

На правах рукописи



Лакиза Павел Анатольевич

**КОРРЕКЦИЯ РАСЧЕТНЫХ МОДЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МОДАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

Специальность 2.5.14 —
«Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Новосибирск — 2023

Работа выполнена в Федеральном автономном учреждении «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина» и Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Новосибирский государственный технический университет».

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Бернс Владимир Андреевич

Официальные оппоненты: **Щеглов Георгий Александрович**,
доктор технических наук, профессор,
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», кафедра «Аэрокосмические системы», профессор

Иголкин Александр Алексеевич,
доктор технических наук, доцент,
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», кафедра «Автоматические системы энергетических установок», профессор

Ведущая организация: Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский

Защита состоится 15 июня 2023 года в 14⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета 24.2.347.03, созданного на базе Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Новосибирский государственный технический университет» по адресу: 630073, г. Новосибирск, проспект К. Маркса, 20, I корпус, конференц-зал.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Новосибирского государственного технического университета, а также на официальном сайте:

www.nstu.ru/science/dissertation_sov/dissertations/view?id=19641.

Автореферат разослан «___» апреля 2023 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета
канд. техн. наук, доцент



Тюрин Андрей Геннадиевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Решение проблемы безопасной и эффективной эксплуатации авиационной и космической техники начинается на этапе проектирования. Для этой цели разрабатываются различные расчетные модели летательных аппаратов (ЛА). Так, например, расчетные динамические модели используются для обеспечения аэроупругой устойчивости самолетов и управляемости космических аппаратов, определении реакции ЛА на динамическое воздействие. Расчетные модели, построенные по технической документации изделий, позволяют сделать первоначальную оценку динамических характеристик ЛА. Однако такие модели содержат неизбежные погрешности моделирования, обусловленные дискретизацией модели, неточностью задания свойств материалов, геометрических характеристик и граничных условий. Невозможность в полной мере учесть в расчетах особенности реальной конструкции приводит к необходимости экспериментального определения модальных параметров ЛА с последующей коррекцией расчетных моделей, поэтому разработка методов коррекции моделей по результатам модальных испытаний является актуальной задачей.

Целью модальных испытаний ЛА является определение характеристик собственных тонов (мод) колебаний конструкций (собственных частот и форм, обобщенных масс и демпфирования). Они проводятся на всех этапах создания ЛА. Испытаниям подвергаются динамически подобные модели ЛА, опытные и серийные образцы авиационной и космической техники. Этап экспериментальных исследований динамических характеристик предполагает испытания не только ЛА в целом, но и их составных частей. Скорректированные по результатам испытаний расчетные модели позволяют повысить эффективность работ по доводке изделий исходя из требований их безопасной и эффективной эксплуатации.

Степень разработанности темы исследования

Известные методы коррекции могут быть разделены на две категории: стохастические и детерминированные. В основе стохастических методов лежит представление о том, что экспериментальные данные являются случайными и содержат неизбежные ошибки измерения, обусловленные как объективными, так и субъективными факторами. В зависимости от типов ошибок измерения в работах Beck J. L., Katafygiotis L. S., Boulkaibet I., Vanik M. W., Goller B., Schueller G. I., Au S. K., Marwala T., Yuen K. V., Worden K., Hensman J. J., Cheung S. H., Mthembu L., Yan W. J. и др. разработаны различные методы коррекции. Детерминированные методы коррекции обычно сводятся к итерационной процедуре минимизации целевой функции, равной сумме квадратов разностей между экспериментально определенными характеристиками и соответствующими данными, полученными с помощью расчетной модели (Bakir P. G., Friswell M. I., Baruch M., Mottershead J. E., Ewins D. J., Berman E. G., Allen M. S., Link M., Park D. C., Caesar B., Min C. H., Sipple J. D., Gupta A. и др.).

Решению важных практических задач применения модальных испытаний для целей коррекции расчетных динамических моделей авиационных конструкций и

изделий ракетно-космической техники посвящены работы Смыслова В. И., Кузнецова О. А., Межина В. С., Обухова В. В., Бобылева С. С. и Авершьевой А. В.

Практическая реализация методов коррекции нередко приводит к тому, что результирующая система уравнений оказывается плохо обусловленной. Для борьбы с этой проблемой существуют методики регуляризации, наиболее часто используемые исследователями: Ahmadian H., Fregolent A., Natke H. G., Visser W. J., Titurus B., Imregun M., D'Ambrogio W., Gladwell G. M. L., Ismail F., Hansen P. C., Bartilson D. T., Smyth A. W.

Теоретическое обоснование методов модальных испытаний и вопросы их практического применения изложены, например, в работах Резника А. Л., Смыслова В. И., Микишева Г. Н., Рабиновича Б. И., Бернса В. А., Dat R., Clerc D., Kennedy C. C., Pancu C. D. P., Heylen W., Lammens S., Sas P. и др.

По результатам анализа публикаций отмечено, что известные методы коррекции расчетных моделей не являются универсальными и не учитывают в полной мере особенностей конструкций ЛА и модальных испытаний авиационной и космической техники. В основу разработанной в диссертации методики положен детерминированный подход. Целевой функцией является сумма квадратов разностей между целевыми (найденными экспериментально) и расчетными собственными частотами ЛА. Методика не изменяет портреты и симметрию матриц моделей.

Целью диссертационной работы является разработка методики коррекции расчетных моделей летательных аппаратов по результатам модальных испытаний.

Задачи исследования

1. Разработать методику коррекции расчетных динамических моделей ЛА по экспериментально определенным модальным характеристикам.

2. Оценить сходимость и чувствительность методики коррекции к погрешностям в результатах модальных испытаний.

3. Создать алгоритмы и реализующие их программы для обработки и представления результатов экспериментального модального анализа в процессе испытаний.

4. Изучить методы операционного модального анализа. Реализовать численные алгоритмы для определения модальных характеристик ЛА по результатам акустических и летных испытаний.

5. Изучить методы вибродиагностики конструкций. Создать алгоритмы и реализующее их программное обеспечение для контроля конструктивно-производственных дефектов в ЛА в процессе модальных испытаний.

6. Внедрить разработанные в диссертационной работе методики в практику модальных испытаний ЛА. Использовать методику коррекции для уточнения расчетных динамических моделей.

Научная новизна

1. Разработана новая методика коррекции конечно-элементных моделей ЛА, заключающаяся в добавлении корректирующих конечных элементов, параметры которых определяются по результатам модальных испытаний.

2. Создан способ определения частот и форм собственных колебаний свободной конструкции по результатам испытаний этой конструкции с наложенными связями.

3. Обоснована методика формирования глобальной матрицы демпфирования конструкций по результатам испытаний их составных частей.

4. Развита методика испытаний составных частей ЛА для достоверного построения их матриц жесткости.

Теоретическая и практическая значимость

Теоретическую значимость представляют:

1. Методика коррекции конечно-элементных моделей ЛА посредством добавления корректирующих элементов, характеристики которых определяются по результатам экспериментального модального анализа.

2. Способ определения модальных параметров свободной конструкции по результатам испытания этой конструкции с наложенными связями.

Практическая значимость результатов работы состоит в разработке и развитии методик, позволяющих повысить достоверность расчетных моделей ЛА и, как следствие, обеспечить безопасную и эффективную эксплуатацию авиационной и космической техники. Применение этих методик в совокупности с созданным программным обеспечением позволяет повысить информативность, расширить область использования результатов модального анализа ЛА и снизить объем работ по доводке их конструкций.

Результаты проведенных в диссертации исследований использованы в модальных испытаниях самолётов Су-30, Су-34, Як-130, Як-152, МС-21; в конструкторско-технологической доводке изделий Су-57 и С-70, а также при проектировании гирдеров для модульных секций накопителя ЦКП «СКИФ», о чём имеются акты об их использовании и внедрении.

Методология и методы исследования

При построении расчетных моделей использовался метод конечных элементов. В разработке методики коррекции расчетных моделей применялись методы оптимизации. Целевые данные для коррекции расчетных моделей получены методами экспериментального модального анализа. В оценке чувствительности методики коррекции расчетных моделей к погрешностям эксперимента использовался метод статистического моделирования.

