторских работ за счет предварительного анализа результатов тензометрии перед проведением акустических испытаний в интерактивном режиме работы системы.

Программный комплекс является современным инструментом проектировщика-исследователя и предназначен для выработки технических рекомендаций по проектированию самолетов нового поколения.

Результаты работы могут быть использованы в НИИ и ОКБ авиационной промышленности при разработке комплексных систем автоматизированного проектирования и при подготовке специалистов по проектированию и эксплуатации самолетов в авиационных учебных заведениях.

6. Достоверность результатов обеспечивается тестированием программного комплекса при расчете реальных компоновок самолетов и сопоставления их с результатами летных акустических испытаний. Отклонение характеристик физических и математических моделей не превышает 5%, что соответствует заданным техническим требованиям и обеспечивает получение достоверных результатов.

7. На защиту выносятся:

Научно-методическое обеспечение САПР для оптимизации расстановки датчиков при автоматизации акустических испытаний.

Метод оценки необходимого количества датчиков-микрофонов с учетом площади и геометрических параметров поверхности и действующего уровня акустического давления при моделировании крейсерского полета самолета.

8. Внедрение результатов работы. Разработанный метод оптимизации расстановки датчиков при автоматизации акустических испытаний, а также алгоритмы и программный комплекс АСАРТП ЛАЭ, внедрены в ОАО «Авиационный комплекс им. С. В. Ильюшина», ОАО «РСК «МиГ»», в подразделении «Хруничев-Телеком», что подтверждается соответствующими актами о внедрении.

9. Апробация работы. Результаты исследований выносились на обсуждение на следующих научно-технических конференциях, форумах, тематических семинарах:

- 2-я Всероссийская научно-техническая школа-семинар «Аэрокосмическая декада» (Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), г. Вятки, 2009;

- XI Слет молодых специалистов ОАО «Ил», 2011 г.;

- «Аэрокосмическая декада», г. Алушта (Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет)), 2012 г.;

- IV Всероссийский межотраслевой молодежный научно-технический форум «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики – 2012» (Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), 2012 г.;

- 9-я международная научно-практическая конференция «Настоящие исследования и развитие – 2013» (Софийский университет), 2013 г..

10. Результаты работы опубликованы в шести ведущих периодических изданиях, входящих в перечень ВАК РФ [2-8].

О перспективности темы исследования свидетельствуют диплом 2й степени от ОАО «Объединённая авиастроительная

корпорация» на всероссийском межотраслевом молодёжном научно-техническом форуме «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики – 2012».

11. Структура и объем диссертационной работы.

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, выводов, заключения, библиографического списка (103 работы отечественных и зарубежных авторов) и приложения. Общий объем диссертации – 126 страниц, включая 12 таблиц и 46 рисунков.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении кратко изложены основные положения, обосновывающие актуальность темы диссертационной работы. Сформулированы цели работы и задачи, поставленные для достижения перечисленных целей. Кратко изложены новые научные результаты, полученные автором лично, и обоснована достоверность полученных результатов. Перечислены положения, выносимые на защиту, сведения об апробации и основных публикациях, содержащих результаты работы. Приведены сведения о структуре и объеме диссертации. Проведен анализ состояния проблемы подготовки и проведения акустического эксперимента как стадии жизненного цикла самолета (рисунок 1), сформулирована цель исследования, дана общая характеристика работы.

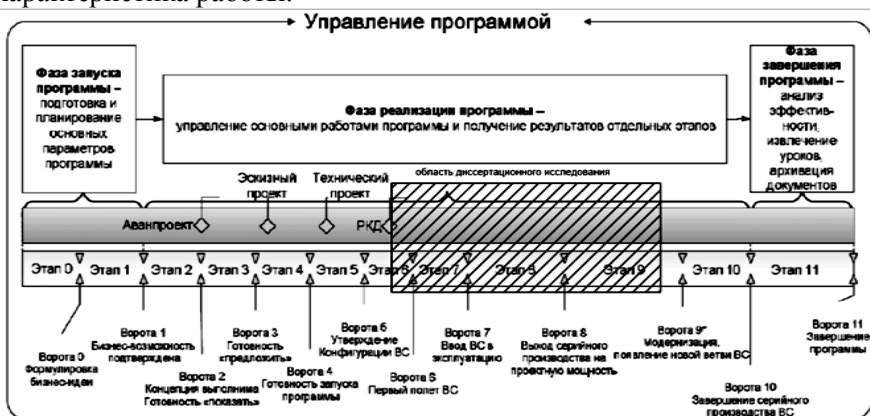


Рисунок 1 - Управление жизненным циклом самолета

В первой главе Приведены результаты аналитического обзора публикаций в открытой печати, посвященные теоретическому описанию акустического нагружения самолета.

В первой главе проведен анализ современного рынка САПР (рисунок 2) и выработаны критерии оценки применимости существующих программных продуктов для решения задач

авиационной акустики: время подготовки модели к расчету, скорость расчета, точность расчетных методов, полнота / качество представления результатов, наличие предметной базы данных, решение задач оптимизации, степень интеграции с системами геометрического моделирования, требования к квалификации пользователя, решение задач оптимизации расстановки датчиков при автоматизации акустических испытаний.

