

На правах рукописи



Жуков Егор Павлович

**ДИАГНОСТИКА ДЕФЕКТОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ВИБРАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ**

Специальность 05.07.03 — Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов

Автореферат диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Новосибирск — 2019

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

Научный руководитель: доктор технических наук, доцент
Бернс Владимир Андреевич

Официальные оппоненты: Смыслов Всеволод Игоревич, доктор технических наук, доцент, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», главный научный сотрудник

Бехер Сергей Алексеевич, доктор технических наук, доцент, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Сибирский государственный университет путей сообщения», профессор кафедры «Электротехника, диагностика и сертификация»

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана), г. Москва

Защита состоится 28 марта 2019 г. в 14³⁰ часов в конференц-зале НГТУ на заседании диссертационного совета Д 212.173.13 при Новосибирском государственном техническом университете по адресу: 630073, г. Новосибирск, проспект К. Маркса, 20.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Новосибирского государственного технического университета:

https://www.nstu.ru/science/dissertation_sov/dissertations/view?id=17381

Автореферат разослан «__» _____ 2019 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета



Тюрин Андрей Геннадиевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Для эффективной и безопасной эксплуатации современной авиационной техники необходимо обеспечение соответствия технического состояния летательных аппаратов (ЛА) требованиям прочности, принятым нормам и правилам. Одним из методов решения этой проблемы является выявление и устранение дефектов, возникающих в процессе производства и эксплуатации изделий. Такие дефекты оказывают, как правило, непосредственное влияние на структурные параметры, характеризующие техническое состояние ЛА, поэтому их контроль является актуальной задачей.

Широкое применение в различных областях техники нашли методы оценки технического состояния объектов контроля по параметрам вибраций. Они применяются и в вибродефектоскопии конструкций, но использование их для выявления дефектов ЛА не всегда представляется возможным ввиду специализированности и узкой направленности этих методов.

Несмотря на тщательный надзор за соблюдением технологической дисциплины, качеством изготовления деталей и агрегатов, точностью сборочных работ, надёжная оценка параметров технического состояния ЛА возможна только на основе объективного контроля полностью собранных и оборудованных изделий. В то же время полностью собранные и укомплектованные оборудованием самолёты подвергаются контрольным модальным испытаниям, которые проходят все опытные изделия и, по крайней мере, одно из каждой производственной серии. Целью испытаний является контроль характеристик собственных тонов колебаний, заложенных в расчётные динамические модели самолетов. В результатах модальных испытаний могут обнаруживаться отклонения динамических характеристик либо от соответствующих расчётных значений, либо от величин, полученных в проведенных ранее испытаниях однотипных изделий. Возможны также нарушения симметрии характеристик, присущей симметричным объектам. Такие отклонения являются, как правило, следствием появления в конструкции производственно-технологических дефектов. Один из методов контроля дефектов заключается в их обнаружении по параметрам отклика изделий на вибрационное воздействие в процессе испытаний. Эти параметры являются идентификационными признаками дефектов. В настоящей работе показано, что в качестве идентификационных признаков дефектов можно использовать портреты вынужденных колебаний объектов контроля.

Выявление дефектов с использованием портретов колебаний может производиться также в эксплуатации и прочностных испытаниях авиационной техники.

Для этого необходимо проводить периодические вибрационные испытания ЛА. Контроль происходит либо на уровне качественной оценки, либо на уровне количественной оценки одного или нескольких дефектов.

Степень разработанности темы исследования

Методы оценки технического состояния по параметрам вибраций, на основе которых созданы различные контрольные приборы и стенды, широко применяются для диагностирования, в основном, машин и механизмов, имеющих вращающиеся части. В дефектоскопии конструкций с целью контроля появляющихся в процессе эксплуатации повреждений нашли применение методы, основанные на модальном анализе динамических систем. В работах Большакова В.П., Законникова Е.А., Киселева Д.Ю., Киселева Ю.В., Крылова Н.И., Мотылева Н.И., Ноздрин М.А., Постнова В.А., Тица С.Н., Турчинского Л.А., Фридмана М.З., Шапина В.И., *Biswas M., Casteilani A., Chen J.-C., Crema L.B., Danek O., Dilena M., Fang S.-E., Garba J.A., Huerta C., Lee S.S., Morassi A., Pandey A.K., Park H.S., Park Y.S., Perera R., Peroni I. Rucker W., Samman M.M.* и др. о появлении трещин и разрушений в конструкции судят по изменению её собственных частот, форм и декрементов колебаний. *Doebbling S.W., Farrar C.R.* и *Prime M.B.* в обзорной работе по методам вибродиагностики конструкций отмечают, что во многих случаях даже относительно большое повреждение не приводит к значительному изменению частот собственных колебаний. К тому же параметры собственных тонов колебаний являются интегральными характеристиками, а местоположение и размер дефекта — дифференциальными. Всё это затрудняет однозначную идентификацию дефекта.

Появление дефектов вносит, как правило, нелинейности в характер деформирования конструкций, поэтому рядом исследователей предложено использовать в качестве идентификационного признака дефекта возникновение отклонений динамических характеристик объектов контроля от характеристик линейной системы. Такими отклонениями является, например, возникновение суб- и супергармонических резонансов (Бересневич В.И., Бовсуновский А.П., Лушников Б.В., Матвеев В.В., Цыфанский С.Л.), искажения фазовых портретов (Бернс В.А., Присекин В.Л., *Angel F., Bachmid N., Dian G.*) и фигур Лиссажу (Бернс В.А., *Al-Khazali H.A.H., Askari M.R.*). Известны также методы обнаружения трещин в конструкциях, основанные на том, что появление дефекта приводит к изменению параметров распространения упругих волн в материале (Викторов И.А., *Kessler S.S., Sas P., Soutis C., Spearing M.S., Worlton D.C., Zaitsev V.*).

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

Таким образом, в настоящее время достаточно разработаны методы дефекто-скопии конструкций по параметрам вибраций. С другой стороны, представляется целесообразным создание способов выявления дефектов в процессе модальных и вибропрочностных испытаний изделий без привлечения дополнительного обо-рудования и специалистов. Это позволит повысить эффективность таких испытаний и оперативно устранять обнаруженные дефекты.

Цель диссертационной работы: разработка методики диагностирования производственно-технологических и эксплуатационных дефектов авиационных кон-струкций по результатам вибрационных испытаний.

Задачи исследования:

1. Исследовать погрешности определения собственных частот, обобщённых масс и обобщённых коэффициентов собственных тонов колебаний для выделения изменений в этих характеристиках, являющихся следствием появления дефектов.

2. Разработать способ определения характеристик собственных тонов колеба-ний, обладающий низкой чувствительностью к погрешностям эксперимента.

