

УДК: 629.7.018.4:620.178.3

**ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДЕФЕКТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ  
ПО ПАРАМЕТРАМ ВИБРАЦИЙ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ****В.А. Бернс<sup>1</sup>, Е.А. Лысенко<sup>2</sup>, Д.А. Маринин<sup>2</sup>, А.В. Долгополов<sup>3</sup>, Е.П. Жуков<sup>4</sup>**<sup>1</sup>*Новосибирский государственный технический университет*<sup>2</sup>*ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева*<sup>3</sup>*Центральный аэрогидродинамический институт**им. профессора Н.Е. Жуковского*<sup>4</sup>*Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина*

В статье рассмотрена задача идентификации эксплуатационных дефектов планера и систем летательного аппарата, которые выявляются по параметрам вибраций. К таким дефектам относятся, например, нарушение целостности конструкции, ослабление креплений и зазоры в местах стыковки агрегатов, люфты в механических системах передачи усилий или перемещений, повышенное сухое трение в опорах отклоняемых поверхностей, резонансные режимы колебаний элементов планера и систем. Известные методы вибрационной дефектоскопии конструкций основаны в основном на том, что следствием возникновения повреждений являются изменения частот, форм и демпфирования собственных колебаний механических систем. Для реализации методов строится линейная расчетная модель исходной системы, а местоположения и величины возникающих повреждений определяются по изменениям динамических характеристик неповрежденной конструкции. Контроль этих изменений производится, как правило, по результатам вибрационных испытаний объектов контроля в наземных условиях. Проведенные в настоящей работе исследования влияния дефектов на динамические характеристики летательного аппарата позволили определить идентификационные признаки типовых дефектов для контроля их в процессе эксплуатации. Так идентификационными признаками трещин и разрушений в конструкциях, ослабления креплений и наличия зазоров в местах стыковки агрегатов, возникновения резонансных режимов колебаний элементов конструкций являются амплитудно-частотные характеристики и спектральные плотности мощности случайной вибрации, зафиксированные датчиками ускорений. Для идентификации люфтов в проводках управления и сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей предложено использовать искажения портретов вынужденных колебаний. Установлены режимы полета, в которых возможна идентификация дефектов в процессе эксплуатации.

*Ключевые слова:* летательный аппарат, нарушение целостности конструкции, люфты, зазоры, сухое трение, идентификационные признаки, мониторинг дефектов.

DOI: 10.17212/1727-2769-2015-2-24-42

**Введение**

Идентификация дефектов планера и систем летательных аппаратов (ЛА) может осуществляться по изменениям параметров вибрационного отклика конструкций на внешнее воздействие. Контроль производится либо на уровне качественной, либо на уровне количественной оценки одного или нескольких дефектов. Важно отметить принципиальное отличие контроля дефектов конструкций по результатам вибрационных испытаний от этого контроля по параметрам вибраций в процессе эксплуатации (мониторинг технического состояния). В наземных испытаниях виды и уровни внешнего воздействия на объект контроля известны и задаются исследователем, тогда как эксплуатационные вибрационные нагрузки оцениваются, как правило, по вибрационному отклику объекта. Это зачастую позволяет производить качественный контроль дефектов, а для количественных

оценок необходимо привлекать дополнительную информацию, получаемую в результате лабораторных экспериментальных исследований.

Методы оценки технического состояния конструкций по параметрам вибраций нашли широкое распространение в машиностроении. На их основе созданы различные контрольные приборы и стенды для диагностирования, в основном машин и механизмов, имеющих вращающиеся части, различного типа подшипников, соединительных муфт и механических передач.

В вибродефектоскопии конструкций для контроля появляющихся в процессе эксплуатации повреждений применяются в основном методы модальной идентификации динамических систем [4]. Выявление трещин и разрушений основано на том, что такие повреждения вносят изменения в характеристики жесткости (а значит, и в частоты и формы собственных колебаний) и демпфирования механических систем. Для реализации методов строится линейная расчетная математическая модель исходной системы, а местоположения и величины возникающих повреждений определяются по изменениям динамических характеристик неповрежденной конструкции. Так, например, в работах [3], [6], [8], [9–11], [13], [15–19] о появлении трещин и разрушений в конструкции судят по изменению ее собственных частот, форм и декрементов колебаний. В статье [14] изложен метод обнаружения местных повреждений композитных конструкций по изменению собственных частот и параметров затухания, соответствующих различным формам колебаний. Авторами работы [12] на примере лопаток турбин исследовано влияние повреждений на собственные частоты, формы колебаний лопаток и распределение в них вибрационных напряжений.

Большинство дефектов конструкторского или технологического происхождения является причиной нелинейного поведения динамических систем. Поэтому для их обнаружения применяются нелинейные математические модели конструкций. В работе [1] такой подход использован для контроля люфтов в подвижных соединениях механических систем передачи усилий или перемещений, а в [2] – для оценки величин сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей.

Подобной контролю люфтов является задача обнаружения зазоров в местах стыковки агрегатов конструкции ЛА. Такой дефект проявляется в изменении амплитудно-частотной характеристики объекта в процессе эксплуатации [7].

К конструкторским, технологическим или конструкторско-технологическим дефектам относятся различные резонансные режимы колебаний элементов планера ЛА и его систем, которые устраняются конструктивными доработками ЛА [5].

Таким образом, по параметрам вибраций возможно выявление следующих типовых дефектов конструкции ЛА:

- нарушение целостности (трещины, расслоения и т.д.);
- ослабление креплений агрегатов;
- люфты в механических системах передачи усилий или перемещений;
- зазоры в местах стыковки агрегатов;
- повышенное сухое трение в опорах отклоняемых поверхностей;
- резонансные режимы колебаний элементов планера ЛА и его систем.

Важно отметить, что известные методы вибродефектоскопии предполагают, как правило, проведение вибрационных испытаний объектов контроля в наземных условиях.

### **1. Идентификационные признаки типовых дефектов**

В настоящем разделе работы описаны результаты исследований динамических характеристик ЛА, в конструкции которого возможны перечисленные выше дефекты. Целью исследований является установление связи между изменениями

динамических свойств объекта контроля и параметрами дефектов для обоснования методики их идентификации.

*Нарушение целостности конструкции и креплений агрегатов*

Будем полагать, что в конструкции ЛА в местах, подлежащих контролю, установлены датчики ускорений. Такими местами могут быть, например, особо ответственные элементы и агрегаты, а также отдельные, наиболее нагруженные зоны планера. Контролю подлежат целостность конструкции и качество крепления агрегатов. Известные методы вибродефектоскопии для идентификации дефектов используют, как правило, изменения характеристик собственных тонов колебаний ЛА. Причем связь между параметрами дефектов и величинами изменений собственных частот, форм и декрементов колебаний устанавливается принятой математической моделью исследуемой конструкции, а характеристики собственных тонов определяются экспериментально. Такой подход требует прецизионных модальных испытаний, и по ряду причин его использование для мониторинга дефектов сопряжено с большими трудностями.