На основании приведенных критериев разработана комплексная система оценки применимости систем инженерного анализа (CAE) для решения задач акустики самолета на этапе концептуального проектирования. Из результатов сравнительного анализа по данной системе можно сделать вывод, что среднее значение суммарной оценки составляет 57% от максимально возможного значения для прогнозирования уровня акустического давления. Ни один из существующих программных комплексов не позволяет обеспечить автоматизацию подготовки акустического эксперимента. Это доказывает актуальность разработки принципиально новых программных решений, более полно удовлетворяющих предъявляемым требованиям.

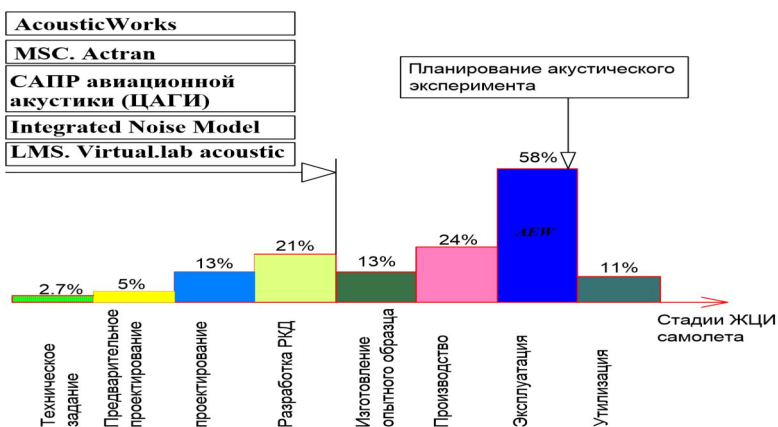


Рисунок 2 - Применимость САПР в задачах авиационной акустики до 2014 г

Во второй части первой главы проведен анализ статистики эксплуатационных разрушений под действием акустической нагрузки для скоростных и транспортных самолетов.

В процессе эксплуатации, на исследуемом типе самолета имели место многочисленные разрушения заклепочного шва обшивки в верхней части крыла.

Осмотр изделий в местах эксплуатации позволил собрать экспериментальные данные, оформленные в

нижеприведенном графике (рисунок 3).

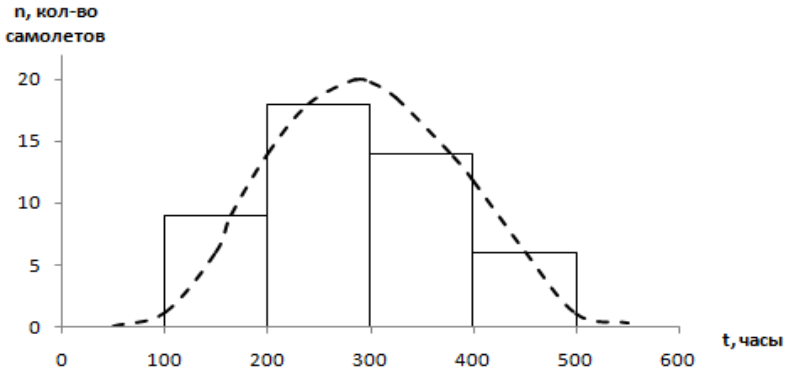


Рисунок 3 - Статистика эксплуатационных разрушений самолетов

Там же проводится анализ вычислительных методов авиационной акустики. В результате анализа были выявлены вычислительные методы в той или иной степени удовлетворяющие задаче определения уровня акустического давления:

- Решение системы уравнений Навье-Стокса (расчеты с помощью различных численных методов);
- Решение линеаризованной системы уравнений Эйлера;
- Решение уравнения Блохинцева-Хоу;
- Аналогия Лайтхила.

По результатам анализа существующих методов вычислительной акустики и программных комплексов акустического моделирования нагрузок автором диссертационной работы сделаны выводы об их применимости для задачи моделирования поля акустического воздействия на самолет, однако, в результате исследования существующих методов моделирования акустического поля (Куравского, Аведьяна, и др.) можно сделать вывод, что задача оптимизации расстановки датчиков при автоматизации проведения акустических испытаний самолета по рассчитанному акустическому полю ранее не рассматривалась, что обусловило необходимость разработки метода оптимизации расстановки датчиков при автоматизации акустических испытаний.

В первой главе так же производится анализ методов расчета Напряжении в обшивке панелей при воздействии случайной акустической нагрузки. В результате, которого выбран, как наиболее подходящий к решаемой задаче, метод нормальных мод.

Результат анализа существующих программных комплексов, позволяет обобщить типовую схему моделирования акустического

поля (рисунок 4).

При моделировании процесса распространения акустической волны инструментами вычислительной гидродинамики (CFD) геометрический и временной масштаб данных возмущений крайне мал, и при адекватном сеточном разрешении каждой волны давления потребуется работать с расчетной сеткой очень большой размерности, что приведет к увеличению длительности решения, в том числе и из-за нестационарной природы пульсаций.

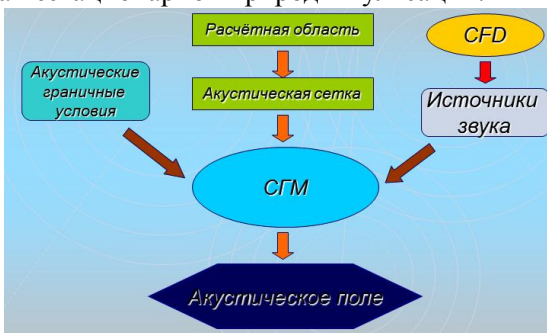


Рисунок 4 - Существующий подход моделирования акустического давления

В некоторых программных комплексах применяют отдельный подход решения задачи акустики, где акустическое поле моделируется уравнениями вычислительной акустики. Для малых числах Маха используют преобразования Лайтхилла. Однако даже акустическая задача несет в себе «подводные камни», например, качество численного решения зависит от расчетной сетки, которая привязана к частоте звукового источника (не менее 6 ячеек на полупериод волны). В этой связи точность решения также несет некое приближение, кроме того и сами преобразования вносят погрешность. Из-за этого звуковое давление на конструкцию определяется с погрешностью и со значительными арифметическими (а значит и временными) затратами.