3. Изучить влияние люфтов в проводках управления, зазоров в местах стыков-ки агрегатов и повышенных нагрузок монтажа отклоняемых поверхностей на пара-метры вибраций ЛА. Определить идентификационные признаки дефектов и разра-ботать способы их обнаружения по результатам модальных испытаний.

4. Установить идентификационный признак трещин в элементах планера ЛА. Разработать способ выявления трещин по результатам вибрационных испытаний.

5. Оценить достоверность диагностирования трещин в элементах планера ЛА.

6. Провести анализ результатов модальных испытаний самолётов и вибраци-онных испытаний авиационных конструкций с целью выявления производственно-технологических и эксплуатационных дефектов.

Научная новизна:

1. Способ определения параметров собственных тонов колебаний, обладаю-щий низкой чувствительностью к погрешностям в экспериментальных данных.

2. Идентификация диссипативных свойств механических систем по результа-там модальных испытаний.

3. Использование портретов вынужденных колебаний в качестве идентификационных признаков люфтов, зазоров и сухого трения.

4. Способ выявления трещин в металлических элементах планера ЛА по искажениям портретов вынужденных колебаний.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическую значимость представляют:

- методика выявления диссипативных свойств динамических систем по соотношениям между вынужденными монофазными и собственными колебаниями;

- способ решения задачи модальной идентификации конструкций по результатам испытаний.

Практической значимостью работы является:

- обеспечение безопасной эксплуатации авиационной техники;

- расширение области применения модальных испытаний, использование их результатов для выявления дефектов планера самолёта и его систем;

- применение разработанных в диссертации методов позволяет обнаружить дефекты на этапе производства самолёта, а при их устранении снизить объем работ по доводке конструкции.

Результаты проведенных в диссертации исследований использованы в конструкторско-технологической доводке самолётов Су-30 и Як-152 и наземной экспериментальной отработке космических аппаратов открытого исполнения.

Методология и методы исследования

В качестве основного метода исследований использовался метод экспериментального модального анализа. В исследованиях погрешностей результатов испытаний использовался метод статистического моделирования.

Положения, выносимые на защиту:

1. Способ определения характеристик собственных тонов колебаний ЛА, обладающий низкой чувствительностью к погрешностям в экспериментальных данных, методика выявления диссипативных свойств конструкций, результаты исследования погрешностей определения обобщённых динамических характеристик в модальных испытаниях.

2. Методика диагностики люфтов в проводках управления, зазоров в местах стыковки агрегатов и повышенных нагрузок монтажа отклоняемых поверхностей по искажениям портретов вынужденных колебаний ЛА.

3. Способ обнаружения трещин в металлических элементах конструкции ЛА.

4. Результаты контроля дефектов ЛА по результатам испытаний.

Степень достоверности и апробация результатов

Достоверность и обоснованность результатов работы определяется применением основных положений механики; анализом погрешностей определяемых параметров; проведением специальных тестовых испытаний и инструментального контроля дефектов. Результаты экспериментальных исследований получены с использованием апробированных методик и современного прецизионного оборудования.

Основные положения и результаты работы докладывались и обсуждались на VII Чаплыгинских чтениях (г. Новосибирск, 2015); Всероссийской научно-технической конференции «Наука Промышленность Оборона» (г. Новосибирск, XVI (2015), XVIII (2017)); Международной научно-практической конференции «Решетнёвские чтения» (г. Железногорск, XIX (2015), XX (2016), XXI (2017), XXII (2018)); школе-семинаре «Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов» (г. Новосибирск, 2016, 2017); III Международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин» (г. Самара, 2016); Национальной выставке-форуме «ВУЗПРОМЭКСПО 2016» (г. Москва, 2016); Международной молодёжной научной конференции «XIV Королёвские чтения» (г. Самара, 2017); V Международном форуме технологического развития «Технопром», V Международной выставке науки, технологий и инноваций «НТИ Экспо 2017» (г. Новосибирск, 2017); XXIV Международном симпозиуме «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А. Г. Горшкова (г. Москва, 2018); научно-технической конференции «Прочность конструкций летательных аппаратов» (г. Жуковский, 2018); Юбилейной Международной научно-технической конференции «Сибирское наследие ЦАГИ» (г. Новосибирск, 2018).

По материалам диссертации опубликовано 24 печатные работы, из них: 6 статей в изданиях, входящих в перечень, рекомендованный ВАК РФ (3 из них входят в реферативную базу *Web of Science*); 1 монография; 2 патента; 15 — в прочих изданиях и сборниках трудов международных и всероссийских научно-технических конференций.

Личный вклад автора заключается в разработке идентификационных признаков дефектов, проведении расчетных и экспериментальных исследований и анализе их результатов, формулировке выводов.

Структура и объем диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, 4-х глав, заключения, списка литературы из 175 наименований, 2-х приложений. Общий объем работы составляет 170 страниц, включая 139 рисунков, 12 таблиц и 4 страницы приложений.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследований, обозначены научная новизна и практическая значимость результатов работы. Дано краткое изложение работы по главам.

В первой главе сделан обзор публикаций, близких к диссертации по теме и методам исследований: методы и средства экспериментального модального анализа и методы вибрационной диагностики дефектов. Выводы, сформулированные по результатам анализа публикаций, послужили основой для выбора направления исследований в диссертационной работе.

Вторая глава содержит описание методики модальных испытаний ЛА, основанной на анализе соотношений между вынужденными монофазными и собственными колебаниями конструкций. Эта методика позволяет отказаться от использования априорного математического описания диссипативных свойств механических колебательных систем. Эффективность методики проиллюстрирована в испытаниях динамически подобной модели (ДПМ) самолета Ту-334.

Для того чтобы выделить изменения динамических характеристик ЛА, являющиеся следствием появления дефекта, необходимы оценки погрешностей определения собственных частот, обобщённых масс и обобщённых коэффициентов демпфирования собственных тонов колебаний. Такие оценки можно найти в работах ряда авторов, но влияние системы упругого вивешивания на характеристики ЛА изучено, на наш взгляд, недостаточно.

На время модальных испытаний ЛА фиксируются специальными системами упругого вивешивания. Жёсткость и присоединенная масса таких систем определяются из условия, что подвеска не должна оказывать заранее оговоренного влияния на собственные тона упругих колебаний ЛА. Это влияние проявляется двояко. С одной стороны, наличие подвески приводит к росту всех собственных частот объекта. А с другой — появление тонов колебаний объекта как твердого тела с ненулевыми частотами приводит к смещениям частот фазовых резонансов ЛА, по которым определяются собственные частоты тонов упругих колебаний. Степень взаимного влияния тонов определяется параметрами $\xi = \beta_{in}^2 a_i / a_n$, $\alpha = p_n / p_i$ и зависит от уровня демпфирования колебаний ЛА. Здесь i — номер тона упругих колебаний с частотой p_i и обобщённой массой a_i ; β_{in} — вклад «подвесочного» тона при колебаниях ЛА по i -му тону. Индексом «п» отмечен «подвесочный» тон.