Положения, выносимые на защиту

1. Методика коррекции конечно-элементных моделей ЛА, заключающаяся в добавлении корректирующих конечных элементов, параметры которых определяются по результатам модальных испытаний.

2. Способ определения частот и форм собственных колебаний свободной конструкции по результатам испытаний этой конструкции с наложенными связями.

3. Методика испытаний составных частей ЛА для достоверного построения их матриц жесткости.

4. Алгоритмы и реализующие их программы для обработки и представления результатов экспериментального модального анализа в процессе испытаний.

Степень достоверности и апробация результатов работы

Достоверность и обоснованность результатов работы определяется применением основных положений механики, анализом погрешностей определяемых параметров, оценкой чувствительности разрабатываемой методики и исследованиями сходимости ее алгоритма. Результаты экспериментальных исследований получены с использованием апробированных методик и современного прецизионного оборудования.

Основные положения и результаты работы докладывались и обсуждались на XXIV Международном симпозиуме «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова (г. Москва, 2018), Международной научно-практической конференции «Решетнёвские чтения» (г. Красноярск, XXII (2018), XXIII (2019), XXV (2021), XXVI (2022)), 17-ой Российско-Китайской научно-технической конференции «Фундаментальные задачи аэродинамики, динамики, прочности и безопасности полетов ЛА» (г. Жуковский, 2021); Юбилейной научно-технической конференция, посвящённой 80-летию юбилею СибНИА (г. Новосибирск, 2021), школе-семинаре «Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов» (г. Новосибирск, 2021 и 2022), 58-ой Международной научной студенческой конференции МНСК (г. Новосибирск, 2020), 6-ой Международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин» (г. Самара, 2022), научно-технической конференции «Прочность конструкций летательных аппаратов» (г. Жуковский, 2018 и 2022).

Личный вклад автора заключается в создании методик коррекции, освобождения и синтеза расчетных моделей конструкций; разработке алгоритмов и реализующих их программ; проведении расчетов и участии в экспериментальных исследованиях, анализе их результатов; формулировке выводов.

Соответствие паспорту заявленной специальности

Тема и содержание диссертационной работы соответствуют паспорту научной специальности 2.5.14 — «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов» в части пунктов 1, 2 и 6.

Публикации

Основные результаты по теме диссертации изложены в 27 печатных изданиях, 2 из которых изданы в журналах, рекомендованных ВАК, 2 — в периодических научных журналах, индексируемых Web of Science и Scopus, 23 — в прочих изданиях и сборниках трудов международных и всероссийских научно-технических конференций. Зарегистрирован патент на изобретение. Получены 4 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, 4 глав, заключения, списка литературы и 4 приложений. Текст работы изложен на 162 страницах, включая 90 рисунков и 15 таблиц. Библиографический список содержит 178 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, показана степень ее разработанности, сформулированы цель и задачи работы, приведены научная новизна, теоретическая и практическая значимость, а также положения, выносимые на защиту.

В первой главе выполнен обзор методов коррекции и сборки расчетных моделей. Приведены основные теоретические сведения о методах классического и операционного модального анализа как источнике исходных данных для коррекции. Отмечено, что известные методы не всегда могут быть использованы для коррекции расчетных моделей летательных аппаратов.

Вторая глава посвящена разработке и развитию методик коррекции, освобождения и синтеза расчетных динамических моделей по результатам модальных испытаний. Математическая постановка задачи коррекции допускает изменение как упругих, так и диссипативных характеристик расчетной модели. Методика коррекции основывается на дополнении исходной конечно-элементной модели внутренними и внешними корректирующими элементами. Первые определяют изменение характеристик самой модели, а вторые отвечают за коррекцию параметров внешних связей, накладываемых на модель.

Рассматривается конечно-элементная (КЭ) модель исследуемого объекта в виде матриц жесткости \mathbf{K} и масс \mathbf{M} . Собственные числа λ и формы колебаний \mathbf{Y} определяются из решения обобщенной проблемы собственных значений.

Обладая конструкторской документацией и результатами контроля весов и моментов инерции деталей и агрегатов конструкции, инерционные характеристики модели могут быть определены достаточно точно. Но уточнение упругих характеристик модели не столь однозначно в силу совокупного объема факторов, обуславливающих погрешности моделирования: дискретизация модели, неточность задания упругих свойств материалов и граничных условий. Поэтому изменения вносятся только в матрицу жесткости путем добавления к исходной матрице \mathbf{K} матрицы жесткости корректирующей КЭ-модели $\Delta\mathbf{K}$. Последняя записывается в виде суммы матриц жесткости внутренних $\Delta\mathbf{K}^{\text{int}}$ и внешних $\Delta\mathbf{K}^{\text{ext}}$ корректирующих элементов. Отметим, что жесткости корректирующих элементов могут быть отрицательными для изменения упругости конструкции в сторону уменьшения при условии сохранения положительной определенности суммарной матрицы жесткости.

Матрица жесткости внутреннего корректирующего элемента в общем случае имеет вид:

$$\Delta\mathbf{K}_j^{\text{int}} = \sum_{p=1}^q c_{j+p-1}^{\text{int}} \mathbf{G}_j^{(p)}, \quad j = 1 \dots e, \quad (1)$$

где c_{j+p-1}^{int} — неизвестная внутренняя корректирующая жесткость; q — число внутренних корректирующих жесткостей, описывающих элемент; $\mathbf{G}_j^{(p)}$ — матрица внутреннего корректирующего элемента, составленная из длин и направляющих косинусов; e — число внутренних корректирующих элементов.

Корректирующие элементы строятся на узлах исходной модели. Число корректирующих жесткостей q зависит от числа физических параметров, которыми описывается добавляемый элемент. Для коррекции модели, составленной из объемных элементов, в качестве корректирующей КЭ-модели используется ферменная конструкция ($q = 1$). В случае, если динамические свойства модели существенно зависят от изгибных и крутильных жесткостей её балочных или оболочечных элементов, предлагается использовать корректирующую КЭ-модель из балочных элементов ($q = 4$). Матрицы корректирующего элемента имеют вид:

$$\mathbf{G}_j^{(1)} = \begin{pmatrix} \mathbf{D}_1 & \mathbf{0} & -\mathbf{D}_1 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ -\mathbf{D}_1 & \mathbf{0} & \mathbf{D}_1 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{pmatrix}, \mathbf{G}_j^{(2)} = \begin{pmatrix} 6\mathbf{D}_2 & 3\ell\mathbf{D}_4 & -6\mathbf{D}_2 & 3\ell\mathbf{D}_4 \\ 3\ell\mathbf{D}_4^\top & 2\ell^2\mathbf{D}_3 & -3\ell\mathbf{D}_4^\top & \ell^2\mathbf{D}_3 \\ -6\mathbf{D}_2^\top & -3\ell\mathbf{D}_4 & 6\mathbf{D}_2 & -3\ell\mathbf{D}_4 \\ 3\ell\mathbf{D}_4^\top & \ell^2\mathbf{D}_3^\top & -3\ell\mathbf{D}_4^\top & 2\ell^2\mathbf{D}_3 \end{pmatrix}, \quad (2)$$

$$\mathbf{G}_j^{(3)} = \begin{pmatrix} 6\mathbf{D}_3 & -3\ell\mathbf{D}_4^\top & -6\mathbf{D}_3 & -3\ell\mathbf{D}_4^\top \\ -3\ell\mathbf{D}_4 & 2\ell^2\mathbf{D}_2 & 3\ell\mathbf{D}_4 & \ell^2\mathbf{D}_2 \\ -6\mathbf{D}_3^\top & 3\ell\mathbf{D}_4^\top & 6\mathbf{D}_3 & 3\ell\mathbf{D}_4^\top \\ -3\ell\mathbf{D}_4 & \ell^2\mathbf{D}_2^\top & 3\ell\mathbf{D}_4 & 2\ell^2\mathbf{D}_2 \end{pmatrix}, \mathbf{G}_j^{(4)} = \begin{pmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{D}_1 & \mathbf{0} & -\mathbf{D}_1 \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & -\mathbf{D}_1 & \mathbf{0} & \mathbf{D}_1 \end{pmatrix},$$

где ℓ — длина корректирующего балочного элемента; $\mathbf{D}_1, \mathbf{D}_2, \mathbf{D}_3, \mathbf{D}_4$ — матрицы, состоящие из направляющих косинусов.