Третьей части первой главы сформулирована задача исследования. Требуется определить вектор конструктивных параметров размещения технологической оснастки для замера уровня акустического давления по поверхности самолета X^* , состоящей из элементов, которым соответствует минимальное значение целевой функции $F(x;u)$ (количество микрофонов размещенных по поверхности самолета, обеспечивающее достоверность замеров), связывающей параметры и характеристики проектов на множестве ограничений U).

Математическая постановка задачи, как задачи многокритериальной дискретной оптимизации, принимает вид:

$$X^* = \text{Arg Min } F(x;u),$$

$$x \in X \quad , \quad (1)$$

$$u \in U$$

где

$X = X \{ X_{\text{мкрф}}, Y_{\text{мкрф}}, Z_{\text{мкрф}}, n_{\text{мкрф}} \}$ – матрица конструктивных параметров:

$X_{\text{мкрф}}, Y_{\text{мкрф}}, Z_{\text{мкрф}}, n_{\text{мкрф}}$ – количество и местоположение микрофонов;

$U = U(\Omega, R, S_{\text{поверхности}}, L_{\text{max}})$ – вектор ограничений:

Ω – разрешающая способность измерительной оснастки акустического эксперимента;

где

$$\Omega = k\Omega_{\text{мкрф}} + \Omega_{\text{тракта}} \times l_{\text{трассы}} + \Omega_{\text{б.записи}}$$

$$k = 1 \div 2$$

$S_{\text{поверхности}}$ – Площадь поверхности самолета, покрываемой микрофонами

L_{max} – Ограничения по максимальному уровню акустического давления

Реализация поставленной задачи требует разработки метода автоматизации и оптимизации размещения технологической оснастки акустического эксперимента самолета с учетом предварительной установки тензометрических датчиков.

Во второй главе сформулирована математическая модель автоматизации расстановки датчиков-микрофонов по поверхности самолета, учитывающая формулу поверхности самолета, координаты установки тензодатчиков, распределение поля акустического давления на поверхность самолета.

Вторая глава посвящена формализации автоматизации расстановки технологической оснастки. Проведен анализ применимости типовых математических моделей распространения звука и вычислительных методов для расчета акустической нагруженности самолета. Проведена адаптация типовой методики расчета эффективных уровней акустической нагруженности к требованиям САПР.

Для расчета отклика на акустическое воздействие производим расчет уровня звукового давления усовершенствованным методом нормальных мод, учитывающий демпфирование.

$$G(x, w) = \frac{\sum_{r=1}^s \sum_{s=1}^{\infty} f_r(x_1) \cdot f_s(x_1) \int_A \int_A f_r(x_A) G_p(x_A, x_B, w) dA dA}{M_r(w_r^2 - w^2 + i\eta_r w_r^2) \cdot M_s(w_s^2 - w + i\eta_s w_s^2)}$$

x – вектор, определяющий позицию точки на поверхности;

$f_r(x)$ – форма моды;

M_r – обобщенная масса;

w_r – недемпфированная натуральная частота;

η – гистерезисное демпфирование;

$G_p(x_A, x_B, w)$ – спектральная плотность давления в точках X_A и X_B .

Для этого оценили обобщенную силу, представляющую вклад демпфирования в уравнения движения, для случая плоской панели из изотропного материала, учитывая внутреннее трение в материале отдельно от других компонентов (внешнего демпфирования). Поскольку в поставленной задаче представляют интерес общие особенности поведения конструкции на интервалах времени, значительно превышающих время одного цикла колебаний, детали процесса диссипации энергии внутри цикла малосущественны, и можно ограничиться достаточно грубыми моделями. Адекватность модели поведению реальной конструкции обеспечена подбором эффективных коэффициентов модели по экспериментальным данным.

Оценки, представленные в этой главе, требуют учета всех компонентов перемещений:

$$u(x, y, z, t) = \{u_x, u_y, u_z\},$$

где x и y - декартовы координаты в срединной плоскости панели, z - координата вдоль нормали к поверхности панели.

Для учета внутреннего трения использована модель вязкого трения.

Обобщенная сила может быть представлена как

$$-\eta h \sum_{j=1}^m \dot{\xi}_j \int_{\Sigma} \left(\frac{\partial^2 u_{jz}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_{jz}}{\partial y^2} \right) u_{iz} d\sigma = \sum_{j=1}^m \dot{\xi}_j c_{ij}$$

Здесь c_{ij} - коэффициенты демпфирования, рассчитываемые по формуле.

$\dot{\xi}_i$ - пик спектральной плотности одной из нормальных координат;

Далее из эксперимента определяются оценки спектральных плотностей перемещений точек конструкции при ее нагружении с достаточно монотонно изменяющейся по частоте спектральной плотностью.

Зная η , можно определить все коэффициенты c_{ii} .

$$l_i = \sqrt{(x_{1i} - x_{2i})^2 + (y_{1i} - y_{2i})^2 + (z_{1i} - z_{2i})^2} \quad \text{«базовая» длина}$$

между координатами тензодатчика и ближним узлом расчетной сетки.