Результаты исследований позволяют сделать следующие выводы: если собственные частоты ЛА на подвеске не превышают 50 % от собственных частот упру-

гих колебаний и декременты колебаний ЛА не превышают 0,15, то погрешности определения собственных частот не выше 0,1 % в широком диапазоне ξ ; для определения обобщённых масс с точностью не ниже 5 % при $\varkappa \leq 0,5$ необходимо, чтобы $\xi \leq 0,6$; погрешности обобщённых коэффициентов демпфирования могут быть сколь угодно малыми в широком диапазоне параметров ξ и \varkappa , если эта оценка производится на частоте фазового резонанса.

В работах ряда авторов отмечается, что погрешности в экспериментальных данных оказывают наибольшее влияние на точность определения обобщённых масс. Это является следствием низкой точности измерений синфазной составляющей колебаний в окрестности фазового резонанса, а также смещением частоты фазового резонанса из-за взаимного влияния тонов с близкими частотами. Поэтому целесообразно построить алгоритм расчета обобщённой массы так, чтобы синфазная составляющая не оказывала прямого влияния на точность определения массы. В диссертации разработан такой алгоритм для случая, когда колебания ЛА вблизи каждой собственной частоты описываются математической моделью с одной степенью свободы.

Введем обозначения: y — амплитуда колебаний точки нормирования тона; Q — обобщённая сила возбуждения; a , c , h — обобщённая масса, жёсткость и демпфирование тона. Определим a , c , h из условия минимума отличия сил Q_k , реализуемых в эксперименте, от Q_k^* , определяющих амплитуды колебаний математической модели, равные экспериментальным на частотах ω_k , $k=1, 2, \dots, M$, $M \geq 3$:

$$\min \sum_{k=1}^M (Q_k^2 - Q_k^{*2})^2. \quad (1)$$

Условие (1) приводит к системе нелинейных уравнений, которая имеет решение:

$$a = \sqrt{(f_2 d_3 - f_3 d_2) / (f_1 d_2 - f_2 d_1)}, \quad c = -(b d_1 + d_3) / d_2 a, \quad (2)$$

$$h = \left[\left(\sum_{k=1}^M Q_k^2 y_k^2 - c^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 - a^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^4 + 2ac \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^2 \right) / \sum_{k=1}^M y_k^4 \right]^{1/2},$$

$$f_1 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_j^4 (\omega_j^4 - \omega_i^4), \quad d_1 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_i^4 (\omega_i^4 - \omega_j^4), \quad f_2 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_j^4 (\omega_j^2 - \omega_i^2),$$

$$d_2 = 2 \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_i^2 (\omega_j^2 - \omega_i^2), \quad f_3 = \sum_{i,j=1}^M y_i^2 y_j^2 \omega_i^4 (y_i^2 Q_j^2 - y_j^2 Q_i^2), \quad d_3 = \sum_{i,j=1}^M y_i^2 y_j^2 \omega_i^2 (y_i^2 Q_j^2 - y_j^2 Q_i^2).$$

Оценки погрешности определения обобщённой массы ε_a при наличии случайных ошибок измерений амплитуд колебаний ε_y показали, что обобщённую массу можно вычислить с достаточной точностью даже при высоком декременте колебаний и больших погрешностях измерения перемещений. Так при $\varepsilon_y = 10\%$ и $M \geq 20$

величина $\varepsilon_a \leq 2,5 \%$. Кроме того, расчет модальных параметров по формулам (2) обладает низкой чувствительностью к взаимному влиянию тонов, если различия их собственных частот превышают $\pm 8 \%$. В таблице 1 приведены погрешности оценок собственных частот колебаний для ряда изделий через обобщенные характеристики, рассчитанные по (2), по сравнению с частотами фазовых резонансов. Номера тонов в таблице являются условными, ЭНА —

Таблица 1. Погрешности оценок собственных частот колебаний

Условный № тона	Погрешности частот $\Delta p, \%$			
	ДПМ Ту-334	Су-30	Як-152	ЭНА
1	0,06	0,41	0,9	0,08
2	0,05	0,27	0,5	0,08
3	0,26	0,11	0,57	0,19
4	0,04	0,22	0,03	0,00
5	0,24	0,42	0,59	-
6	-	0,80	0,80	-

электронасосный агрегат космического аппарата. Как следует из представленных результатов, обобщенные массы и жесткости построенных линейных осцилляторов искажают соответствующие собственные частоты не более чем на 1 %.

Третья глава посвящена разработке идентификационных признаков люфтов в системах управления самолетом, зазоров в местах стыковки агрегатов и повышенных нагрузок монтажа отклоняемых поверхностей.

Известны методы контроля люфтов в проводках управления самолётом по фигурам Лиссажу и повышенных нагрузок в опорах отклоняемых поверхностей по фазовым портретам колебаний. Для обнаружения люфтов в узлы проводки управления устанавливаются акселерометры, по сигналам которых строятся фигуры Лиссажу: вертикальная развертка пропорциональна сигналу датчика ускорений « n », а горизонтальная — сигналу генератора U , направляемого на электродинамический силовозбудитель. Эта фигура на резонансе линейной системы является эллипсом. На рисунке 1 показаны фигуры Лиссажу до и после появления люфта в дефектном узле.

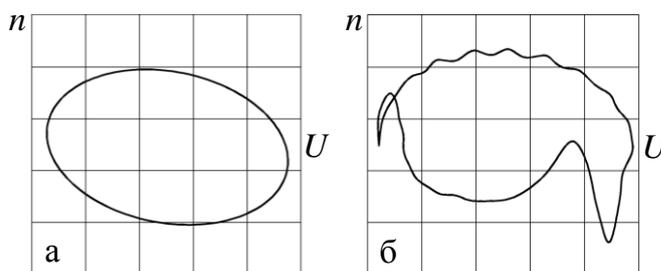


Рисунок 1 — Фигура Лиссажу до (а) и после появления люфта (б)

Повышенные нагрузки в опорах отклоняемых поверхностей являются результатом их несоосной установки. Возникающие в опорах силы трения приводят к искажениям фазовых портретов колебаний поверхности, регистрируемых акселерометрами вблизи опор. На рисунке 2

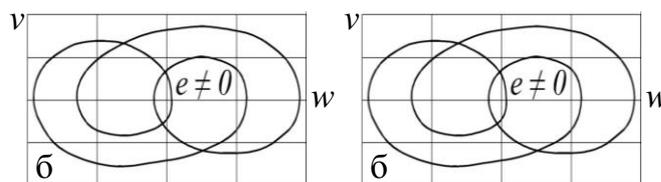


Рисунок 2 — Фазовые портреты

показаны фазовые портреты линейной системы ($e=0$) и системы с трением ($e \neq 0$). Здесь w, v – перемещение и скорость колебаний; e – смещение опоры.