В настоящей работе предлагается способ качественного контроля целостности конструкции и крепления агрегатов по таким параметрам вибраций, как амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) гармонической и спектральная плотность мощности (СПМ) случайной вибрации ЛА. При этом для количественной оценки величин дефектов для каждого объекта контроля необходимы дополнительные лабораторные исследования. Примеры АЧХ и СПМ представлены на рис. 1, 2. Здесь  $n$  – перегрузка, зафиксированная некоторым акселерометром в некотором диапазоне частот колебаний  $f$  (Гц);  $S$  ( $g^2/Гц$ ) – СПМ случайной вибрации;  $g$  – ускорение свободного падения.

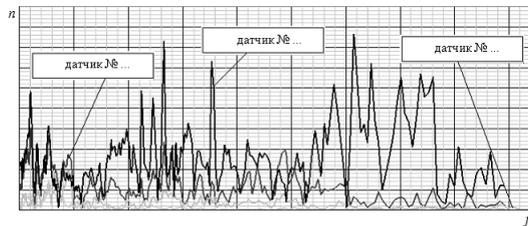


Рис. 1 – Амплитудно-частотная характеристика

Fig. 1 – Frequency response function

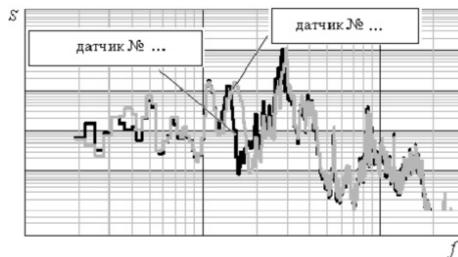


Рис. 2 – Спектральная плотность мощности – широкополосной случайной вибрации

Fig. 2 – The power spectral density of broad – band random vibration

Выбор АЧХ и СПМ случайной вибрации в качестве идентификационных признаков дефектов основан на том, что эксплуатационные вибрации в различных зонах ЛА могут быть как гармоническими (полигармоническими), так и случайными. Это зависит как от режима полета, так и от расположения зон в конструкции ЛА. Отметим, что использование в качестве идентификационных признаков модального анализа не всегда целесообразно. Во-первых, погрешности определения собственных частот колебаний могут значительно превышать их изменения из-за появления эксплуатационных дефектов. Это объясняется тем, что идентификация дефектов зачастую производится в области частот высоких собственных тонов колебаний, где точность модального анализа может оказаться невысокой. Во-вторых, погрешности в собственных формах колебаний, используемых для выявления местоположений дефектов, обычно на порядок выше погрешностей в собственных частотах. Кроме того, для определения собственных форм (особенно высоких тонов) требуется значительное количество датчиков вибраций.

Далее проиллюстрируем на конкретных примерах возможность использования АЧХ и СПМ случайной вибрации в качестве идентификационных признаков целостности конструкции и качества крепления агрегатов ЛА.

Для определения места в конструкции ЛА, в котором возник дефект, воспользуемся результатами измерений АЧХ и СПМ всеми датчиками вибраций в процессе эксплуатации объекта контроля. Появление отклонений в этих характеристиках, фиксируемых конкретными датчиками с известными координатами положения, укажет на места повреждения конструкции (рис. 3, 4).

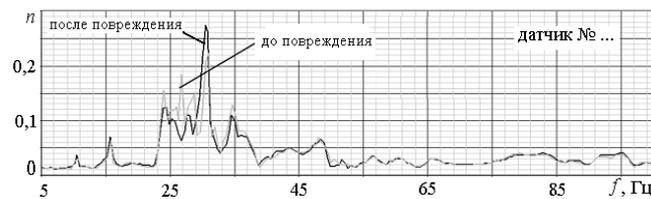


Рис. 3 – Определение места возникновения дефекта по АЧХ  
Fig. 3 – Detection of the defect emergence location by AFC



Рис. 4 – Определение места возникновения дефекта по СПМ  
Fig. 4 – Detection of the defect emergence location by PSD

По характеру изменений АЧХ и СПМ можно сделать предварительное заключение о виде дефекта, возникшего в процессе эксплуатации ЛА (окончательное заключение – после визуального осмотра). Так, снижение частоты амплитудного резонанса и резкое падение амплитуды вибраций свидетельствуют о нарушении целостности конструкции – появление, например, трещины уменьшает жесткость и значительно повышает демпфирование колебаний. На рис. 5 показано проявление

ние такого дефекта, как разрушение сотовой панели, являющейся основанием для крепления агрегата. Обозначения на рис. 5–8: а) вид дефекта; б) идентификационный признак дефекта.

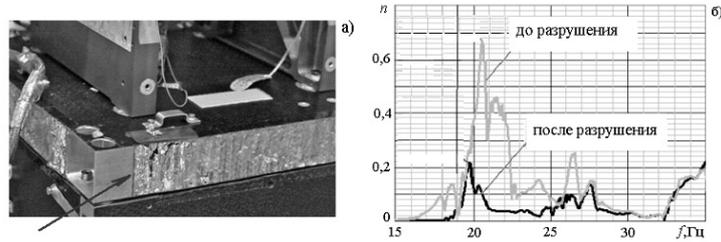


Рис. 5. Разрушение сотовой панели

Fig. 5. Honeycomb panel destruction

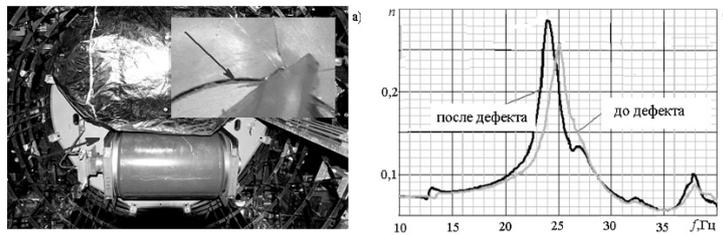


Рис. 6 – Ослабление крепления агрегата (АЧХ)

Fig. 6 – Loosening of the unit attachment (AFC)

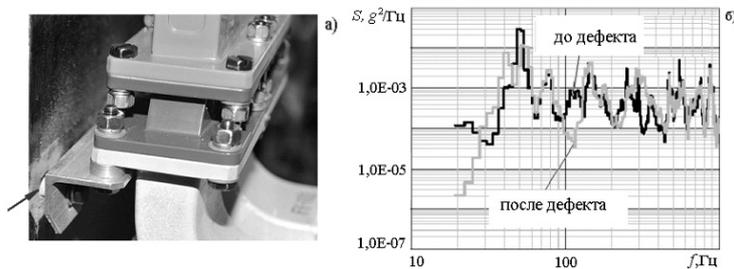


Рис. 7 – Ослабление крепления агрегата (СПМ)

Fig. 7 – Loosening of the unit attachment (PSD)

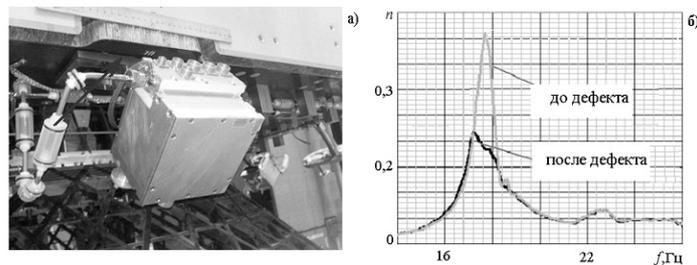


Рис. 8. Зазор в стыковке агрегатов

Fig. 8. A backlash in the unit interfacing point

Другой характер имеют изменения АЧХ и СПМ при ослаблении креплений агрегатов: снижение частоты амплитудного резонанса происходит почти без изменения резонансной амплитуды колебаний (рис. 6, 7). Рис. 8 иллюстрирует изменение АЧХ при появлении зазора в стыковке агрегата с планером ЛА. Эта АЧХ зафиксирована акселерометром, установленным на агрегате. Из представленного примера видно, что для такого дефекта при небольшом снижении частоты амплитудного резонанса происходит двукратное снижение амплитуды резонансных колебаний агрегата.