Выведена формула среднеквадратического напряжения для жесткой панели, нагруженной случайной акустической нагрузкой на одной стороне выражается так:

$$S_{rms} = \left[\frac{\pi}{4\delta} f G_p(f) \right]^{\frac{1}{2}} K_\delta S_0$$

- K_δ - коэффициент демпфирования;
- S_0 - Коэффициент напряжений в заклепочном шве от постоянного статического давления в панели;
- f - Частота, Гц;
- δ - Коэффициент демпфирования на обшивке;
- $G_p(f)$ - Спектральная плотность акустического давления.

Исследования и практика указывают на целесообразность представления акустической нагрузки в виде шумового сигнала с равномерным распределением частоты и амплитуды, т.е. так называемым «белым шумом». Гипотеза «белого шума» исключает вопрос о частотном составе нагрузки, что отвечает действительности на узком диапазоне частот, соответствующего резонансному пику конструкции.

В основе алгоритма решения обратной задачи нахождения акустической нагрузки по отклику конструкции заложен метод нормальных мод с учетом демпфирования нормальной нагрузки

Использование разработанной методики определения уровня акустического давления по среднеквадратическому напряжению в панели позволяет уйти от ошибки декомпозиции поля акустического давления на самолет (рисунок 5).

Расчет уровней акустического давления с использованием средств инженерного акустического анализа на персональном компьютере имеет ряд характерных особенностей: акустическая САПР использует только заданные расчетчиком источники акустического нагружения. Таким образом, исключаются возможные погрешности измерений, возникающие при летных испытаниях.

Применение метода автоматизации подготовки акустического эксперимента в САПР обеспечивает реальную практическую возможность автоматизированного поиска рациональных

компоновочных решений технологической оснастки для проведения акустического эксперимента.

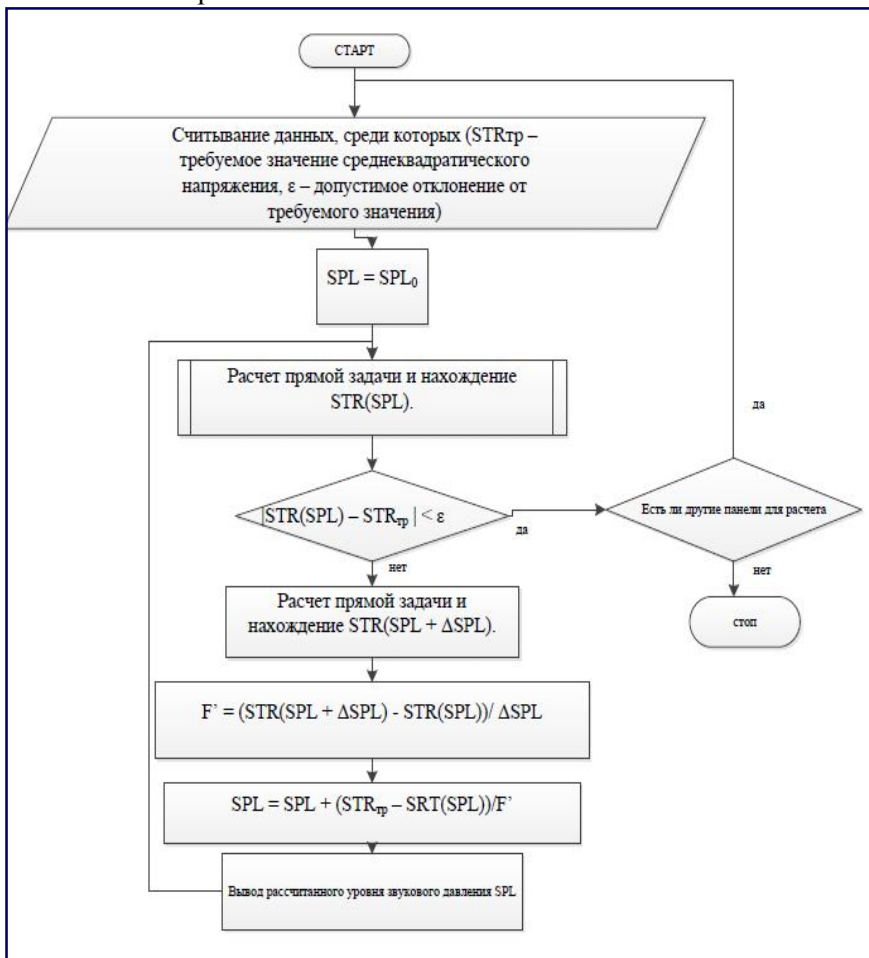


Рисунок 5 - Структурная схема алгоритма АСАРТП ЛАЭ для задачи нахождения уровня акустического давления по напряжениям в панели

Приведено сравнение описание методик интерполяции уровней акустического нагружения по расчетной сетке, как частный случай аппроксимации. Метод наименьших квадратов (часто называемый МНК) обычно упоминается в двух контекстах. Во-первых, широко известно его применение в регрессионном анализе, как метода построения моделей на основе зашумленных экспериментальных данных. При этом помимо собственно построения модели обычно осуществляется оценка погрешности, с

которой были вычислены её параметры. Во-вторых, МНК часто применяется как метод аппроксимации, без какой-либо привязки к статистике.