В задачи диссертационной работы входила разработка единого идентификационного признака для люфтов и сухого трения. Рассмотрены три вида портретов колебаний. Во всех случаях вертикальная развертка производилась пропорционально сигналу датчика ускорения n , а горизонтальная — пропорционально первой гармонике ускорения в контрольной точке отклоняемой поверхности (портрет № 1); первой гармонике скорости в контрольной точке (портрет № 2); первой гармонике ускорения в сигнале каждого датчика n_1 , сдвинутой по фазе на $\pi/2$ (портрет № 3). Исследования показали, что по искажениям портрета колебаний № 3 можно выявить дефектный узел в проводке управления (рисунок 3) и оценить величину люфта, установить наличие сухого трения в опорах и идентифицировать смещенную опору (рисунок 4).

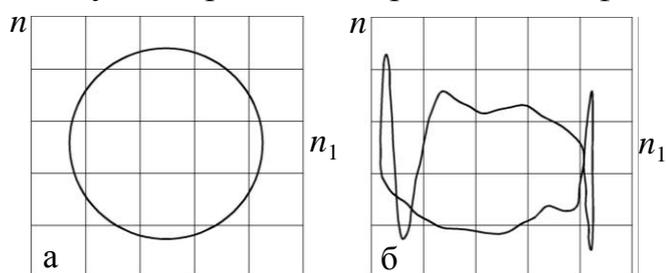


Рисунок 3 — Портрет колебаний № 3 до (а) и после появления люфта (б)

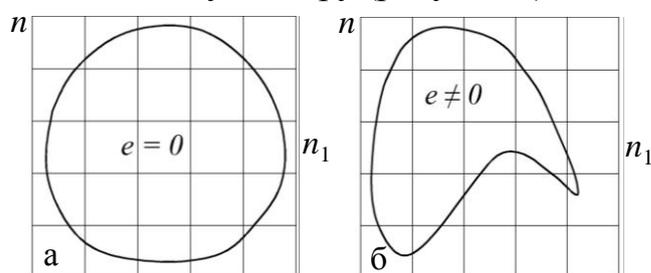


Рисунок 4 — Портрет колебаний № 3 системы с сухим трением

Портрет колебаний был использован в разработке способа контроля люфтов в протяжённых (безбустерных) проводках управления самолётом. Особенностью такой проводки является то, что искажения портретов растут с удалением узлов проводки от органа управления не только из-за наличия люфтов и допустимых зазоров, но и из-за сухого трения в подвижных соединениях проводки управления. Это затрудняет идентификацию люфтов, если они находятся в удаленных узлах. В настоящей работе предложен способ улучшения локализации люфтов, заключающийся в установке на ручке управления дополнительной массы такой величины, чтобы обобщённые массы органа управления и ручки были одинаковыми. Кроме того, возбуждение колебаний системы управления должно производиться как с отклоняемой поверхности, так и с ручки управления. Таким способом был обнаружен люфт в соединении ручки управления с проводкой управления в задней кабине учебного самолёта. На рисун-

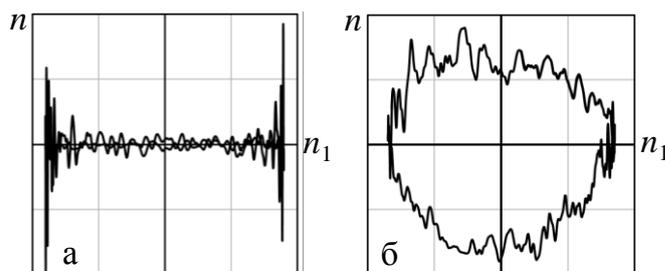


Рисунок 5 — Портреты колебаний в системе управления учебного самолёта

ке 5а показан портрет колебаний дефектного узла. Портрет колебаний руля высоты представлен на рисунке 5б.

По искажениям портрета колебаний можно обнаружить также зазоры в местах стыковки агрегатов. На рисунке 6 показаны портреты колебаний переднего горизонтального оперения (ПГО) самолёта. Инструментальный контроль показал наличие повышенного зазора в сопряжении полуоси правого ПГО и корневого подшипника. Рисунок 7а иллюстрирует наличие зазора в коническом корневом подшипнике левой половины управляемого стабилизатора. Рисунок 7б — портрет колебаний правой половины стабилизатора. Следующий пример: обнаружены свободные перемещения задней кромки створки ниши передней стойки шасси самолёта. Причиной этих перемещений, амплитуда которых составляла 5мм, стал повышенный зазор в механизме закрытия створки. Портрет колебаний узла с дефектом изображён на рисунке 8.

В четвертой главе изучается возможность обнаружения трещин в элементах планера самолёта по нелинейным искажениям портретов колебаний. Предлагается следующий порядок диагностики: на конструкцию устанавливаются акселерометры со сгущениями в наиболее нагруженных зонах; реализуется режим установившихся вынужденных колебаний; отклик конструкции представляется в виде портретов колебаний; искажения портретов тем сильнее, чем больше трещина и ближе к ней расположены акселерометры. Это позволяет как локализовать дефекты, так и зафиксировать их развитие.

Поскольку появление трещины сопровождается периодическими соударениями «берегов» и сухим трением в вершине, для их идентификации использовался портрет колебаний № 3. Для численной оценки искажений портретов из сигнала акселерометра вычиталась первая гармоника, в остатке определялся абсолютный максимум за период. Величина этого максимума нормировалась и обозначалась как параметр ξ .