*Люфты в механических системах передачи усилий или перемещений*

В работе [1] на примере механической проводки органа управления самолетом, представляющей собой систему последовательно соединенных между собой тяг и качалок, показано, что контроль люфтов в подвижных соединениях возможен по результатам резонансных испытаний. В этих испытаниях при возбуждении колебаний рулей предложено фиксировать перегрузки всех элементов проводки в местах их соединений с построением фигур Лиссажу. Для построения фигуры Лиссажу вертикальная развертка производится пропорционально сигналу датчика ускорений  $n$ , а горизонтальная – пропорционально гармонике возбуждающей силы  $U$  (сигнал управляющего генератора). Такая фигура на резонансе линейной системы является эллипсом. По нелинейным искажениям фигур Лиссажу определяются дефектные соединения. На рис. 9 показан пример фигуры Лиссажу для соединения без зазора и соединения с зазором.

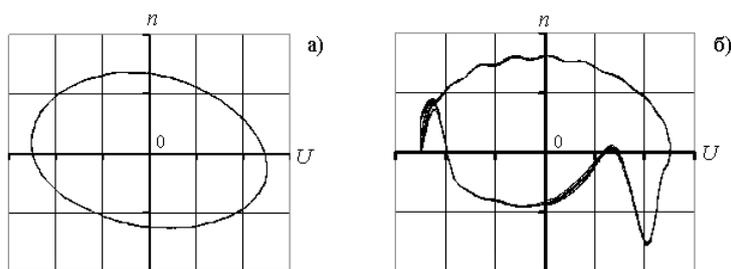


Рис. 9 – Фигура Лиссажу до (а) и после появления зазора (б)

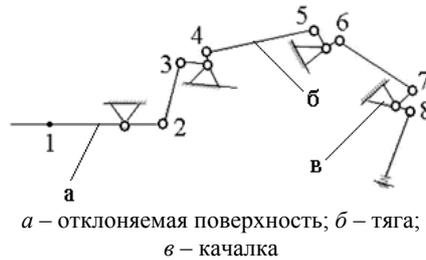
Fig. 9 – The Lissajous figure before (a) and after (b) backlash emergence

Для численной оценки искажений используется преобразование Фурье применительно к развертке фигуры Лиссажу. Затем выделяется первая гармоника и вычитается из полного сигнала, а в остатке определяется абсолютный максимум искажений за период. Этот максимум относится к амплитуде первой гармоники, и величина отношения обозначается как  $\xi$ . Определение дефектного соединения основано на том, что значение  $\xi$  в соединении с дефектом значительно превышает значения этого параметра в других соединениях.

В качестве примера рассмотрим выявление соединения с люфтом в проводке управления самолетом, схема которой и нумерация сочленений (узлов) представлены на рис. 10.

В таблице показана локализация люфта, расположенного в узле № 6.

В работе [1] также предложена формула для определения величины люфта по результатам резонансных испытаний отклоняемой поверхности.



*а* – отклоняемая поверхность; *б* – тяга;  
*в* – качалка

Рис. 10 – Схема проводки управления

Fig. 10 – Diagram of the control system guide

#### Локализация люфта / Backlash localization

№ узла	1	2	3	4	5	6	7	8
$\xi$	10,42	8,82	5,99	26,28	9,83	<b>101,62</b>	59,67	43,64

Использование этого метода для контроля люфтов в процессе эксплуатации ЛА не представляется возможным по нескольким причинам:

– внешнее динамическое воздействие на отклоняемую поверхность неуправляемо и неизвестно, поэтому нельзя построить классические фигуры Лиссажу для определения положения дефектного узла;

– для оценки величины люфта необходимо знание максимального и минимального значений собственной частоты вращения отклоняемой поверхности в зависимости от амплитуды колебаний. А их определение невозможно без использования управляемого возбуждения колебаний.

Для определения идентификационных признаков люфтов при их контроле в процессе эксплуатации были проведены экспериментальные исследования фигур трех видов. Во всех случаях вертикальная развертка производилась пропорционально ускорению  $n$  в узлах проводки управления (точки 2–8 на рис. 10), а горизонтальная развертка пропорционально:

1) первой гармонике ускорения  $n_1^1$  в контрольной точке отклоняемой поверхности (точка 1);

2) первой гармонике скорости  $v_1^1$  в контрольной точке 1;

3) первой гармонике ускорения  $n_1$  в узлах проводки управления.

Имитация внешнего вибрационного воздействия на отклоняемую поверхность производилась электродинамическим вибростендом.

В качестве примера на рис. 11 показаны описанные выше фигуры в узлах 2–4, соответствующие повышенному люфту в узле № 3. Условно эти фигуры названы портретами колебаний (по аналогии с фазовым портретом), и в дальнейшем изложении им присвоены номера 1, 2, 3. Кроме того, под номером 4 представлены соответствующие фигуры Лиссажу.

Отметим, что фигуры № 1, 2, 4 на резонансе линейной системы являются эллипсами, а фигура № 3 – окружностью.

Для определения идентификационных признаков люфтов при мониторинге технического состояния подвижных соединений систем передачи усилий и перемещений портреты колебаний № 1–3, показанные на рис. 11, будем сравнивать с соответствующими фигурами Лиссажу. Кроме того, при проведении анализа портретов колебаний будем учитывать особенность конструкций механических систем передачи усилий и перемещений. В таких системах имеется не более двух

элементов, расположенных по концам цепочки соединений «тяга–качалка», обобщенные массы которых значительно превышают инерционные характеристики деталей проводки управления. Элементами с преобладающей обобщенной массой являются, например, отклоняемые поверхности органов управления, и для ЛА с безбустерным (обратимым) управлением – штурвал или ручка управления. Это означает, что при гармоническом внешнем воздействии вынужденные колебания инерционных элементов будут близкими к гармоническим, тогда как вибрации деталей проводки управления могут быть существенно нелинейными.