В результате для реализации метода была выбрана нелинейная аппроксимация по МНК с использованием метода Левенберга-Марквардта. Поддерживается как аппроксимация без ограничений, так и аппроксимация с простыми ограничениями на параметры.

Третья глава посвящена описанию комплексной расчетной модели «Самолет – технологическая оснастка акустического эксперимента».

Описана методика оценки разрешающей способности записывающей аппаратуры акустических испытаний. Возможности технологической оснастки зависят не только от разрешающей способности микрофона, но и от длины записывающего тракта, его тактико-технических характеристик и разрешающей способности записывающей аппаратуры (рисунок 6).

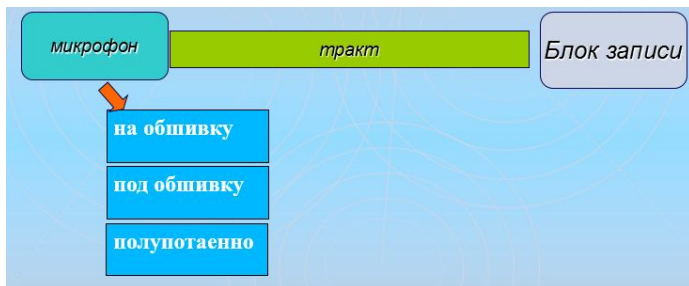


Рисунок 6 - Структурная схема для расчета разрешающей способности технологической оснастки

$$\Omega = k\Omega_{\text{мкрф}} + \Omega_{\text{тракта}} \times l_{\text{трассы}} + \Omega_{\text{б. записи}} \quad (2)$$

$$k = 1 \div 2$$

$$\Omega = 2 \div 6[\text{дБ}]$$

Формализация свойств, механизмов поведения и перекрестных связей между подмоделями в рамках комплексной модели «Поверхность самолета – технологическая оснастка» обеспечивает возможность разработки алгоритмов САПР, описывающих качественное поведение, как отдельных объектов, так и модели в целом.

Описано лингвистическое обеспечение разработанной САПР. Программа написана на языке С#, содержит 526 строчек кода.

Взаимодействие с СГМ SolidWorks осуществлено через API интерфейс SolidWorks.

В третьей главе также дано описание метода автоматизации акустических испытаний (рисунок 7).

Метод оптимизации расстановки датчиков при автоматизации акустических испытаний основан на анализе поля акустического нагружения по разрешающей способности датчиков-микрофонов при условии проведенной тензометрии. При этом реализуется следующая последовательность действий:

1. Анализ геометрии цифровой модели самолета;
2. Анализ координаты тензодатчиков в системе координат самолета;
3. Интерпретация данных значений тензодатчиков в нормальные напряжения по виброакустической нагрузке (задача декомпозиции напряжений от высокочастотной и низкочастотной нагрузки не является предметом диссертационной работы);
4. Анализ разрешающей способности технологической оснастки, измеряющей акустическое давление, с целью определения разрешающей способности эксперимента акустического летного;
5. Анализ взаимного расположения координат тензодатчиков и координат узлов расчетной сетки, на основании анализа геометрии цифровой модели самолета. Адаптация расчетной сетки;
6. Пересчет значений нормальных напряжений в каждом тензодатчике в уровень акустического давления (дБ) с помощью метода указанного в главе 2;
7. Интерполяция по расчетной сетке значений в расчетных точках (с координатами тензодатчиков) по поверхности;
8. Построение поверхностей усредненных значений уровня акустического давления на основании данных по разрешающей способности технологической оснастки акустического эксперимента самолета.

Путем экспериментальных исследований установлено, что рассчитанные значения поля акустической нагруженности самолета, полученные путем интерполяции значений акустического давления в точках, превышают по точности разрешающую способность технологической оснастки акустического эксперимента, в связи с этим предложен способ научно-обоснованного создания групп областей усредненного акустического давления по разрешающей способности акустического эксперимента, нашедший отражение в диссертационной работе.