Методика диагностики трещин была опробована на подкрепленной панели фюзеляжа самолёта. Габаритные размеры панели 2285×975 мм. Внешний вид панели,

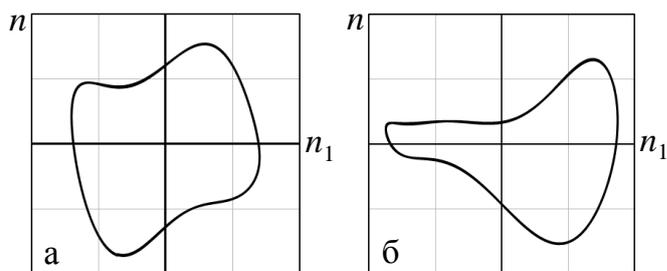


Рисунок 6 — Портреты колебаний левого (а) и правого (б) ПГО

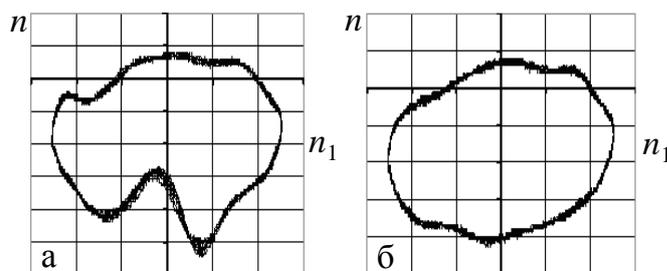


Рисунок 7 — Портреты колебаний управляемого стабилизатора

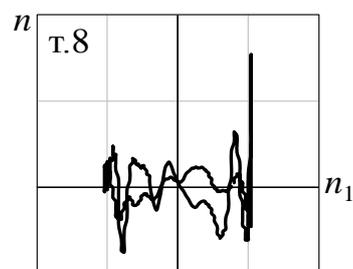


Рисунок 8 — Портрет колебаний узла с зазором

нумерация стрингеров и схема расположения акселерометров показаны на рисунке 9. Распределения параметров ξ по поверхности панели изображалась с помощью цветовой градиентной шкалы. Кроме того, отслеживались изменения собственных частот первых четырех тонов упругих колебаний панели.

Сначала зарегистрированы искажения портретов колебаний для исходного состояния панели и построено поле распределения параметра ξ (рисунок 10). Затем в центре панели высверлена заклёпка и сделан концентратор напряжений в виде узкого надреза. Как следует из рисунка 11, отверстие с надрезом (отмечено двойной стрелкой) хорошо проявляется в искажениях портретов колебаний панели.

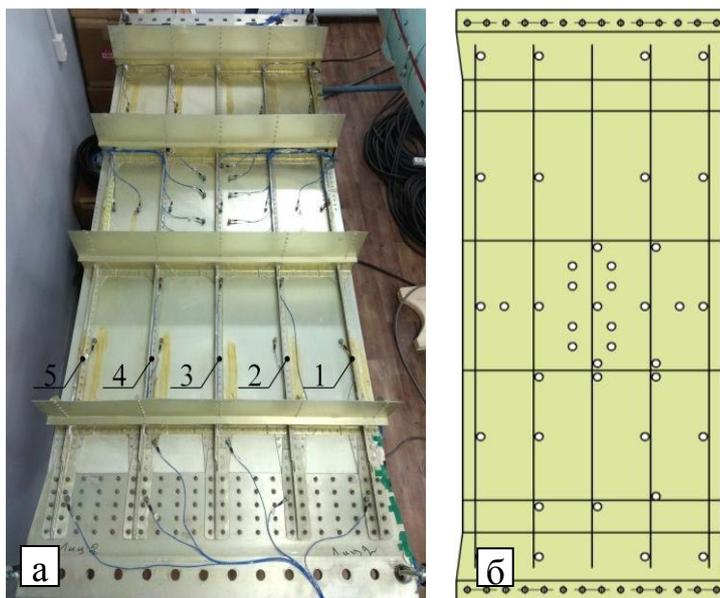


Рисунок 9 — Внешний вид панели (а) и схема расположения акселерометров (б)

Как следует из рисунка 11, отверстие с надрезом (отмечено двойной стрелкой) хорошо проявляется в искажениях портретов колебаний панели.

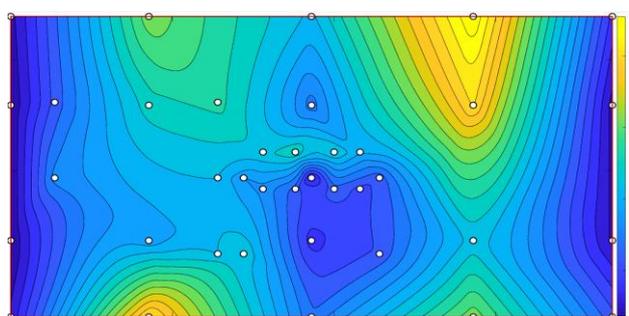


Рисунок 10 – Исходное состояние панели

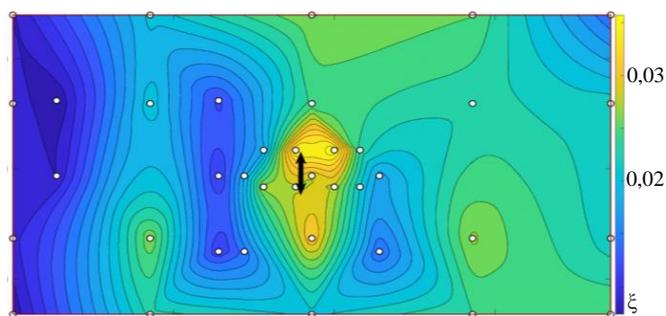


Рисунок 11 – Панель с концентратором напряжений

На рисунке 12 показаны распределения ξ при появлении трещин в стрингерах 1 и 5. На рисунке 13 — трещина в стрингере 5 отремонтирована накладками, но появилась трещина в стрингере 2. Стрелками отмечены положения трещин.

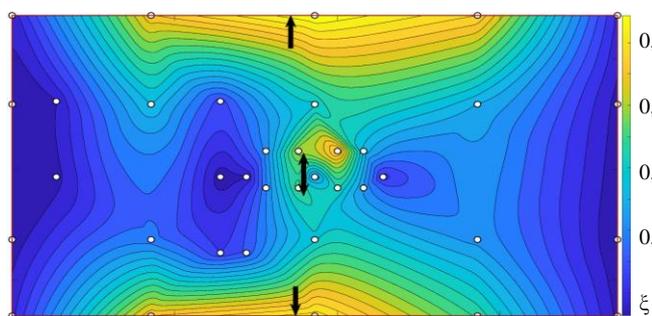


Рисунок 12 – Трещины в стрингерах 1 и 5

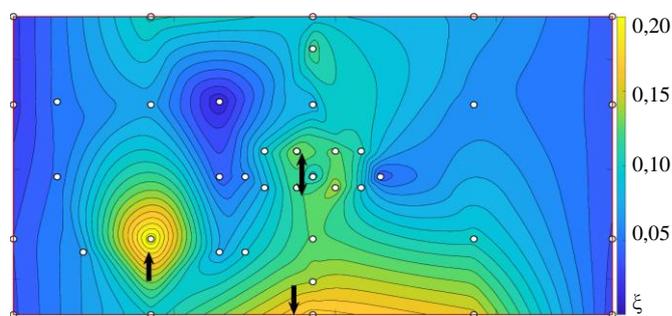


Рисунок 13 – Трещины в стрингерах 1 и 2

В таблице 2 представлены максимальные значения параметра ξ для различных состояний панели, из которых следует, что искажения портретов колебаний могут со-

ставлять тысячи процентов. Отметим, что в эксперименте отслеживались также изменения собственных частот четырех низших тонов упругих колебаний панели: при полном разрушении струнгеров 1 и 5 частота первого тона снизилась на 3,75%. Для других состояний панели изменения всех собственных частот были сопоставимы с погрешностями их определения.