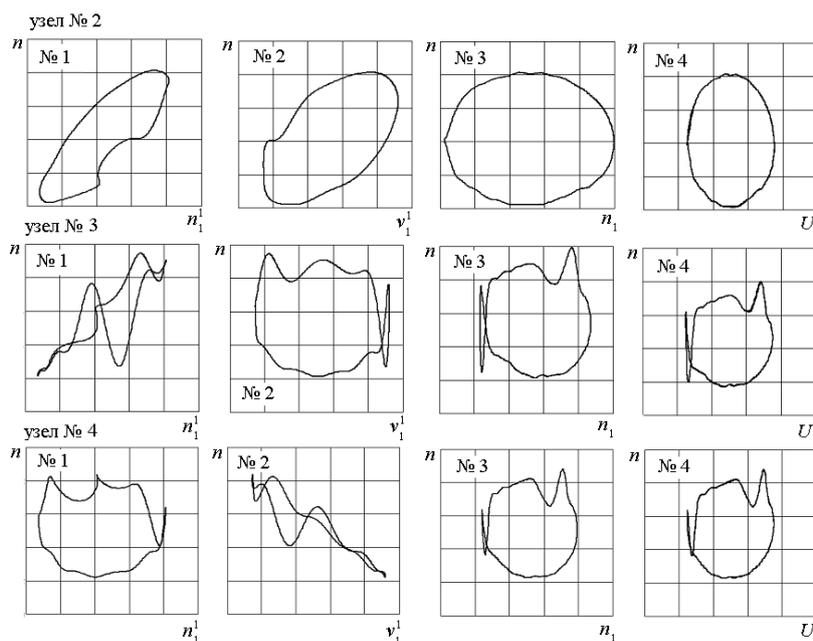


Рис. 11 – Портреты колебаний

Fig. 11 – Vibration portraits

Из представленных на рис. 11 результатов следует, что нелинейные искажения колебаний, вносимые люфтами, качественно наиболее близко к фигурам Лиссажу отслеживает портрет колебаний № 3.

Для того чтобы окончательно решить вопрос об идентификационном признаке люфтов, были сделаны численные оценки отличий портретов колебаний от эллиптической формы вследствие появления дефектов. Величины этих отличий определялись так же, как и в анализе искажений фигур Лиссажу, и обозначались как  $\xi_i$ . Индекс  $i$  соответствует номеру портрета колебаний.

Результаты проведенных исследований для случая люфта в узле № 3 показаны на рис. 12 (здесь  $N$  – номер узла проводки управления), из которых следует, что портрет колебаний № 2 не может являться идентификационным признаком люфтов. Максимальные искажения этого портрета не соответствуют положению дефекта. При этом распределения величин параметра  $\xi$  для портретов колебаний № 1 и № 3 позволяют выявить дефектный узел. Учитывая, что портрет колебаний № 3 не только количественно, но и качественно идентифицирует люфты, его следует принять в качестве идентификационного признака для локализации такого дефекта.

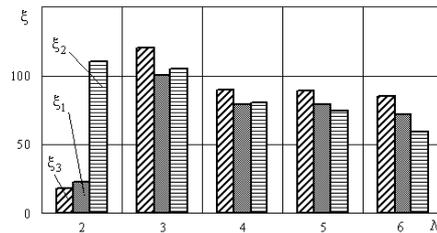


Рис. 12 – Искажения портретов колебаний

Fig. 12 – Vibration portrait distortions

Для оценки размера люфта необходимо привлекать дополнительную экспериментальную информацию, полученную в наземных условиях. Такой информацией является зависимость искажений портрета колебаний, возникающих при появлении люфта, от величины люфта для каждого узла проводки управления.

На рис. 13 показан пример зависимости искажений портретов колебаний № 1 и № 3 от величины люфта в узле № 2. Несмотря на то что портрет колебаний № 1 не может быть использован для локализации люфта, изменение величины дефекта в конкретном узле он отражает адекватно.

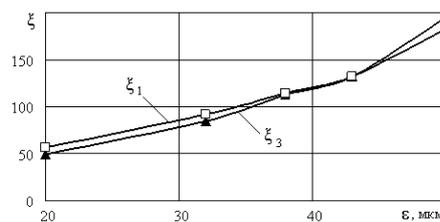


Рис. 13 – Зависимости искажений портретов колебаний от величины люфта

Fig. 13 – Dependences of vibration portrait distortions on the backlash value

Рис. 14 иллюстрирует искажения портрета колебаний № 3 при различных величинах люфта в узле № 3.

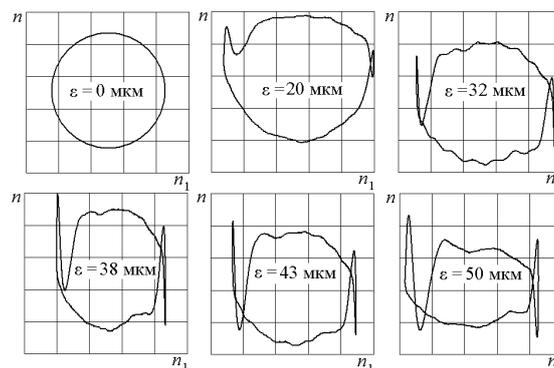


Рис. 14 – Искажения портрета колебаний № 3

Fig. 14 – Distortions of vibration portraits No 3

Из представленных результатов следует, что по искажениям портрета колебаний № 3 можно выявить дефектное подвижное соединение в системе передачи усилий или перемещений и оценить величину люфта.

*Сухое трение в опорах отклоняемых поверхностей*

Экспериментальные исследования, направленные на выявление идентификационного признака для сухого трения в подвижных соединениях отклоняемых поверхностей, проводились на специальном стенде, в котором объектом испытаний являлся стабилизатор самолета с рулем высоты [2]. Схема руля показана на рис. 15. Внешнее вибрационное воздействие имитировалось электродинамическим вибростендом. Возбуждающая сила прикладывалась к задней кромке руля в точке с номером 0. Измерения колебаний руля производились в точках 0–4.

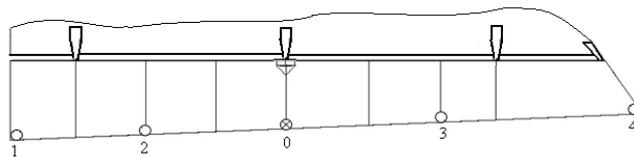


Рис. 15 – Схема руля высоты

Fig. 15 – Diagram of the elevation rudder

Для создания сухого трения в опорах руля осуществлялось смещение концевой опоры отклоняемой поверхности от штатного положения. Для этого часть нервюры стабилизатора с концевым узлом навески руля была вырезана и зажата между двумя швеллерами, закрепленными на стабилизаторе. Между верхней поверхностью вырезанного узла и нижней поверхностью верхнего швеллера был установлен пакет из пластин разной толщины. Убирая пластины из пакета, можно получить различные по величине смещения концевой опоры руля.

Отметим, что концевая опора руля смещалась по вертикали в диапазоне 0–4 мм. Усилие, необходимое для смещения опоры на 1 мм, составляло 107,8 Н.

Для определения идентификационных признаков сухого трения были проведены экспериментальные исследования тех же трех видов фигур, что и при диагностировании люфтов: вертикальная развертка производилась пропорционально ускорению  $n$  в контрольных точках на отклоняемой поверхности (точки № 1–4 на рис. 15), а горизонтальная развертка пропорционально:

- 1) первой гармонике ускорения  $n_0^1$  в контрольной точке отклоняемой поверхности (точка 0);
- 2) первой гармонике скорости  $v_0^1$  в контрольной точке 0;
- 3) первой гармонике ускорения  $n_1$  в точках 1 – 4.

Отклонения этих фигур от фигур линейной системы так же, как и ранее, характеризовались параметром  $\xi$ .