В качестве внешних корректирующих элементов используются пружинные опоры, прикрепленные к неподвижному основанию. Матрица $\Delta\mathbf{K}^{\text{ext}}$ имеет следующий вид:

$$\Delta\mathbf{K}^{\text{ext}} = \text{diag}\{c_1^{\text{ext}}, c_2^{\text{ext}}, \dots, c_N^{\text{ext}}\}, \quad (3)$$

где N — размерность КЭ-модели, c^{ext} — неизвестные внешние корректирующие жесткости.

Рассматривается итерационный алгоритм коррекции, позволяющий избежать построения прямых функциональных зависимостей, которые сопряжены с существенной вычислительной трудоемкостью многократного решения обобщенной проблемы собственных значений. На каждом шаге коррекции жесткости корректирующих элементов являются неизвестными параметрами $\mathbf{c} = (\mathbf{c}^{\text{int}}, \mathbf{c}^{\text{ext}})$, которые определяются из решения задачи безусловной минимизации целевой функции:

$$\sum_{i=1}^s w_i \left[\left(\mathbf{Y}_i^{(j)} \right)^\top \Delta\mathbf{K}^{(j+1)} \mathbf{Y}_i^{(j)} - \Delta\lambda_i^{(j+1)*} \left(\mathbf{Y}_i^{(j)} \right)^\top \mathbf{M} \mathbf{Y}_i^{(j)} \right]^2 \rightarrow \min_{\mathbf{c}}, \quad (4)$$

где s — число корректируемых тонов; j — номер итерации; $\Delta\lambda_i^*$ — разница между текущими и целевыми (экспериментальными) собственными значениями i -го тона; w_i — весовой коэффициент, определяющий значимость i -го тона.

Для решения задачи минимизации целевой функции применяется метод сопряженных градиентов. Используются аналитические выражения для компонент вектора-градиента целевой функции, что позволяет кратно сократить время для осуществления коррекции.

На рисунке 1 приведена принципиальная схема, иллюстрирующая физическую сторону предлагаемой методики на примере простой модели летательного аппарата. В данном случае модель составлена из объемных и оболочечных элементов, поэтому для изменения её динамических свойств вводятся как ферменные, так и балочные корректирующие элементы. Кроме того, для описания модели упругого основания, вводятся пружинные элементы. Таким образом, корректирующая модель является «каркасной структурой» исходной модели.

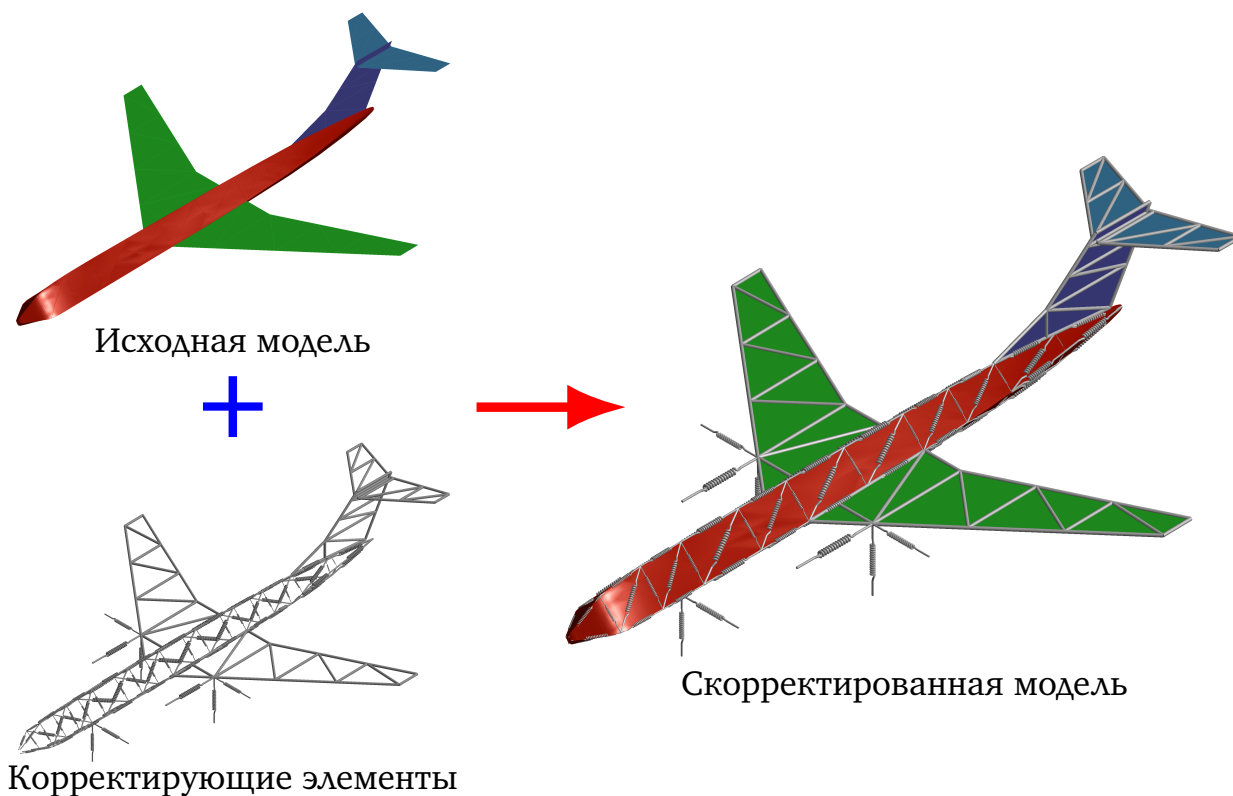


Рисунок 1 — Принципиальная схема коррекции

Набор корректирующих элементов формируется автоматически на основе портрета матрицы жесткости корректируемой модели. В общем случае число таких корректирующих элементов определяется количеством связей между степенями свободы узлов в матрице, но оно может быть сокращено посредством выбора областей коррекции, например, элементов конструкции с наибольшей неопределенностью физических и геометрических характеристик.

Экспериментальные исследования показали, что обычно в окрестности частот фазового резонанса монофазные колебания совпадают с собственными. Это означает, что матрица демпфирования в главных координатах имеет диагональный вид: $\text{diag}\{h_1^*, \dots, h_i^*, \dots, h_s^*\}$, где h_i^* — обобщенный коэффициент демпфирования i -го тона. Матрица демпфирования в физической системе координат строится в два этапа: в качестве нулевого приближения используется гипотеза Е. С. Сорокина, а затем для достижения целевых обобщенных коэффициентов демпфирования вводятся корректирующие элементы.

Нулевое приближение матрицы демпфирования записывается в виде:

$$\mathbf{H} = \alpha \mathbf{K}^* + \beta \mathbf{M}, \quad (5)$$

где \mathbf{K}^* — матрица жесткости после коррекции, α, β — постоянные коэффициенты.