Таблица 2 Максимальные искажения портретов колебаний

Состояние панели	ξ	$\Delta\xi, \%$
исходное	0,03	-
панель с концентратором напряжений	0,04	205
трещины в струнгерах 1 и 5	0,57	1979
ремонтные накладки на струнгере 5	0,15	512
трещина в стенке струнгера 2	0,26	920
трещина в полке струнгера 2, $L = 5$ мм.	0,30	1029
трещина в полке струнгера 2, $L = 10$ мм.	0,35	1206
трещина в полке струнгера 2, $L = 15$ мм.	0,51	1791
трещина в полке струнгера 2, $L = 15$ мм. с боковым ответвлением	0,60	2099

В результате экспериментальных исследований было установлено, что способ нормирования параметра, оценивающего искажения портретов колебаний, имеет важное значение для достоверности идентификации дефектов. Некорректное нормирование может привести к ошибочному результату. Показано, что с ростом амплитуды вибраций панели достоверность обнаружения трещин возрастает. Установлено, что электрические помехи в системах возбуждения и измерения колебаний не снижают достоверность идентификации дефектов, если амплитуды этих помех не превышают 20 % амплитуды сигнала управляющего генератора.

В диссертации разработан способ математической обработки распределений параметра искажений портретов колебаний, позволяющий исключить из анализа исходное состояние объекта испытаний, отследить динамику изменений его состояния и зафиксировать развитие каждого дефекта в отдельности. На рисунке 14 представлен результат исключения исходного состояния панели. Рисунок 15 иллюстрирует исключение предшествующего состояния. Кроме того, можно исключить из рассмотрения сигналы отдельных датчиков. Например, датчиков вблизи точек крепления, которые могут вносить нелинейности в колебания объекта контроля.

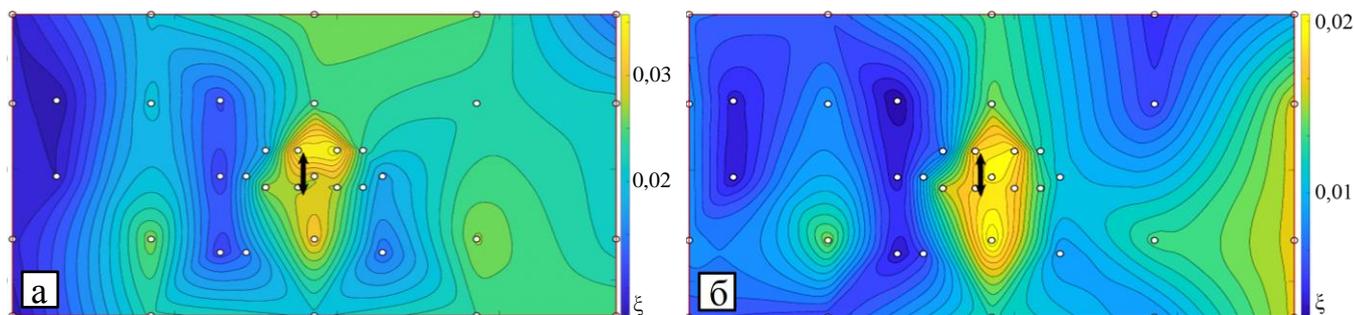


Рисунок 14 – Надрез в центральной части (а), исключено исходное состояние (б)

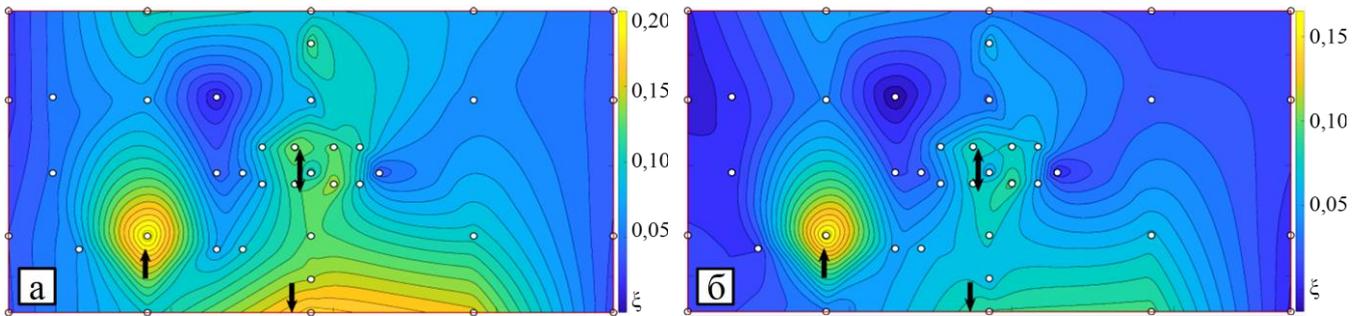


Рисунок 15 – Панель с трещинами в стрингерах 1 и 2 (а), исключено состояние, предшествующее появлению трещины в стрингере 2 (б)

На рисунках 16 и 17 представлен результат обнаружения трещин в нервюрах крыла в процессе их вибропрочностных испытаний.