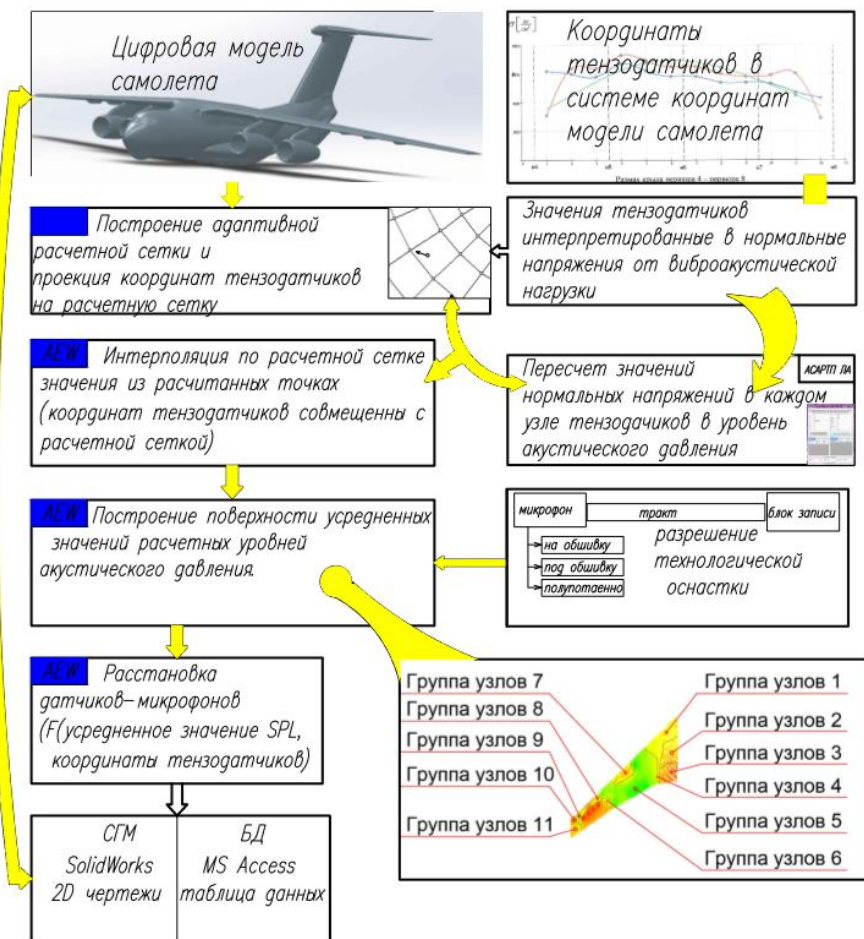


Рисунок 7 - Структурная схема потока информации в методе автоматизации акустических испытаний

9. Расстановка в узлах поверхностей усредненных акустических давлений микрофонов по условию максимальной близости значения рассчитанного в точке с координатой тензодатчика к усредненному значению акустического давления, по сравнению с другими узлами расчетной сетки в поле усредненного давления.

10. Экспорт полученных координаты со значениями акустического давления усредненными в MS Access и в СГМ с цифровой моделью п. 1.

11. Выгрузка из СГМ рабочая документация в виде чертежей 2D с координатами установки микрофонов и значениями акустического давления.

Четвертая глава посвящена описанию основных возможностей и принципов работы созданного соискателем программного продукта АСАРТП ЛАЭ и его практическому применению для выполнения автоматизации размещения технологической оснастки акустического эксперимента. Показано место, разработанного модуля в иерархической структуре жизненного цикла изделия.

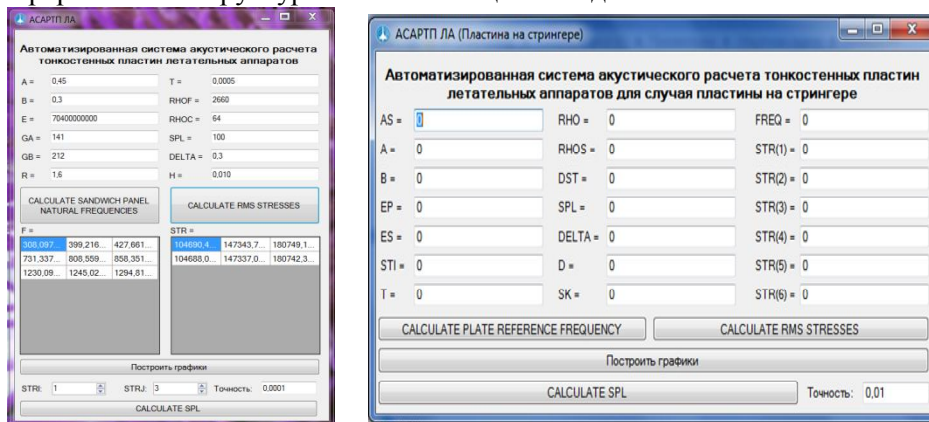


Рисунок 8 - Интерфейс вычислительного комплекса, базирующийся на решении обратной задачи отклика конструкции на случайную акустическую нагрузку, интегрированного в АСАРТП ЛАЭ

Согласно требованиям к системе АСАРТП ЛАЭ работает в интегрированном режиме с большинством СГМ, применяемыми в авиационной промышленности. В рамках данной диссертационной работы в качестве примера программная реализация АСАРТП ЛАЭ выполнена с системой геометрического моделирования SolidWorks. По аналогии с СГMSolidWorksисполняемый модуль АСАРТП ЛАЭ получил название *AcousticExperimentWorks (AEW)*. Разработанная система включает в себя 6 модулей, связанных единым адресным пространством и предназначенных для расчета поля акустической нагруженности самолета, и 2 внешних приложения, решающих задачи автоматизации проведения акустических испытаний и рационализацию расположения технологической оснастки.

Разработанная система включает в себя следующие модули, связанные между собой единым адресным пространством:

- модуль интеграции с САД-системой,
- предметные базы данных по материалам и источникам шума,

- модуль ввода данных,
- расчетный модуль,
- модуль генерации отчетов,
- модуль визуализации результатов,

а также два независимых программных модуля, предназначенных для решения специализированных задач:

- модуль расчета эффективных уровней акустической нагруженности самолета,
- модуль автоматизации расстановки датчиков-микрофонов.

Каждый из модулей пакета AEW состоит из совокупности подмодулей, решающих свой спектр задач.

В закладке «Помощь» приведены «горячие клавиши» управления AEW.

С целью подтверждения адекватности расчетной модели, точности алгоритмов и корректности принятых допущений, была проведена верификация результатов расчета AEW (проверка соответствия требованиям достоверности). Процедура верификации представляет собой сравнение результатов расчета реального самолета с экспериментальными данными, полученными при летных акустических испытаниях, и инвариантна по отношению к марке исследуемого самолета.