Частоты и формы собственных колебаний, вычисленные в результате решения обобщенной проблемы, остаются неизменными в процессе восстановления матрицы демпфирования. Обобщенные жесткости κ_i и массы μ_i корректируемых тонов колебаний используются для определения коэффициентов α и β в результате решения задачи минимизации целевой функции:

$$\sum_{i=1}^s w_i \left(1 - \frac{\alpha \kappa_i + \beta \mu_i}{h_i^*} \right)^2 \rightarrow \min_{\alpha, \beta}. \quad (6)$$

По аналогии с (1) и (3) нулевое приближение матрицы демпфирования уточняется введением корректирующих элементов:

$$\tilde{\mathbf{H}}(\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_m) = \mathbf{H} + \Delta \mathbf{H}^{\text{int}} + \Delta \mathbf{H}^{\text{ext}}, \quad (7)$$

где $\Delta \mathbf{H}^{\text{int}}$ и $\Delta \mathbf{H}^{\text{ext}}$ — матрицы демпфирования внутренних и внешних корректирующих элементов, а параметры η вводятся аналогично корректирующим коэффициентам c . Под внутренним демпфированием понимаются потери механической энергии за счет трения в материалах модели, а под внешним — рассеяние энергии при взаимодействии модели с окружающей средой, например, воздухом. Последнее особенно актуально для крупногабаритных конструкций.

Алгоритм восстановления матрицы демпфирования заключается в том, чтобы найти такие параметры η , которые будут решением следующей недоопределенной системы уравнений:

$$f_i = (\mathbf{Y}_i^*)^T \tilde{\mathbf{H}} \mathbf{Y}_i^* - h_i^*, \quad i = 1 \dots s. \quad (8)$$

Решением системы (8) считается решение задачи безусловной минимизации целевой функции, равной сумме квадратов каждого из уравнений с взвешенной суммой квадратов коэффициентов демпфирования:

$$\sum_{i=1}^s w_i f_i^2 + w_c \sum_{i=1}^s \eta_i^2 \rightarrow \min_{\eta}, \quad (9)$$

где w_c — параметр регуляризации.

Важно отметить, что расчетная модель летательного аппарата свободна от закреплений. В то же время для модальных испытаний авиационная техника либо устанавливается на шасси, либо помещается на специальную систему упругого вывешивания, а космические конструкции — на систему обезвешивания. Системы упругого вывешивания и обезвешивания, влияние которых на свободную конструкцию строго регламентировано, являются сложными и дорогостоящими техническими сооружениями. Поэтому разработана методика освобождения скорректированной КЭ-модели от связей, соответствующих условиям проведения эксперимента.

Суть методики освобождения заключается в том, что матрицы жесткости и масс расширяются шестью степенями свободы ξ , которые отвечают за перемещения

и повороты модели как жесткого целого. Дополнительные элементы матриц рассчитываются следующим образом:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{K} & -(\sum \mathbf{k})^T \\ -\sum \mathbf{k} & \kappa + \sum \sum \mathbf{k} \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \tilde{\mathbf{Y}} \\ \xi \end{Bmatrix} + \begin{pmatrix} \mathbf{M} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mu - \sum \sum \mathbf{m} \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\tilde{\mathbf{Y}}} \\ \ddot{\xi} \end{Bmatrix} = 0, \quad (10)$$

где $\sum \mathbf{k} \in \mathbb{R}^{6 \times n}$, $\sum \mathbf{m} \in \mathbb{R}^{6 \times n}$, $\sum \sum \mathbf{m} \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ — дополнительные матричные элементы; $\tilde{\mathbf{Y}}$ — вектор узловых перемещений относительно некоторой точки, например, центра тяжести.

С целью оценки устойчивости результата коррекции к погрешностям в значениях частот, определенных экспериментально, использован метод статистического моделирования. Суть метода состоит во внесении случайных отклонений в исходные значения частот собственных колебаний с последующей оценкой искажений форм колебаний по критерию модального соответствия ε_{MAC} . Для моделирования ошибок Δf используется генератор случайных чисел, имеющих усеченное нормальное распределение. Концы этого распределения совмещены с предельным шумовым уровнем и соответствуют утроенному среднеквадратическому отклонению.

На примере свободной прямоугольной пластины показаны зависимости искажений форм колебаний относительно ошибок в целевых частотах, полученные при разном числе корректируемых тонов собственных колебаний (рисунок 2). При этом точки, составляющие эти зависимости, определены путем многократного проведения независимых испытаний (коррекций) на одном уровне шума. Число этих испытаний N_{Σ} , которое потребовалось для стабилизации величины центрального момента критерия модального соответствия, приведено на рисунке 3. Установлено, что методика устойчива во всем диапазоне вносимых отклонений. Более того, при увеличении числа тонов кривые стремятся к предельной огибающей. Аналогичный результат получен для более сложной конструкции — модели космического аппарата (КА).

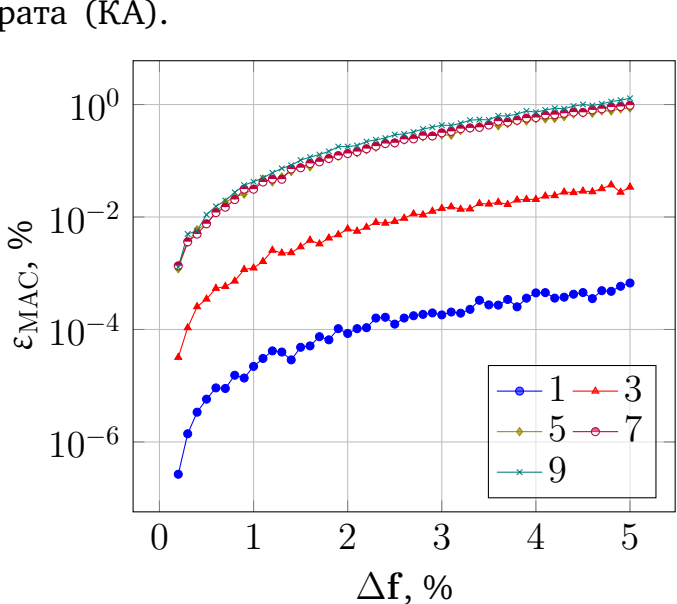


Рисунок 2 — Погрешность определения форм колебаний свободной пластины

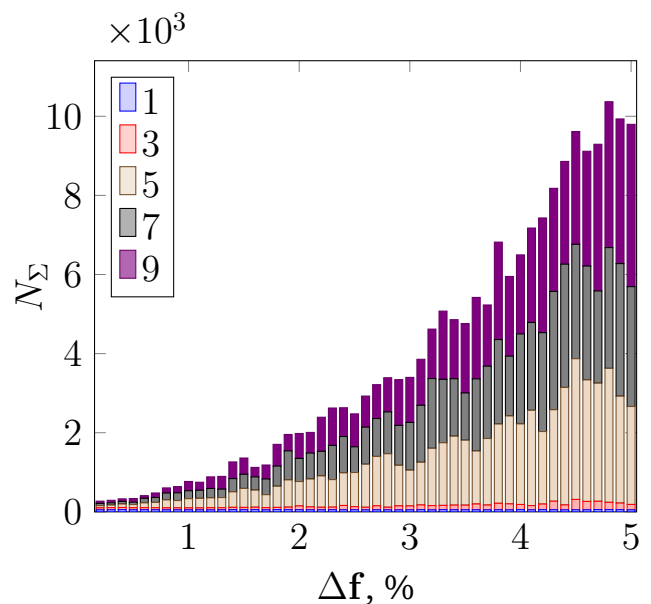


Рисунок 3 — Число независимых испытаний свободной пластины

Развита методика, состоящая в декомпозиции крупногабаритных трансформируемых конструкций (КТК) на составные части, которые подвергаются модальным испытаниям независимо друг от друга. Результаты испытаний используются для коррекции, освобождения и синтеза расчетных моделей составных частей (рисунок 4). Обоснован выбор граничных условий в испытаниях составных частей. Кроме того, имея в виду достижение физической согласованности расчетных моделей, предложено использовать для коррекции результаты нескольких экспериментов при различных условиях закрепления одной составной части.