С ростом силы трения (увеличением смещения концевой опоры  $e$ ) портреты колебаний меняются. Численно эти изменения для точки № 4 иллюстрирует рис. 16, а их распределения между точками измерений при  $e = 4$  мм – рис. 17. На рис. 18 показаны портреты колебаний в точке 4 при  $e = 4$  мм.

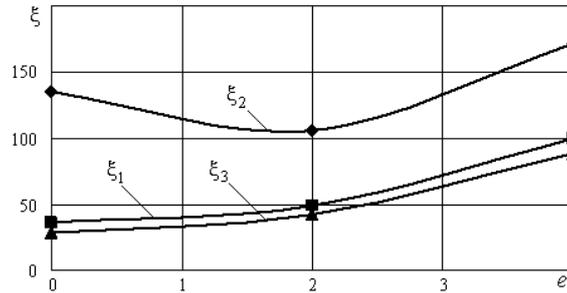


Рис. 16 – Искажения портретов колебаний в точке № 4

Fig. 16 – Distortions of vibration portraits at point 4

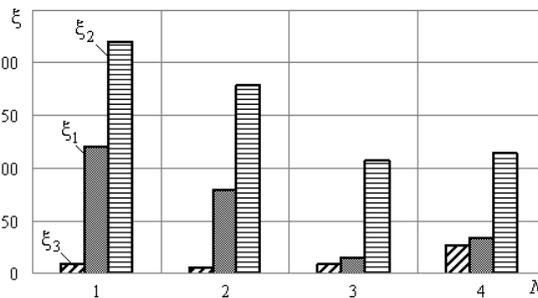


Рис. 17 – Искажения портретов колебаний при  $e = 4$  мм

Fig. 17 – Distortions of vibration portraits with  $e = 4$  mm

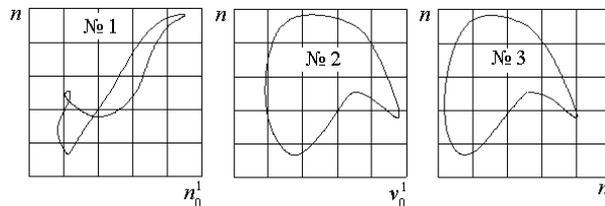


Рис. 18 – Портреты колебаний для точки 4 при  $e = 4$  мм

Fig. 18 – Vibration portraits of point 4 with  $e = 4$  mm

Из рисунков 16–18 следует:

– портреты колебаний № 2 и № 3 качественно одинаково отражают наличие сухого трения в объекте контроля, что может быть использовано для контроля достоверности результатов анализа экспериментальных данных;

– искажения портрета колебаний № 2 не соответствуют изменению величины сухого трения;

– искажения портретов колебаний № 1 и № 2 не позволяют различать опоры, в которых разное сухое трение.

На основании представленных результатов исследований можно сделать вывод о том, что портрет колебаний № 3 может быть принят в качестве идентификационного признака сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей. Это заключение базируется на том, что нелинейные искажения этого портрета отслеживают изменения величины сухого трения и позволяют локализовать дефект.

Существенно более сложной задачей является определение величины сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей. При помощи найденного идентификационного признака можно установить наличие сухого трения в опорах и даже различить опоры, в которых разное сухое трение, но пока не удастся установить количественную связь между степенью искажений портрета колебаний и величиной сухого трения в опоре.

Для случая, когда имеется расчетная динамическая модель отклоняемой поверхности, можно сделать оценку суммарной величины трения по изменению частоты амплитудного или фазового резонанса вращения отклоняемой поверхности. Пример зависимости этих изменений от смещения концевой опоры рассмотренного выше руля высоты самолета представлен на рис. 19. Но для того, чтобы воспользоваться этими результатами, необходимо достоверно определить резонансные частоты для малых амплитуд колебаний органа управления.

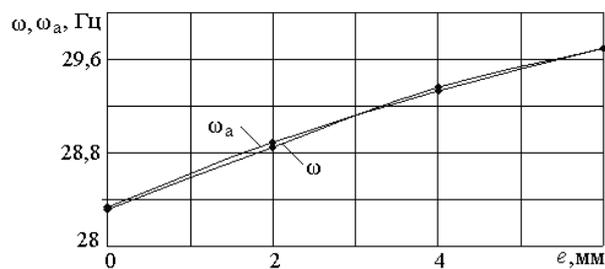


Рис. 19 – Зависимости частот амплитудного  $\omega_a$  и фазового  $\omega$  резонансов от смещения опоры

Fig. 19 – Dependencies of amplitude  $\omega_a$  and phase  $\omega$  resonances on the support displacement

Если удастся зафиксировать затухающие колебания отклоняемой поверхности, что возможно после посадочного удара, то суммарную величину сухого трения в опорах и проводке управления отклоняемой поверхности можно определить из условия минимума различия площадей петли гистерезиса в расчетной модели и в реальной конструкции.

#### *Резонансные режимы колебаний элементов планера ЛА и его систем*

В эксплуатации серийных ЛА резонансные колебания элементов конструкций являются достаточно редким дефектом, устраняемым, как правило, на этапе отработки опытного изделия. Исключения могут составлять, например, элементы бортовых трубопроводных систем: топливной, гидравлической, тепловой противообледенительной, пневматической и кондиционирования воздуха. При проектировании таких систем для предотвращения резонансных режимов колебаний трубопроводов необходимо выполнить следующие, зачастую взаимоисключающие или трудновыполнимые одновременно требования:

- в зависимости от диаметра и толщины стенки трубопровода расстояние между его опорами не должно превышать определенной величины;
- опоры трубопроводов должны устанавливаться строго на силовых элементах планера.

Такие требования призваны обеспечить трубопроводам более высокие собственные частоты, чем частоты вращения двигателей. Учитывая, что на современном ЛА установлено большое количество агрегатов, имеющих вращающиеся

части и являющихся источниками вибраций наряду с внешним вибрационным воздействием, не всегда удастся избежать повышенных эксплуатационных вибраций таких систем. Если же речь идет о бортовых трубопроводных системах, рабочим телом в которых являются жидкости, то дополнительным источником вибраций могут являться турбулентные течения и пульсации этих жидкостей.

Идентифицировать резонансные режимы колебаний элементов планера и систем ЛА достаточно несложно. Для этого необходимо установить акселерометры на эти элементы и произвести запись АЧХ (рис. 1) или СПМ (рис. 2) случайной вибрации на всех режимах полета, включая гонки двигателей на земле. Но если речь идет о контроле вибраций трубопроводных систем, в которых возможны турбулентные течения и пульсации внутреннего давления, то повышенная динамическая нагруженность трубопроводов может определяться напряжениями в окружном направлении. В этих случаях такие системы необходимо оборудовать датчиками напряжений. В качестве примера на рис. 20 показан резонансный режим колебаний трубопровода тепловой противообледенительной системы. Здесь  $\sigma$  – окружные напряжения в стенке трубопровода.