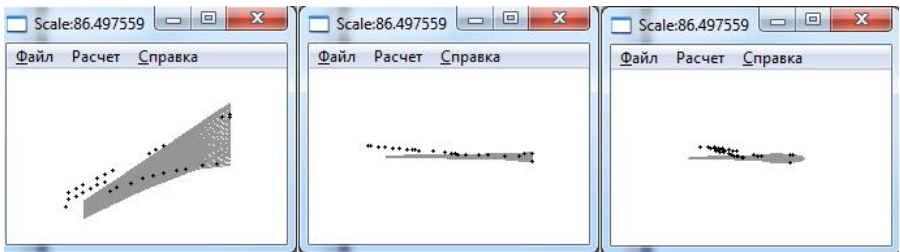


Рисунок 9 - Подготовка к проведению процесса автоматизации расстановки микрофонов на крыле Ил-476

Для верификации AcousticExperimentWorks были выбраны крыло Ил-476 (рисунки 9, 10), как наиболее перспективного самолета транспортной авиации, и киль реального российского истребителя, как представителя семейства маневренных самолетов (рисунки 12, 13).

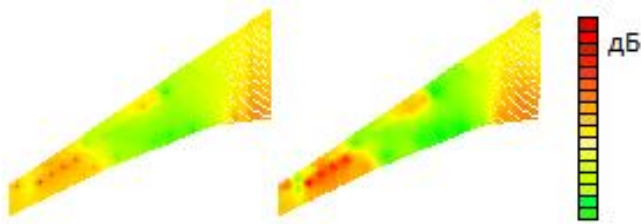


Рис. 10. Построение полей акустической нагруженности киля в разработанном ПК на основании данных тензодатчиков с последующей аппроксимацией по поверхности крыла

Суммарная погрешность вычислений АЕW для трех контрольных точек самолета составила 0,94 дБ (менее 0,958 % от расчетного уровня шума), что свидетельствует о достоверности результатов.

Результатом автоматизации размещения микрофонов является рабочая документация в виде чертежей с точками рекомендуемых мест установки микрофонов и таблица (таблица 1) с координатами размещения микрофонов и уровнями акустического давления в дБ (необходимо для оценки проведения эксперимента, и устранения «паразитных» значений акустической нагруженности).

Таблица 1.

Результирующая таблица расстановки микрофонов на крыле Ил-476 в разработанном AcousticExperimentWorks

№ датчика	Координата X	Координата Y	Координата Z	Значение звукового давления, дБ
1	15169	2341,3352	2400	137
2	15546,218	3347,7249	2400	142
3	15608,944	2297,2615	3300	140
4	19534,92	2459,2	11500	153
5	25881,453	1260,2493	24431,994	132
6	21928,5	2614,9734	4050,0002	133
7	22239,451	2664,0972	6059,7656	134
8	22638,004	2546,4016	8352,2793	145
9	22863,723	2475,8384	9650,6143	153
10	23185,24	2371,1096	11500	152

По результатам расчета была проведена верификация с измерениями (рисунок 11).



Рисунок 11 - Сопоставление расчетных и измеренных значений уровня звукового давления

В процессе эксплуатации производились замеры виброперегрузок на киле истребителя в диапазоне частот 5 – 2000 Гц. Замеры в диапазон частот 5 – 2000 Гц зафиксировали повышение нагрузки на частотах кратных 50 (100 Гц, 150 Гц, 250 Гц, 750 Гц). На рисунке 13 приведен график спектральной плотности в диапазоне частот 5-2000 Гц, замеренный с разным количеством датчиков микрофонов.

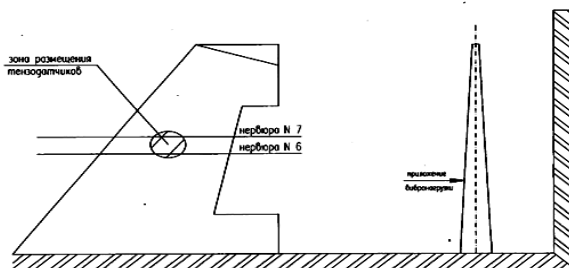


Рисунок 12 - Схема испытаний киля для определения взаимного влияния низкочастотной и высокочастотной нагрузок

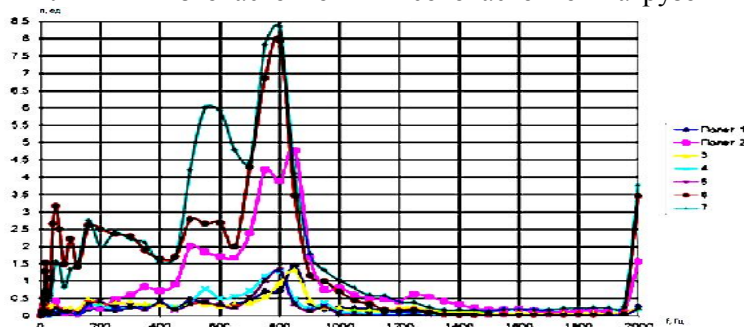


Рисунок 13 – Пример графика измерений спектральной плотности испытаний киля

Рассчитанное количество микрофонов для акустических измерений киле самолета составило 8 штук, в 7-м полете поставлено 8 микрофонов, что позволило измерить рассчитанные 8 зон акустической нагрузки при крейсерском полете, что соответствует рассчитанному по разработанной методике количеству зон при вводимых ограничениях технологической оснастки. Испытания с большим количеством микрофонов показали, что дополнительных зон акустической нагрузки нет (рисунок 13).