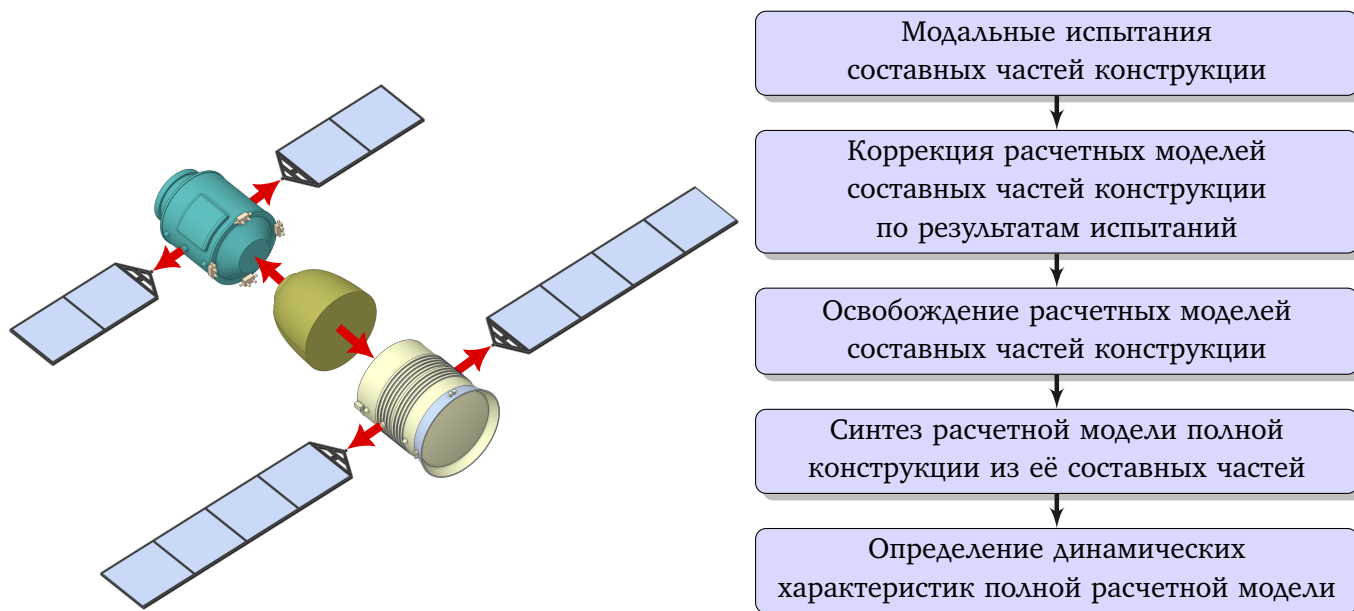
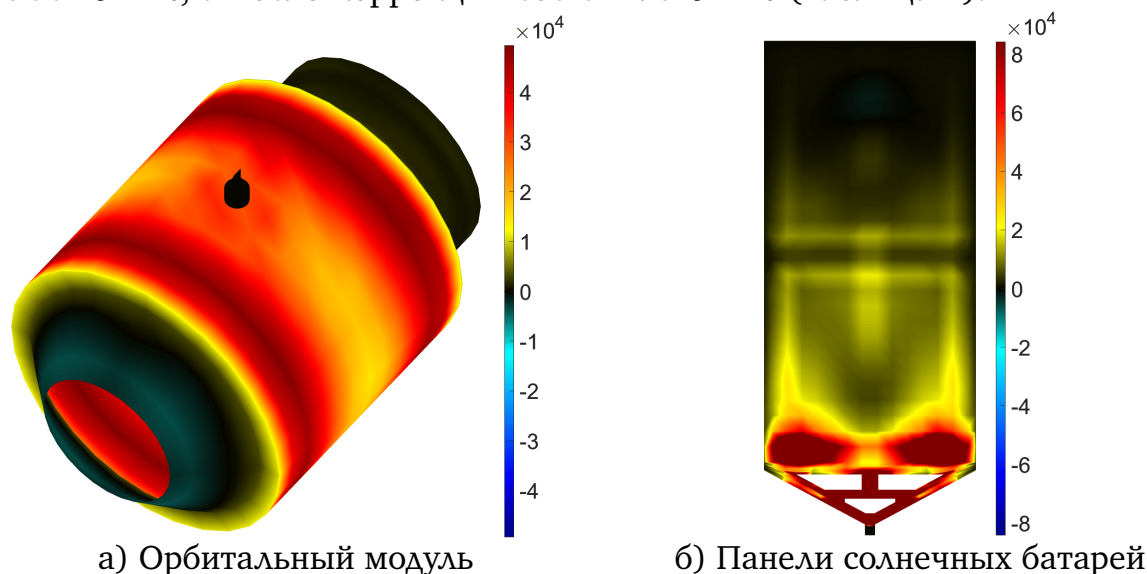


Рисунок 4 — Схема методики синтеза расчетных моделей КТК

Методика синтеза протестирована на примере модели космического аппарата, состоящего из орбитального модуля и панелей солнечных батарей. Модели каждой составной части корректировались по девяти частотам собственных колебаний, соответствующих двум виртуальным экспериментам. Распределение изменений узловых жесткостей по всем линейным степеням свободы для моделей составных частей после коррекции показано на рисунке 5. Максимальная погрешность в определении первых шестнадцати частот синтезированной (глобальной) модели до коррекции равнялась 5.1 %, а после коррекции составила 0.1 % (таблица 1).



а) Орбитальный модуль

б) Панели солнечных батарей

Рисунок 5 — Изменения жесткостей при коррекции моделей составных частей

Сходимость алгоритма коррекции оценивалась по частотному критерию $\|\alpha\|_{\max}$, равному наибольшему относительному отклонению расчетных частот от целевых значений (рисунок 6).

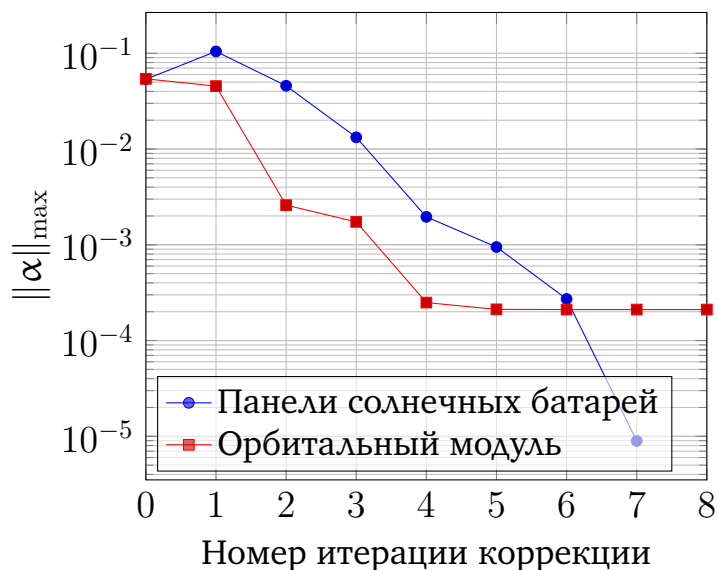


Рисунок 6 — Оценка сходимости коррекции

В третьей главе развиты методы классического и операционного модального анализа, позволяющие получать достоверные оценки динамических параметров для коррекции. С целью обеспечения возможности оперативного расчета обобщенных характеристик в ходе модальных испытаний, составлена программная реализация, позволяющая посредством графического интерфейса (рисунок 7) варьировать параметры расчета и