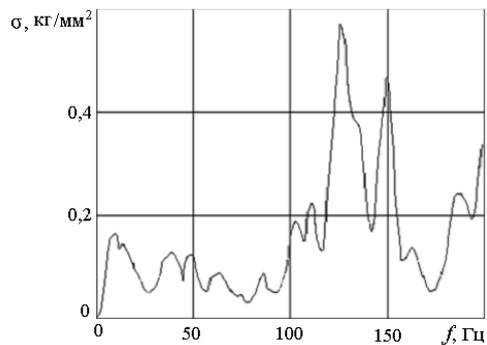


Рис. 20 – Вибрации трубопровода противообледенительной системы

Fig. 20 – Vibrations of the deicing system pipeline

Анализ результатов, представленных на рис. 20, показал, что резонансная частота трубопровода, равная 125 Гц, соответствует частоте вращения двигателей на крейсерском режиме полета.

## 2. Выбор режимов полета для идентификации дефектов

После описания идентификационных признаков типовых дефектов конструкции ЛА, возникающих в процессе эксплуатации, необходимо составить перечень режимов полета, в которых проявляются эти признаки.

Для контроля целостности конструкции и креплений агрегатов по АЧХ и СПМ случайной вибрации необходимо использовать взлетный режим, характеризующийся работой двигателей с полной мощностью и отклоненной (выдвинутой) на максимальный угол механизацией. Здесь фиксируется СПМ случайной вибрации элементов планера и систем в результате воздействия реактивной струи двигателя; контролируется амплитуда перегрузок элементов и агрегатов систем в зависимости от оборотов двигателей, измеряются вибрации, возникающие в результате турбулентного обтекания ЛА. Для идентификации дефектов крепления агрегатов полезна также информация о вибрациях на рулении, разбеге, пробеге по аэродрому, когда в результате переезда самолета через неровности возникают интенсивные низкочастотные гармонические колебания агрегатов и элементов планера.

Кроме того, подобные вибрационные нагружения конструкции ЛА возникают при полете в неспокойном воздухе и при посадочном ударе. Взлетный режим, полет в неспокойном воздухе и посадка в условиях турбулентной атмосферы характеризуются высокими динамическими нагрузками на отклоняемые поверхности ЛА. Поэтому по результатам измерений вибраций на этих режимах полета возможна идентификация люфтов в механических системах передачи усилий или перемещений, а также сухого трения в опорах органов управления.

### Выводы

В статье рассмотрена задача идентификации эксплуатационных дефектов планера и систем ЛА, которые выявляются по параметрам вибраций. К таким дефектам относятся, например, нарушение целостности конструкции, ослабление креплений и зазоры в местах стыковки агрегатов, люфты в механических системах передачи усилий или перемещений, повышенное сухое трение в опорах отклоняемых поверхностей, резонансные режимы колебаний элементов конструкций. В результате исследований влияния дефектов на динамические характеристики ЛА определены идентификационные признаки типовых дефектов. Так, идентификационными признаками трещин и разрушений в конструкциях, ослабления креплений и наличия зазоров в местах стыковки агрегатов, возникновения резонансных режимов колебаний элементов конструкций являются амплитудно-частотные характеристики и спектральные плотности мощности случайной вибрации, зафиксированные датчиками ускорений. Для идентификации люфтов в проводках управления и сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей предложено использовать искажения портретов вынужденных колебаний. Установлены режимы полета, в которых возможна идентификация дефектов в процессе эксплуатации ЛА.

### ЛИТЕРАТУРА

1. **Бернс В.А., Белоусов А.И., Самуйлов В.Ф.** Контроль люфтов в проводках управления летательных аппаратов по результатам резонансных испытаний отклоняемых поверхностей // *Техника воздушного флота*. – 2010. – Т. 84, № 1 (698). – С. 15–19.
2. **Бернс В.А., Присекин В.Л.** Динамические характеристики отклоняемой поверхности со смещенной опорой // *Вестник Московского авиационного института*. – 2011. – Т. 18, № 2. – С. 5–8.
3. **Большаков В.П., Законников Е.А.** Вибродиагностика конструкций по формам их собственных колебаний // *Вибродиагностика и виброзащита машин и приборов: межвузовский сборник научных трудов*. – Иваново: Изд-во Иванов. ун-та, 1989. – С. 71–76.
4. Вибродиагностика авиационных конструкций / науч. ред. А.Б. Милов, М.З. Фридман. – М.: ГосНИИ ГА, 1986. – 95 с. – (Труды ГосНИИ ГА; вып. 256).
5. Исследование причин разрушения трубопроводов противообледенительной системы самолёта Су-24М / А.П. Бобрышев, В.А. Бернс, В.И. Капустин, В.В. Красовский, С.А. Лазненко, В.Л. Присекин, В.Ф. Самуйлов, В.Н. Чаплыгин // *Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов: труды Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 60-летию отделений аэродинамики летательных аппаратов и прочности авиационных конструкций*, Новосибирск, СибНИА, 15–17 июня 2004 г. – Новосибирск: СибНИА, 2005. – С. 297–298.
6. **Крылов Н.И., Ноздрин М.А., Шапин В.И.** Динамические методы контроля трещинообразования прецизионных элементов конструкций // *Вибротехника: межвузовский сборник научных трудов / Каунасский политехнический институт*. – Вильнюс: Мокслас, 1989. – № 63 (2). – С. 49–54.
7. Выявление дефектов космических аппаратов в процессах испытаний на вибрационные и акустические воздействия в испытательной лаборатории / В.И. Халиманович, А.К. Шаптров, Е.А. Лысенко, М.Д. Евтифьев // *Вестник СибГАУ*. – 2005. – N 6. – С. 174–178.

8. **Мотылев Н.И.** Выявление механических дефектов в элементах реакторов и конструкций АЭС при тестовых виброударных воздействиях // Технологии и системы обеспечения жизненного цикла ядерных энергетических установок: сборник научных трудов / Научно-исследовательский технологический институт им. А.П. Александрова. – СПб.: Менделеев, 2004. – Вып. 2. – С. 126–131.
9. **Постнов В.А.** Определение повреждений упругих систем путем математической обработки частотных спектров, полученных из эксперимента // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. – 2000. – № 6. – С. 155–160.
10. **Постнов В.А., Шлоттманн Г.** Использование экспериментальных данных об изменении динамических свойств упругих систем в задачах определения структурных повреждений // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. Серия Механика. – 2004. – № 1 (6). – С. 32–42.
11. **Турчинский Л.А., Фридман М.З.** Использование динамических моделей для дефектации сложных конструкций // Динамика и прочность поврежденных конструкций авиационной техники: материалы 4 Всесоюзного научно-технического совещания (26–28 апреля 1983 г.). – М., 1984. – С. 54–60.
12. **Шевелев Н.А., Домбровский И.В.** Численное исследование динамических характеристик элементов конструкций с дефектами формы // Вестник Пермского государственного технического университета. Механика. – 2009. – № 1. – С. 160–163.
13. **Chen J.C., Garba J.A.** Structural damage assessment using a system identification technique // Structural Safety Evaluation Based on System Identification Approaches: Proceedings of the Workshop at Lambrecht/Pfalz, June 29th–July 1st, 1987. – Braunschweig; Springer Fachmedien Wiesbaden, 1988. – P. 474–492. – doi: 10.1007/978-3-663-05657-7\_24.
14. **Balis Crema L., Casteilani A., Peroni I.** Modal tests on composite material structures: application in damage detection // Proceedings of the 3rd International Modal Analysis Conference, Orlando, Florida, January 28–31, 1985. – Schenectady, New York: Union College, 1985. – Vol. 2. – P. 708–713.
15. **Daněk O.** A contribution to fault vibration diagnosis of structures and machines // Stroj času. – 1992. – Vol. 43, N 1. – P. 13–19.
16. **Pandey A.K., Biswas M., Samman M.M.** Damage detection from changes in curvature mode shapes // Journal of Sound and Vibration. – 1991. – Vol. 145, iss. 2. – P. 321–332. – doi: 10.1016/0022-460X(91)90595-B.
17. **Park Y.S., Park H.S., Lee S.S.** Weighted-error-matrix application to detect stiffness damage by dynamic-characteristic measurement // Modal Analysis: The International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis. – 1988. – Vol. 3, N 3. – P. 101–107.
18. **Perera R., Fang S.E., Huerta C.** Structural crack detection without updated baseline model by single and multiobjective optimization // Mechanical Systems and Signal Processing. – 2009. – Vol. 23, iss. 3. – P. 752–768. – doi: 10.1016/j.ymsp.2008.06.010.
19. **Rucker W.** Zustandsprüfung von Bauwerken und Bauteilen mit Hilfe schwingungstechnischer Methoden – Konzept, Anwendungsbeispiele und Ausblick // Amts- und Mitteilungsblatt. – 1988. – Bd. 18, ausg. 2. – P. 134–141.