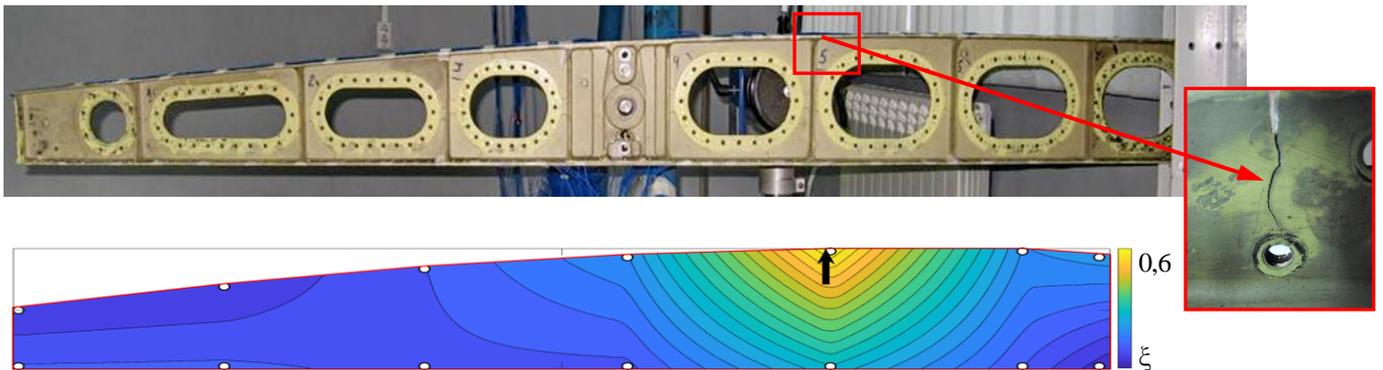


Рисунок 16 – Нервюра крыла самолёта Су-27

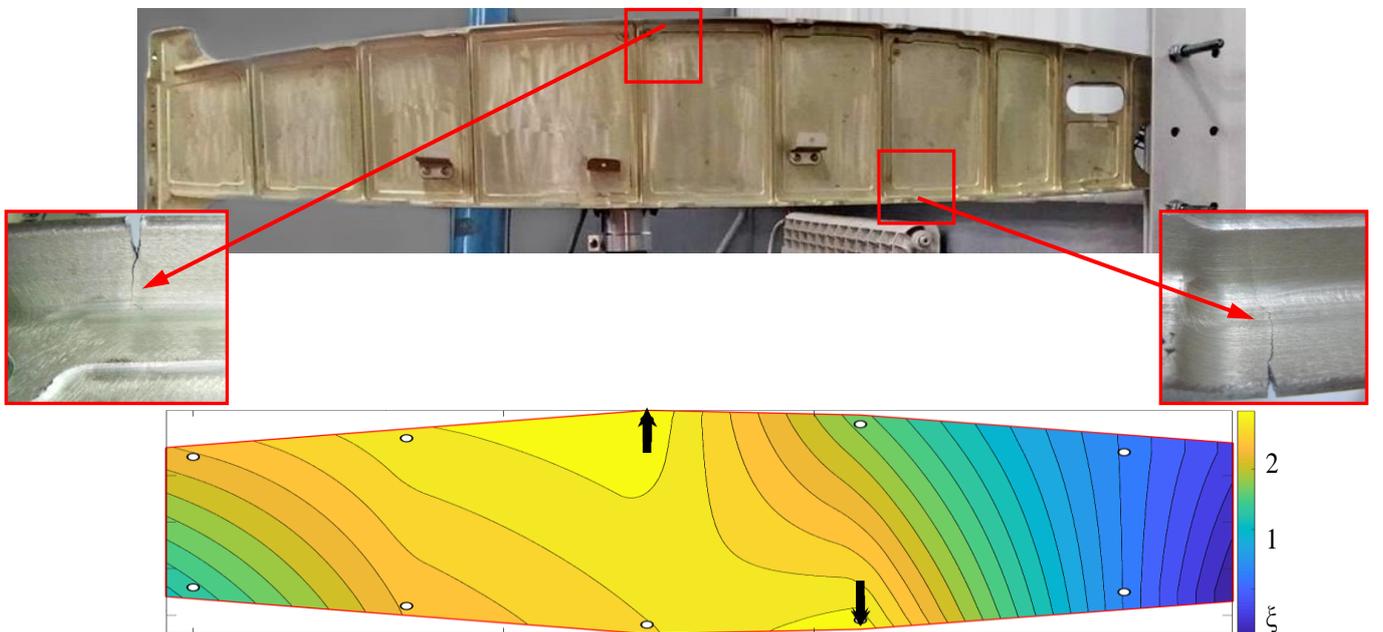


Рисунок 17 – Нервюра крыла самолёта RRJ-95

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты исследований позволили сделать следующие выводы:

1. Источником информации о наличии дефектов в конструкции ЛА могут являться результаты модальных испытаний. Отклонения характеристик собственных тонов колебаний от заложенных в ЛА при их проектировании являются, как прави-

ло, следствием появления в конструкции производственно-технологических или эксплуатационных дефектов.

2. Для выявления отклонений модальных параметров ЛА, вызванных появлением дефектов, проведены исследования достоверности определения собственных частот, обобщенных масс и демпфирования при наличии случайных ошибок измерений колебаний, тонов с близкими частотами и влиянии системы упругого вывешивания ЛА. Разработан способ определения характеристик собственных тонов колебаний, обладающий низкой чувствительностью к погрешностям эксперимента.

3. Установлено, что идентификационным признаком люфтов в подвижных соединениях проводки управления самолётом, зазоров в местах стыковки агрегатов и повышенных нагрузок монтажа отклоняемых поверхностей могут являться нелинейные искажения портретов вынужденных колебаний объекта испытаний. Для построения портретов вертикальная развертка производится пропорционально сигналу каждого акселерометра, установленного на объекте испытаний, а горизонтальная – пропорционально первой гармонике этого сигнала, сдвинутой по фазе на $\pi/2$.

4. Идентификационный признак был использован при разработке способа контроля люфтов в протяженных проводках управления, эффективность которого подтверждена в модальных испытаниях учебного самолёта. По искажениям портретов колебаний были обнаружены зазоры в подшипниках управляемого стабилизатора и переднего горизонтального оперения многоцелевого самолёта.

5. Показано, что по нелинейным искажениям портретов колебаний можно зафиксировать появление трещин в элементах планера самолёта и определить их местоположения. Для численной оценки искажений из сигнала акселерометра вычитается его первая гармоника, в остатке определяется абсолютный максимум искажений за период. Величина этого максимума принимается в качестве параметра искажений портретов колебаний и является идентификационным признаком дефекта. Для выявления трещин строится распределение параметра искажений портретов колебаний по поверхности объекта контроля.

6. По результатам диагностирования трещин в панели фюзеляжа самолёта установлено, что способ нормирования параметра искажений портретов колебаний имеет важное значение для достоверности идентификации дефектов. Показано, что с ростом амплитуды вибраций панели достоверность идентификации дефектов повышается. Отмечено, что электрические помехи в системах возбуждения и измерения колебаний не снижают достоверность идентификации дефектов, если амплитуды этих помех не превышают 20% амплитуды сигнала управляющего генератора.

7. Разработан способ математической обработки распределений параметра искажений портретов колебаний, позволяющий исключить из анализа исходное состояние объекта испытаний, отследить динамику изменений его состояния и зафиксировать развитие каждого дефекта в отдельности. Приведены примеры диагностики дефектов в нервюрах крыла самолёта.

Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы

Дальнейшая разработка темы должна быть направлена на расширение видов дефектов, обнаруживаемых по искажениям портретов вынужденных колебаний объектов контроля. К ним относятся, например, непроклеи и расслоения в конструкциях из композиционных материалов.