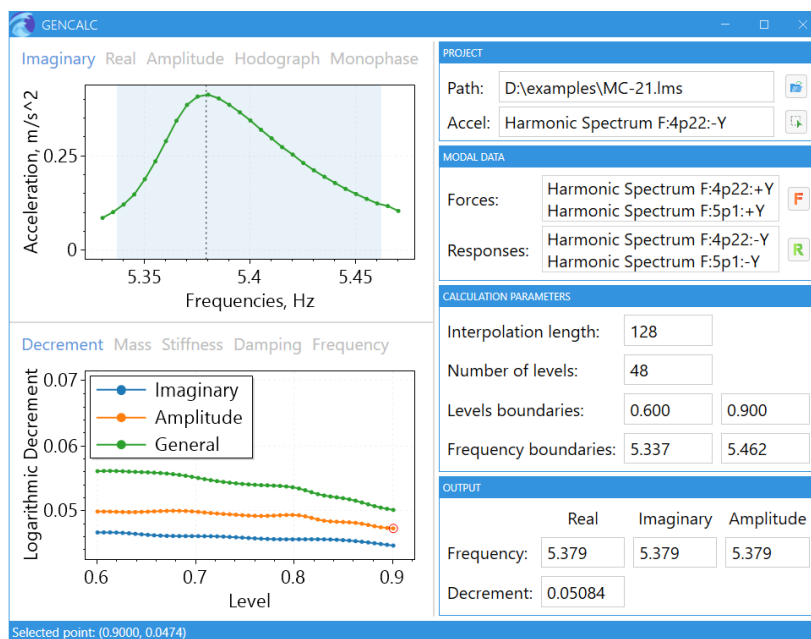


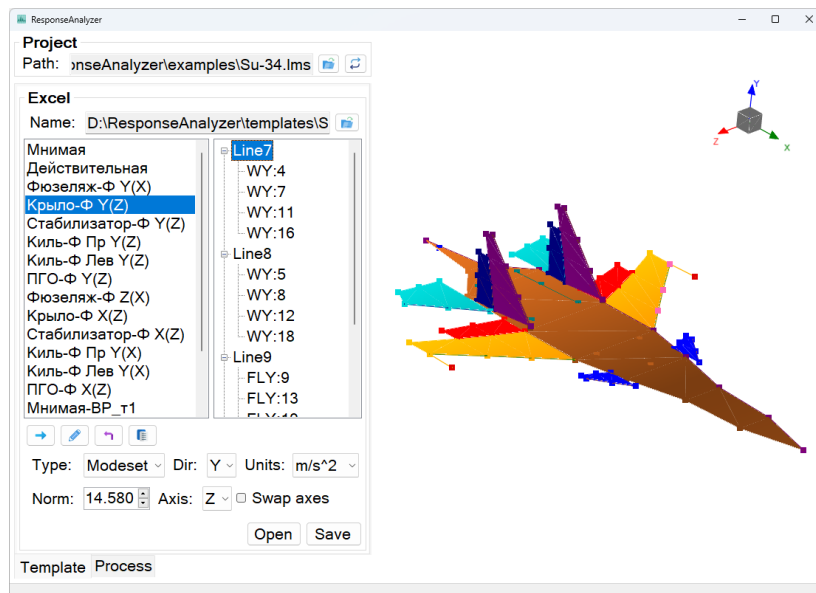
Рисунок 7 — Определение модальных параметров

исследовать зависимости получаемых характеристик несколькими способами одновременно. Оценка качества выделения тона колебаний осуществляется построением параметра монофазности и частотного годографа колебательной системы. Одним из ключевых требований обеспечения непрерывности производственного процесса авиационной техники является сокращение времени между натурными испытаниями и первым вылетом. Этой цели служит разработанная программа (рисунок 8), использующая программный интерфейс Testlab Automation для обработки и представления результатов модального анализа непосредственно в процессе испытаний.

Таблица 1 — Синтез модели КА

Тон	Погрешность в частотах, %			
	Исходная	Коррекция по девяти частотам		
		Панелей	Модуля	Панелей и модуля
7	-4.689	-2.120	-2.756	-0.021
8	-4.678	-2.078	-2.782	-0.018
9	-5.121	-4.447	-0.674	0.100
10	-5.040	-4.760	-0.354	-0.028
11	-5.040	-4.760	-0.357	-0.032
12	-5.121	-4.443	-0.687	0.091
13	-4.102	-0.966	-3.161	0.011
14	-4.112	-0.999	-3.135	0.016
15	-3.303	-0.234	-3.066	-0.006
16	-3.303	-0.234	-3.066	-0.005

Изложена методика контроля зазоров в технических изделиях по искажениям портретов вынужденных колебаний в процессе вибрационных испытаний. Представлен способ поэтапного выявления всех зазоров в объекте испытаний, которые приводят к искажениям портретов колебаний. В рамках описываемого подхода разработана и интегрирована в программное обеспечение управления испытаниями программа анализа портретов колебаний.



Методика обнаружения дефектов по искажениям портретов колебаний использована для диагностирования самолётов в процессе модальных испытаний (рисунок 9), а также космических аппаратов открытого исполнения в технологических вибрационных испытаниях (рисунок 10).

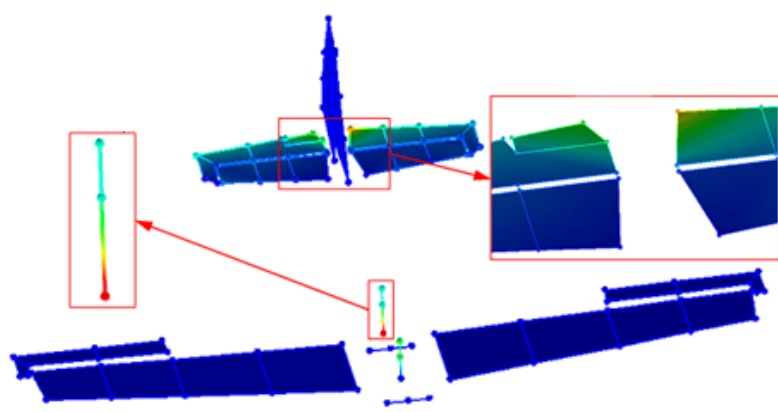


Рисунок 9 — Люфт в соединении ручки управления с проводкой

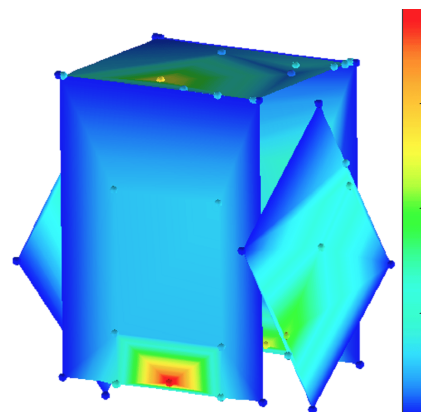


Рисунок 10 — Зазоры в узлах установки солнечных батарей

Разработан способ определения модальных параметров, обладающий низкой чувствительностью к дрейфу показаний (тренду) акселерометров, регистрирующих отклики конструкции на импульсное воздействие (ADA). При этом разметка по времени анализируемых участков осуществляется автоматически методом сегментации. Методы операционного модального анализа: SSI, ERA, N4SID и ADA, протестированы на примере имитационной модели беспилотного летательного аппарата и применены для определения модальных характеристик рефлектора КА по результатам испытаний в акустической камере (рисунок 11).

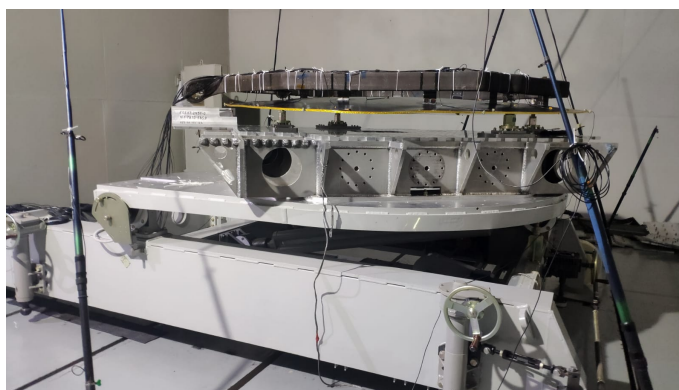


Рисунок 11 — Испытания рефлектора КА

Исследована устойчивость значений определяемых модальных характеристик в зависимости от продолжительности записи и частоты дискретизации сигналов.

Получены оценки динамических параметров по результатам летных испытаний в ходе которых записывались отклики на управляемое внешнее воздействие при полёте самолёта на разных скоростных режимах v . Определенные после обработки и обобщения значения частот и логарифмических декрементов δ (рисунок 12) являются исходными данными для исследования аэроупругой устойчивости. Для оценки корректности обработки проведено сопоставление результатов с данными лётно-исследовательского института имени М. М. Громова (ЛИИ).