#### AIRCRAFT DEFECT IDENTIFICATION BY VIBRATION PARAMETERS IN OPERATION

**Berns V.A.<sup>1</sup>, Lysenko E.A.<sup>2</sup>, Marinin D.A.<sup>2</sup>, Dolgoplov A.V.<sup>3</sup>, Zhukov E.P.<sup>4</sup>**

<sup>1</sup>*Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation*

<sup>2</sup>*JSC Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems,  
Zheleznogorsk, Russian Federation*

<sup>3</sup>*Central Aerohydrodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky,  
Zhukovsky, Russian Federation*

<sup>4</sup>*Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin,  
Novosibirsk, Russian Federation*

The article considers the problem of identification of operational defects in the airframe and aircraft systems which can be detected by vibration parameters. These defects include, for exam-

ple, a loss of structural integrity, looseness of unit attachment and gaps in joining points, backlashes in mechanical systems of force or movement transfer, increased coulomb friction in the deflecting surface supports, the resonant vibration modes of airframe components and systems. The existing methods of structure vibration inspection are based mainly on the fact that due to damages there appear changes in frequencies, forms and damping of mechanical system self-vibrations. To implement these methods, a linear design model of the initial system is constructed, and locations and values of arising damages are determined by changes in dynamic characteristics of the undamaged structure. Monitoring of these changes is usually based on the results of vibration tests of the objects of verification under ground-based conditions. Studies of the influence of defects on the aircraft dynamic response carried out in the present work helped to determine identification characteristics of typical defects to control them during operation. Thus, amplitude-frequency characteristics and power spectrum densities of random vibrations recorded by an acceleration sensor are identification signs of cracks and damages in structures, looseness of unit attachment and presence of gaps in joining points as well as the occurrence of vibration resonant modes of structural elements. It is proposed to use distortions of forced vibration portraits to identify control linkage backlashes and coulomb friction in the deflecting surfaces supports. Flight conditions in which operational defects can be identified are also revealed.

*Keywords:* aircraft, loss of structural integrity, backlashes, gaps, coulomb friction, identification signs, monitoring of defects.

DOI: 10.17212/1727-2769-2015-2-24-42

#### REFERENCES

1. Berns V.A., Belousov A.I., Samuilov V.F. Kontrol' lyuftov v provodkakh upravleniya letatel'nykh apparatov po rezul'tatam rezonansnykh ispytaniy otklonyaemykh poverkhnosti [Monitoring of aircraft control linkage backlashes by the results of deflecting surfaces resonance tests]. *Tekhnika vozdušnogo flota – Aviation Science and Technology*, 2010, vol. 84, no. 1 (698), pp. 15–19.
2. Berns V.A., Prisekin V.L. Dinamicheskie kharakteristiki otklonyaemoi poverkhnosti so smeshchennoi oporoi [Dynamic characteristics of the deflectable surface with shifted support]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta – Bulletin of the Moscow Aviation Institute*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 5–8.
3. Bol'shakov V.P., Zakonnikov E.A. Vibrodiagnostika konstruksii po formam ikh sobstvennykh kolebanii [Structures vibrodiagnostics by their eigentones modes]. *Mezhvuzovskii sbornik nauchnykh trudov "Vibrodiagnostika i vibrozashchita mashin i priborov"* [Interuniversity proceedings "Vibration analysis and vibration protection of machines and devices"], 1989, pp. 71–76.
4. Milov A.B., Fridman M.Z., sci. eds. *Trudy GosNII GA "Vibrodiagnostika aviatsionnykh konstruksii"* [Proceedings of the Research Institute of Civil Aviation "Vibrodiagnostics aircraft structures". Iss. 256]. Moscow, 1986. 95 p.
5. Bobryshev A.P., Berns V.A., Kapustin V. I., Krasovskii V.V., Laznenko S.A., Prisekin V.L., Samuilov V.F., Chaplygin V.N. [Study of the aircraft Su-24M anti-icing duct destruction causes]. *Trudy Vserossiiskoi nauchno-tekhnikeskoi konferentsii, posvyashchennoi 60-letiyu otdelenii aerodinamiki letatel'nykh apparatov i prochnosti aviatsionnykh konstruksii* [Proceedings of All-Russian Scientific and Technical Conference «Aerodynamics and strength of aircraft structures», devoted to the 60th Anniversary of departments of Aerodynamics of Aircrafts and Strength of Aviation Structures, Novosibirsk, 15–17 June, 2004]. Novosibirsk, SibNIA Publ., 2005, pp. 297–298.
6. Krylov N.I., Nozdrin M.A., Shapin V.I. [Dynamic methods of precision structural elements crack control]. *Mezhvuzovskii sbornik nauchnykh trudov "Vibrotekhnik"* [Interuniversity proceedings "Vibrotechnika"], 1989, no. 63 (2), pp. 49–54.
7. Khalimanovich V.I., Shatrov A.K., Lysenko E.A., Evtif'ev M.D. Vyiavlenie defektov kosmicheskikh apparatov v protsessakh ispytaniy na vibratsionnye i akusticheskie vozdeistviia v ispytatel'noi laboratorii [Detection of defects in spacecrafts during vibration/acoustic tests under laboratory environment]. *Vestnik SibGAU – SibSAU Bulletin*, 2005, no. 6, pp. 174–178.