Список основных работ, опубликованных автором по теме диссертации

В изданиях, рекомендованных ВАК РФ, в том числе, входящих в международные реферативные базы данных

1. Идентификация дефектов летательных аппаратов по параметрам вибраций в процессе эксплуатации [Текст] / В.А. Бернс, Е.А. Лысенко, Д.А. Маринин, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. — 2015. — № 2 (27). — С. 24–42.

2. Влияние системы упругого вывешивания на точность результатов модальных испытаний летательных аппаратов [Текст] / В.А. Бернс, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин // Вестник СГАУ. — 2016. — Т. 15, № 1. — С. 18–27.

3. Бернс, В.А. Идентификация диссипативных свойств конструкций по результатам экспериментального модального анализа [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. — 2016. — №4. — С. 4–23.

4. Опыт контроля дефектов летательных аппаратов по параметрам вибраций [Текст] / В.А. Бернс, Е.А. Лысенко, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков // Известия Самарского научного центра РАН. — 2016. — Том 18, №4. — С. 86–96.

5. Диагностирование трещин в металлических панелях по нелинейным искажениям портретов колебаний [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, Е.А. Лысенко // Обработка металлов (технология, оборудование, инструменты). — 2018. — Т. 20, № 2. — С. 6–17.

6. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов на основе монофазных колебаний [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин, В.В. Маленкова // Известия Самарского научного центра РАН. — 2018. — Т. 20, № 4. — С. 43–54.

Монография

7. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов : учебник [Текст] / В.А. Бернс, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков, В.Н. Лушин, Д.А. Маринин. — Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. — 160 с.

Патенты

8. Пат. 2658125 Российская Федерация, МПК G01M7/00. Способ определения параметров собственных тонов колебаний конструкций в резонансных испытаниях [Текст] / Бернс В.А., Жуков Е.П., Маленкова В.В. — № 2017119498 ; заявл. 02.06.17 ; опубл. 19.06.18, Бюл. № 17.

9. Пат. 2659193 Российская Федерация, МПК G01M7/00. Способ вибрационной диагностики процессов разрушения конструкций [Текст] / Бернс В.А., Жуков Е.П., Маленкова В.В. — № 2017116768 ; заявл. 12.05.17 ; опубл. 28.06.18, Бюл. № 19.

В прочих изданиях

10. Разработка расчетно-экспериментального метода модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций [Текст] / В.А. Бернс, В.Е. Левин, Д.А. Красноруцкий, Д.А. Маринин, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, П.А. Лакиза // Косм. аппараты и технологии. — 2018. — Т. 2, № 3. — С. 125–133.

11. Контроль люфтов и сухого трения в проводках управления самолётов в процессе эксплуатации [Текст] / В.А. Бернс, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин // «Наука Промышленность Оборона». Труды XVI Всероссийской научно-технической конференции. — Новосибирск: НГТУ, 2015. — С. 109–113.

12. Бернс, В.А. Построение матрицы демпфирования конструкции по результатам испытаний [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин // Решетнёвские чтения. Матер. XIX Междунар. научн.-практ. конф. — Красноярск, 2015. — С. 71–72.

13. Опыт контроля дефектов летательных аппаратов по параметрам вибраций [Текст] / В.А. Бернс, Е.А. Лысенко, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков // Динамика и виброакустика машин. Материалы третьей международной научно-технической конференции. — Самара: Самарский университет, 2016. — С. 15–16.

14. Методология расчётно-экспериментального модального анализа крупногабаритных трансформируемых конструкций [Текст] / В.А. Бернс, В.Н. Лушин, Д.А. Маринин, Е.П. Жуков // Решетнёвские чтения. Материалы XX Юбилейной Международной научно-практической конференции. — Красноярск, 2016. — С. 84–85.

15. Определение параметров собственных тонов колебаний по амплитудно-частотным характеристикам конструкций [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, В.В. Ма-

ленкова, Д.А. Маринин // «Наука Промышленность Оборона». Тр. XVIII Всерос. научн.-техн. конф. — Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. — Том 1. — С. 81–85.

16. Выявление трещин в металлических панелях планера летательного аппарата по параметрам вибраций [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, М.А. Билык // «Наука Промышленность Оборона». Тр. XVIII Всероссийской научно-технической конф. — Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. — Том 1. — С. 86–89.

17. Жуков, Е.П. Выявление трещин в элементах планера летательного аппарата по параметрам вибраций [Текст] / Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, В.А. Бернс // «XIV Королёвские чтения». Сборник трудов. — Самара : Изд-во Самарского университета, 2017. — Том 1. — С. 93–94.

18. Способ идентификации параметров собственных тонов колебаний по результатам модальных испытаний [Текст] / Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, Д.А. Маринин, В.А. Бернс // «XIV Королёвские чтения». Сборник трудов. — Самара : Изд-во Самарского университета, 2017. — Том 1. — С. 94–95.

19. Метод экспериментального определения параметров собственных тонов колебаний конструкций [Электронный ресурс] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин, В.В. Маленкова // «Решетнёвские чтения». Материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. — Красноярск, 2017. — Ч. 1. — С. 87–88. — Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialykonferentsii>.

20. Диагностика процессов разрушения элементов конструкций летательных аппаратов [Электронный ресурс] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Е.А. Лысенко, В.В. Маленкова, П.А. Лакиза // «Решетнёвские чтения». Материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. — Красноярск, 2017. — Ч. 1. — С. 84–86. — Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialykonferentsii>.

21. Контроль дефектов конструкций летательных аппаратов по портретам вынужденных колебаний [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, П.А. Лакиза, В.В. Маленкова // Материалы XXIV Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова. — М. : ООО «ТРП», 2018. — Т. 1. — С. 45–47.

22. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов с использованием свойств монофазных колебаний [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, Д.А. Маринин // Материалы XXIV Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова. — М. : ООО «ТРП», 2018. — Т. 1. — С. 47–49.

23. Исследования способа выявления трещин по портретам вынужденных колебаний [Электронный ресурс] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Е.А. Лысенко, В.В. Маленкова, П.А. Лакиза // «Решетнёвские чтения». Материалы XXII Междунар. науч.-практ. конф. — Красноярск, 2018. — Ч. 1. — С. 82–83. — Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialykonferentsii>.

24. Модальный анализ макета антенны космического аппарата по результатам испытаний его составных частей [Электронный ресурс] / В.А. Бернс, В.Е. Левин, Д.А. Красноруцкий, Е.П. Жуков, П.А. Лакиза // «Решетнёвские чтения». Материалы XXII Междунар. науч.-практ. конф. — Красноярск, 2018. — Ч. 1. — С. 84–85. — Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialykonferentsii>.

Отпечатано в типографии Новосибирского
государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20,
Тел./факс: (383)346-31-87
формат 60x84 1/16, объем 1,25 п.л., тираж 100 экз.
заказ № 349 подписано в печать 24.01.2019 г.