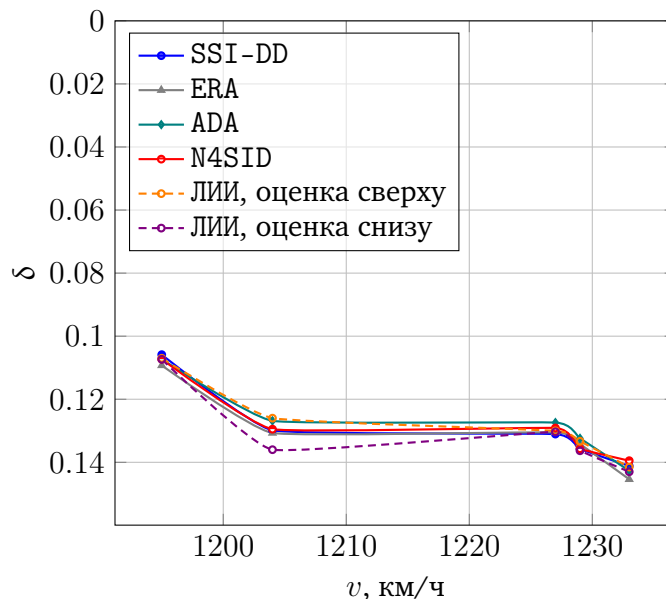


Рисунок 12 — Скоростные зависимости логарифмического декремента

Четвертая глава посвящена применению разработанных методик для решения практических задач коррекции, освобождения и синтеза расчетных динамических моделей. Разработан способ моделирования податливости закреплений в условиях эксперимента.

Методика коррекции апробирована на динамически-подобной модели (ДПМ) самолёта Ту-204, выполненной по отсечно-балочной схеме. Для проведения экспериментального модального анализа ДПМ была вывешена на упругой подвеске малой жесткости (рисунок 13). Средствами Ansys создана КЭ-модель, имеющая 752 тысячи степеней свободы. Коррекция КЭ-модели проводилась по шести наборам, состоящих из экспериментально определенных частот. Каждый последующий набор дополнял предыдущий одним тоном собственных колебаний. Итерационный процесс коррекции завершался при достижении целевых значений частот с точностью 0.0001%. Результаты коррекции сведены в таблице 2.

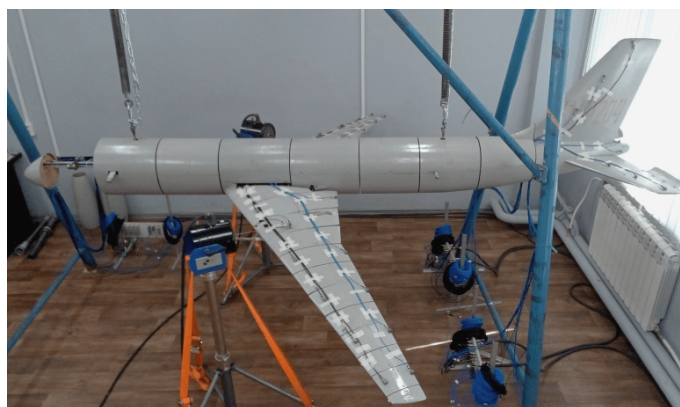


Рисунок 13 — Общий вид ДПМ

Таблица 2 — Результаты коррекции ДПМ

Тон	Погрешность до и после коррекции, %						
	До	После					
		1	2	3	4	5	6
1	1.5	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
2	1.7	-0.6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
3	5.3	4.7	4.7	0.0	0.0	0.0	0.0
4	4.2	3.5	3.3	2.6	0.0	0.0	0.0
5	-1.8	-4.4	-3.2	-3.9	-4.4	0.0	0.0
6	4.2	3.7	3.8	3.4	2.0	3.3	0.0

Осуществлен синтез глобальной модели каркаса зонтичной антенны по

результатам испытания её составных частей. Податливость закрепления одной из составных частей в ходе экспериментов смоделирована упругими элементами, параметры которых определены на основе данных дополнительных статических испытаний. В результате проведенных исследований показано, что использование полноразмерных моделей составных частей является предпочтительным по отношению к редуцированным моделям в силу того, что первые более полно описывают связи между подконструкциями.

Выполнена коррекция расчетной модели отъемной части крыла (ОЧК) изделия С-70 (рисунок 14). По результатам экспериментального модального анализа было выявлено, что полученные частоты собственных колебаний консоли крыла существенно отличаются от расчетных. Это во многом обусловлено тем, что масса конструкции, выполненной из композиционных материалов, в расчетной схеме представлялась дискретно, а жесткостное распределение моделировалось невесомыми панелями с изотропными характеристиками.

Однако, даже в случае столь существенных различий в схематизации, целевые частоты по пяти тонам собственных колебаний были достигнуты с заданной точностью.

Уточнены упругие характеристики модели гирдера (подставки), который используется для размещения электрофизического оборудования в накопительной части кольца центра коллективного пользования «Сибирский кольцевой источник фотонов» (рисунок 15). Коррекция позволит улучшить эксплуатационные характеристики совместной системы гирдера с оборудованием за счет избежания возникновения резонансов от сейсмических колебаний, приводящих к потере качества электронного пучка. По результатам экспериментальных исследований установлено, что формы собственных колебаний, соответствующие низшим тонам, происходят при совместном перемещении гирдера и блока фундамента, на который опираются регулируемые опоры. Поэтому построена модель фундамента, идентифицированная по пяти частотам собственных колебаний, соответствующих этим движениям. Затем модель гирдера на упругом основании скорректирована по шести частотам упругих тонов собственных колебаний. Наибольшие изменения узловых



Рисунок 14 — Общий вид ОЧК

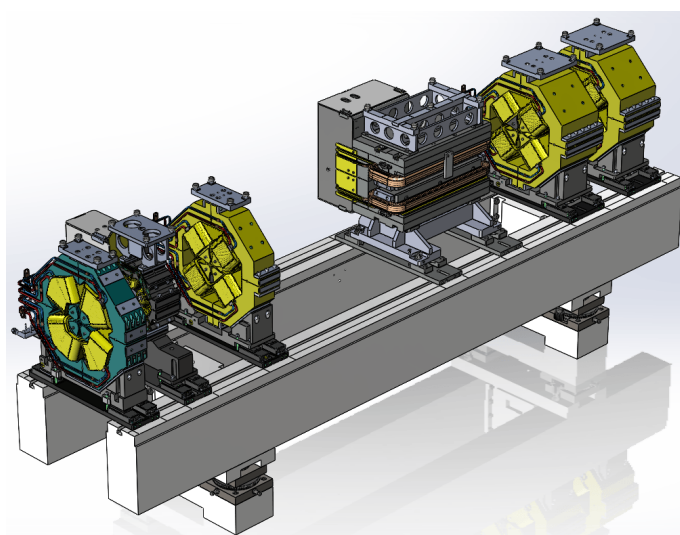


Рисунок 15 — Гирдер с оборудованием

жесткостей достигались в местах сопряжения конструктивных элементов гирдера. Длительность коррекции расчетной модели гирдера, обладающей 304 тысячами степеней свободы, составила 14 минут. Результаты коррекции сведены в таблице 3. Минимальный критерий модального соответствия, связывающий формы колебаний до и после коррекции, равнялся 0.941 (рисунок 16). Суммарные модальные эффективные массы корректируемых тонов колебаний по направлениям глобальной системы координат составили: 79, 96 и 97 %.