8. Motylev N.I. [Detection of mechanical defects in the elements of NPP reactors and structures under test vibroimpact]. *Sbornik nauchnykh trudov Nauchno-issledovatel'skogo tekhnologicheskogo instituta im. A.P. Aleksandrova "Tekhnologii i sistemy obespecheniya zhiznennogo tsikla yadernykh energeticheskikh ustanovok"* [Collection of proceedings of the Scientific and Research Technological Institute named after A.P. Alexandrov "Technology and systems of nuclear power plants life cycle support"], 2004, iss. 2, pp. 126–131.
9. Postnov V.A. Opredelenie povrezhdenii uprugikh sistem putem matematicheskoi obrabotki chastotnykh spektrov, poluchennykh iz eksperimenta [Damage identification in elastic systems by mathematical treatment of experimentally obtained frequency spectra]. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Mekhanika tverdogo tela – Mechanics of Solids*, 2000, no. 6, pp. 155–160.
10. Postnov V.A., Shlottmann G. Ispol'zovanie eksperimental'nykh dannykh ob izmenenii dinamicheskikh svoystv uprugikh sistem v zadachakh opredeleniya strukturnykh povrezhdenii [Application of experimental data on the elastic systems dynamic properties changing in problems of structural damages assessment]. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo. Seriya Mekhanika – Bulletin of Lobachevsky State University of Nizhni Novgorod. Mechanics*, 2004, no. 1 (6), pp. 32–42.
11. Turchinskii L.A., Fridman M.Z. Ispol'zovanie dinamicheskikh modelei dlia defektatsii slozhnykh konstruksii [Application of dynamic models for fault detection of complex structures]. *Materialy 4 Vsesoyuznogo nauchno-tekhnicheskogo soveshchaniya "Dinamika i prochnost' povrezhdennykh konstruksii aviatsionnoi tekhniki"* [Proceedings of 4 All-Soviet Union scientific-technical conference "Dynamics and strength of damaged aircraft structures", 26–28 April, 1983]. Moscow, 1984, pp. 54–60.
12. Shevelev N.A., Dombrovskii I.V. Chislennoe issledovanie dinamicheskikh kharakteristik elementov konstruksii s defektami formy [Numerical study on the dynamic characteristics of structural elements with shape defects]. *Vestnik Permskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Mekhanika – Perm State Technical University Mechanics Bulletin*, 2009, no. 1, pp. 160–163.
13. Chen J.C., Garba J.A. Structural damage assessment using a system identification technique. *Structural Safety Evaluation Based on System Identification Approaches: Proceedings of the Workshop at Lambrecht/Pfalz, June 29th–July 1st, 1987*. Braunschweig, Springer Fachmedien Wiesbaden, 1988, pp. 474–492. doi: 10.1007/978-3-663-05657-7\_24
14. Balis Crema L., Casteilani A., Peroni I. Modal tests on composite material structures application in damage detection. *Proceedings of the 3rd International Modal Analysis Conference*, Orlando, Florida, January 28–31, 1985, Schenectady, New York, Union College, 1985, vol. 2, pp. 708–713.
15. Daněk O. A contribution to fault vibration diagnosis of structures and machines. *Stroj času*, 1992, vol. 43, no. 1, pp. 13–19.
16. Pandey A.K., Biswas M., Samman M.M. Damage detection from changes in curvature mode shapes. *Journal of Sound and Vibration*, 1991, vol. 145, iss. 2, pp. 321–332. doi: 10.1016/0022-460X(91)90595-B
17. Park Y.S., Park H.S., Lee S.S. Weighted-error-matrix application to detect stiffness damage by dynamic-characteristic measurement. *Modal Analysis: The International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis*, 1988, vol. 3, no. 3, pp. 101–107.
18. Perera R., Fang S.E., Huerta C. Structural crack detection without updated baseline model by single and multiobjective optimization. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2009, vol. 23, iss. 3, pp. 752–768. doi:10.1016/j.ymssp.2008.06.010
19. Rucker W. Zustandsprüfung von Bauwerken und Bauteilen mit Hilfe schwingungstechnischer Methoden-Konzept, Anwendungsbeispiele und Ausblick. *Amts- und Mitteilungsblatt*, 1988, bd. 18, ausg. 2, pp. 134–141.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ



**Бернс Владимир Андреевич** – родился в 1952 году, д-р техн. наук, профессор кафедры прочности летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов. Опубликовано более 80 научных работ. (Адрес: 630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20. Email: v.berns@yandex.ru).

**Berns Vladimir Andreevich** (b. 1952) – Doctor of Science (Eng.), Assistant Professor, Professor of the Aircraft Strength Department of the Novosibirsk State Technical University. His research interests are currently focused on dynamics and strength of aircraft. He is author of more than 80 scientific papers. (Address: 20, Karl Marx Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation. Email: v.berns@yandex.ru).



**Лысенко Евгений Александрович** – родился в 1952 году, канд. техн. наук, заместитель начальника отдела ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева». Область научных интересов: виброакустические испытания авиационно-космической техники. Опубликовано 19 научных работ. (Адрес: 662972, Россия, Железногорск, ул. Ленина, 52. Email: mla340@iss-reshetnev.ru).

**Lysenko Evgeniy Aleksandrovich** (b. 1952) – PhD (Eng.). Deputy Head of the Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems department, JSC. His research interests are currently focused on vibroacoustic tests of aerospace vehicles. He is author of 19 scientific papers. (Address: 52, Lenin St., Zheleznogorsk, 662972, Russian Federation. Email: mla340@iss-reshetnev.ru).



**Маринин Дмитрий Александрович** – родился в 1954 году, начальник отдела ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева». Область научных интересов: динамические испытания авиационно-космической техники. Опубликовано 9 научных работ. (Адрес: 662972, Россия, Железногорск, ул. Ленина, 52. Email: marinin@iss-reshetnev.ru).

**Marinin Dmitry Aleksandrovich** (b. 1954) – Head of the Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems department, JSC. His research interests are currently focused on dynamic tests of aerospace vehicles. He is author of 9 scientific papers. (Address: 52, Lenin St., Zheleznogorsk, 662972, Russian Federation. Email: marinin@iss-reshetnev.ru).



**Долгополов Антон Валерьевич** – родился в 1985 году, младший научный сотрудник ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского». Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов. Опубликовано 6 научных работ. (Адрес: 140180, Россия, Жуковский, ул. Жуковского, 1. Email: dolganton@yandex.ru).

**Dolgoplov Anton Valerievich** (b. 1985) – junior research worker, Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky. His research interests are currently focused on dynamics and strength of aircraft. He is author of 6 scientific papers. (Address: 1, Zhukovsky St., Zhukovsky, 140180, Russian Federation. Email: dolganton@yandex.ru).



**Жуков Егор Павлович** – родился в 1990 году, инженер ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Часплыгина». Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов. (Адрес: 630051, Россия, Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1. Email: zh-ep@yandex.ru).

**Zhukov Egor Pavlovich** (b. 1990) – engineer in the Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin. His research interests are currently focused on dynamics and strength of aircraft. (Address: 21/1, Polzunov St., Novosibirsk, 630051, Russian Federation. Email: zh-ep@yandex.ru).

*Статья поступила 17 февраля 2015 г.*

*Received February 17, 2015*

---

To Reference:

Berns V.A., Lysenko E.A., Marinin D.A., Dolgopолоv A.V., Zhukov E.P. Identifikatsiya defektov letatel'nykh apparatov po parametram vibratsii v protsesse ekspluatatsii [Aircraft defect identification by vibration parameters in operation]. *Doklady Akademii nauk vysshei shkoly Rossiiskoi Federatsii – Proceedings of the Russian higher school Academy of sciences*, 2015, no. 2 (27), pp. 24–42. doi: 10.17212/1727-2769-2015-2-24-42