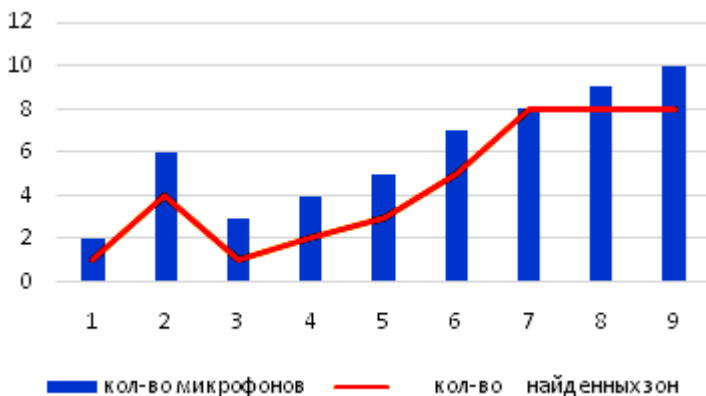


Рисунок 14. График зависимости количества найденных зон на киле испытываемого самолета от количества установленных микрофонов в 9 полетах

Суммарная погрешность вычислений АЕВ для трех контрольных точек самолета составила 0,95 дБ (менее 0,96 % от расчетного уровня шума), что свидетельствует о достоверности оригинального метода, положенного в основу разработанного программного комплекса.

Размещение микрофонов по результатам расчетов, проведенным в разработанном программном комплексе, позволило определить зону и замерить значение критического акустического нагружения на киле за 10 минут программного счета на ПК с характеристиками:

- Процессор: Intel Core i7-4702MQ 2.2 GHz.
- Операционная система: Windows 8 64-bit.
- Оперативная память: 8192Mb.

В приложении диссертационной работе приведены дистрибутив и демонстрационная презентация АСАРТП ЛАЭ.

Основные результаты и выводы

1. Разработан метод оптимизации расстановки датчиков при автоматизации акустических испытаний, позволяющий выбрать количество записывающей аппаратуры и места ее размещения для измерения общего уровня акустического давления на самолет на основании разрешающей способности датчиков-микрофонов, удельной акустической нагруженности поверхности при условии проведенной тензометрии.

2. На основе разработанного метода создан программный комплекс анализа компоновочных решений технологической оснастки акустического эксперимента самолета, испытывающего широкополосные нагрузки в акустическом диапазоне частот—AcousticExperimentWorks. Программный комплекс интегрирован с системой твердотельного параметрического моделирования SolidWorks и позволяет сократить время проведения акустического эксперимента в два раза.

3. Разработан и апробирован вычислительный комплекс, базирующийся на решении обратной задачи отклика конструкции на случайную акустическую нагрузку.

4. Разработаны рекомендации по рациональному размещению измерительного оборудования акустического экспериментанеманевренных самолетов: для обеспечения достоверности замеров акустической нагруженности: 1 микрофон на 15 м² площади поверхности самолета, так же разработаны рекомендации по рациональному размещению измерительного оборудования акустического эксперимента скоростных самолетов: для обеспечения достоверности замеров акустической нагруженности: 1 микрофона на 5 м² площади поверхности скоростного самолета.

Основные положения диссертации опубликованы в работах:

Журналы из перечня ВАК:

1. **Ордин А.В., Рипецкий А.В.** Автоматизированная система акустического расчета тонкостенных пластин летательного аппарата. // Известия Тульского Государственного университета. Технические науки. Выпуск №9.– 2012.– с. 206-214.
2. **Ордин А.В., Рипецкий А.В.** Расчет ресурса обшивки самолетной конструкции по условиям акустической прочности с использованием САПР. // Известия Тульского Государственного университета. Технические науки. Выпуск №9. – 2012. – с. 246-250.

3. **Ордин А.В., Рипецкий А.В.** Автоматизированная система акустического расчета тонкостенных пластин летательного аппарата с модулем решения обратной задачи. // Вестник Брянского Государственного технического университета, выпуск №4 (36). – 2012.– с. 61-67.
4. **Ордин А.В., Рипецкий А.В., Сказко И.Н.** Геометрический метод оптимизации панели кия маневренного самолета в задаче продления ресурса. // Известия Тульского Государственного университета. Технические науки. Выпуск № 4.– 2013.– с. 106-114.
5. **Ордин А.В., Рипецкий А.В., Иванов А.О.** Продление эксплуатационного ресурса локальной зоны перфорированной решетки передней створки воздухозаборника скоростного самолета. // Труды МАИ: электронный журн.№ 68. – 2013. URL:<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41799>.
6. **Ордин А.В., Рипецкий А.В., Щеляев А.Е.** Метод автоматизации акустических испытаний самолета. // Известия Тульского Государственного университета. Технические науки. Выпуск №11. – 2013. - с. 60-67

Другие издания:

7. **Ордин А.В., Рипецкий А.В.** Акустическое воздействие на элементы конструкции самолета.// Материалы 2 Всероссийской научно-технической школы-семинара «Аэрокосмическая декада»./ Часть 2. Материалы 2 Всероссийской научно-практической студенческой школы-семинара «Компьютерный инжиниринг в промышленности и вузах», посвященной 80-ти летию МАИ.-М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009 с.73-75.
8. **Ордин А.В., Ордин В.А., Рипецкий А.В.** Преподавание САПР студентам инженерных специальностей. // Материалы 9й международной научно-практической конференции «Настоящие исследования и развитие - 2013»./ том 13 «Педагогические науки». София. «Бял Град-БГ» ООД-104 стр. ISBN 978-966-8736-05-6. Стр. 76-78.