Таблица 3 — Коррекция модели гирдера

Тон	Частота, Гц		Погрешность до и после коррекции, %	
	Эксперимент	Исходная модель	До	После
6	119.51	135.08	13.03	0.00
7	140.97	146.46	3.89	
8	148.13	160.07	8.06	
9	189.65	210.48	10.98	
10	197.53	214.18	8.43	
11	242.24	253.51	4.65	

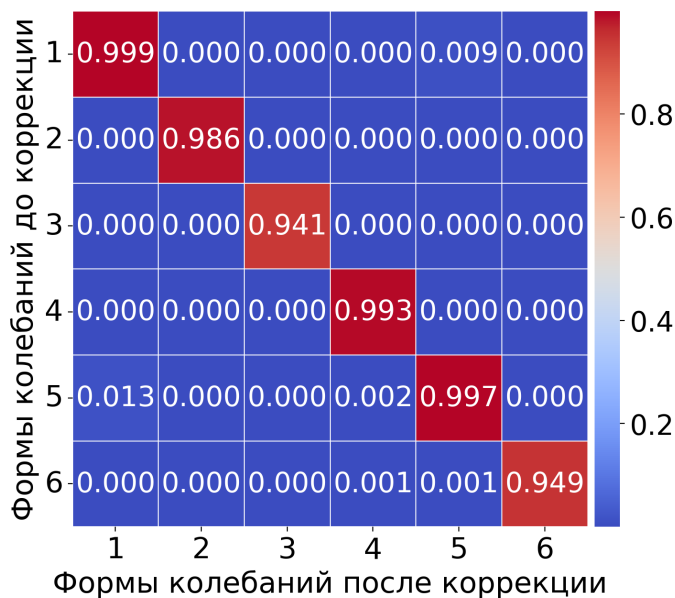


Рисунок 16 — Сравнение форм колебаний

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана методика коррекции конечно-элементных моделей летательных аппаратов по результатам модальных испытаний, основанная на дополнении исходной модели корректирующими конечными элементами.

2. Исследования сходимости алгоритма и чувствительности методики коррекции расчетных моделей показали, что результаты коррекции устойчивы к погрешностям эксперимента.

3. Разработан способ определения собственных частот и форм колебаний свободной конструкции по результатам испытаний этой конструкции с наложенными связями.

4. Развита методика расчетно-экспериментального модального анализа конструкций по результатам испытаний их составных частей. Разработана программа и обоснованы граничные условия в испытаниях составных частей. Создано программное обеспечение, реализующее полный цикл операций для решения задачи синтеза глобальных расчетных моделей из скорректированных моделей составных частей.

5. Формирование глобальной матрицы демпфирования конструкций по результатам испытаний их составных частей осуществляется в несколько этапов: по соотношениям между вынужденными монофазными и собственными колебаниями подтверждается диагональный вид матриц демпфирования составных частей в главных координатах, определяются обобщенные характеристики демпфирования. На основании гипотезы Е. С. Сорокина строятся начальные приближения матриц

демпфирования составных частей в физической системе координат. Эти матрицы уточняются решением задачи коррекции. Формирование глобальной матрицы осуществляется посредством ассемблирования матриц демпфирования составных частей.

6. С целью получения исходных данных для коррекции создан комплекс программ, позволяющий проводить обработку и представление результатов модального анализа непосредственно в процессе испытаний. Разработано программное обеспечение для контроля параметров технического состояния изделий в процессе испытаний.

7. Эффективность разработанных методик и программного обеспечения подтверждена результатами решения практических задач коррекции расчетных моделей конструкций.

Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы

Перспективным направлением дальнейших исследований является развитие разработанных вычислительных алгоритмов для ускорения сходимости в задачах коррекции. Это особенно актуально при коррекции расчетных моделей с высокой степенью детализации. Было отмечено, что обобщенное отношение Рэлея отличается от значений собственных чисел, получаемых при решении обобщенной проблемы собственных значений. Причина состоит в численных округлениях при расчете собственных форм колебаний с нулевыми собственными значениями.

Прикладной аспект дальнейшей работы выражается в создании вспомогательных программ, позволяющих учитывать информацию о корректирующих элементах в конечно-элементных пакетах, использованных для создания исходных моделей. Это обеспечит взаимодействие встроенными средствами со скорректированными расчетными моделями, в том числе их применение для решения задач вынужденных колебаний и нелинейной динамики.

Перспективным также является создание программного обеспечения для контроля параметров технического состояния изделий по эксплуатационным вибрациям.

Список основных научных публикаций по теме диссертации

Статьи в рецензируемых научных изданиях, входящих в список ВАК, в том числе, входящих в международные реферативные базы данных Web of Science и Scopus:

1. Метод коррекции конечно-элементных моделей динамических систем / Д. А. Красноруцкий, П. А. Лакиза, В. А. Бернс, Е. П. Жуков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. — 2021. — № 3. — С. 84–95.

2. Контроль зазоров в конструкциях технических изделий в процессе вибрационных испытаний / Н. А. Тестоедов, В. А. Бернс, Е. П. Жуков, Е. А. Лысенко, П. А. Лакиза // Обработка металлов (технология, оборудование, инструменты). — 2021. — Т. 23, № 2. — С. 40–53.

3. Метод освобождения динамической расчетной модели летательного аппарата / Д. А. Красноруцкий, В. А. Бернс, П. А. Лакиза, В. Е. Левин // Научный журнал «Известия Самарского научного центра РАН». — 2019. — Т. 21, № 1. — С. 31–38.

4. Исследования достоверности диагностирования трещин по искажениям портретов вынужденных колебаний / В. А. Бернс, Е. П. Жуков, П. А. Лакиза, Е. А. Лысенко // Обработка металлов (технология, оборудование, инструменты). — 2019. — Т. 21, № 2. — С. 26–39.

Патент на изобретение:

1. Пат. 2728329 Российская Федерация, МПК G01M7/00. Способ определения собственных частот и форм колебаний свободной конструкции по результатам испытаний этой конструкции с наложенными связями / Бернс В. А., Жуков Е. П., Красноруцкий Д. А., Лакиза П. А. — № 2019119278; заявл. 19.06.19; опубл. 29.06.20, Бюл. № 22. — 15 с.

Свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ:

1. Свидетельство 2023610282. Операционный модальный анализ летательных аппаратов «FlightLab»: программа для ЭВМ / П. А. Лакиза, Д. А. Красноруцкий, В. А. Бернс (RU); правообладатель «Новосибирский государственный технический университет»; заявл. 10.01.2023; опубл. 10.01.2023.

2. Свидетельство 2021663099. Контроль дефектов в процессе вибрационных испытаний «DistortionFinder»: программа для ЭВМ / П. А. Лакиза, В. А. Бернс, Е. П. Жуков (RU); правообладатель «Новосибирский государственный технический университет»; заявл. 02.08.2021; опубл. 11.08.2021.

3. Свидетельство 2021662816. Представление результатов модальных испытаний «ResponseAnalyzer»: программа для ЭВМ / П. А. Лакиза, В. А. Бернс, Е. П. Жуков (RU); правообладатель «Новосибирский государственный технический университет»; заявл. 02.08.2021; опубл. 05.08.2021.

4. Свидетельство 2021662965. Расчет обобщенных характеристик тонов собственных колебаний по результатам модальных испытаний «GenCalc»: программа для ЭВМ / П. А. Лакиза, В. А. Бернс, Е. П. Жуков (RU); правообладатель «Новосибирский государственный технический университет»; заявл. 02.08.2021; опубл. 10.08.2021.

Статьи в прочих изданиях:

1. Использование портретов колебаний в процессе контроля технического состояния летательных аппаратов / В. А. Бернс, Е. А. Лысенко, Е. П. Жуков, П. А. Лакиза, Д. О. Душухин // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». — 2022. — № 2. — С. 64–71.

2. Результаты модальных испытаний как исходные данные для коррекции расчетных моделей летательных аппаратов / В. А. Бернс, Е. П. Жуков, П. А. Лакиза, Маленкова В. В., Д. О. Душухин // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». — 2022. — № 2. — С. 49–56.

3. Разработка расчетно-экспериментального метода модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций / В. А. Бернс, В. Е. Левин, Д. А. Красноруцкий, Д. А. Маринин, Е. П. Жуков, В. В. Маленкова, П. А. Лакиза // Научный журнал «Космические аппараты и технологии». — 2018. — С. 125–133.

Отпечатано в типографии
Новосибирского государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20
Тел. / факс: (383) 346-08-57
Подписано в печать 10.04.2023 г. Заказ № 1976.
Формат 60×84 1/16. Объем 1.25 п.л. Тираж 100 экз.