

ДИАГНОСТИКА ПОВРЕЖДЕНИЙ УЗЛОВ КРЕПЛЕНИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА ПО ПАРАМЕТРАМ ВИБРАЦИИ

Косицын А.В., Шейников А.А.

Военная академия Республики Беларусь, г. Минск, Республика Беларусь

Предложен метод диагностики силовых конструкций, основанный на ударном возбуждении собственных колебаний и использующий в качестве диагностического параметра модальные характеристики: собственные частоты и формы колебаний. На примере крыла самолета МиГ-29 разработана методика диагностики повреждаемости узлов крепления, основанная на анализе откликов сигналов на ударные воздействия. Проведены численный и натурный эксперименты для оценки эффективности предложенных параметров. (E-mail: liepa4@mail.ru)

Ключевые слова: собственные формы колебаний, собственные частоты колебаний.

Введение

В силовых элементах при действии на них периодических знакопеременных нагрузок из-за накопления в процессе эксплуатации повреждений происходит изменение жесткостных характеристик конструкции. При этом наблюдается фиксируемый датчиками явный дрейф амплитуд и частот резонансных явлений, что позволяет сформировать критерий оценки предотказного состояния объекта и сделать прогноз на период эксплуатации до следующей проверки.

В качестве базовых амплитуды и частоты резонанса для оценки технического состояния могут быть использованы расчетные значения и значения, замеренные и сохраняемые для каждого устройства перед началом его эксплуатации. Расчетные значения могут быть получены как с применением модели, построенной при помощи теории колебаний, так и конечно-элементной модели.

В работе [1] описан аналитический метод вибродиагностики зарождающихся дефектов в среде ANSYS на примере плоской пластины, предложена методика оценки эффективности применения в качестве диагностического параметра собственных форм колебаний. Данный параметр использован и в работах [2, 3], где теоретически обоснован и экспериментально подтвержден метод вибродиагностики технического состояния деталей, не зависящий от параметра возбуждения. Искомый параметр предложено вычислять нерезонансным методом с использованием целевой функции.

Однако наряду с достоинствами, данный метод имеет недостатки:

1. Для его практической реализации нужно наличие вибростенда, позволяющего возбуждать гармонические колебания заданных частот. Это дает возможность контролировать отдельные объекты несложных протяженных форм, демонтированных с объекта исследования и имеющих возможность закрепляться на вибростенде. Чем больше виброизмерительных датчиков установлено на объекте контроля, тем точнее определяются формы колебаний и результат исследования.

Однако такой подход усложняет систему контроля, увеличивает трудозатраты и стоимость виброизмерительного оборудования. Некоторые силовые элементы планера обладают плохой доступностью к местам контроля, что усложняет размещение вибростенда и большого числа датчиков. Кроме того, для практической реализации нерезонансного метода вибродиагностики необходимо привлечение сложного математического аппарата, связанного с вычислением эквивалентных масс.

2. При использовании данного способа определения собственных форм колебаний возникают погрешности двух типов – погрешности определения эквивалентных масс конструкции при отсутствии ошибок измерений динамической податливости (погрешности 1-го рода) и погрешности, вызванные ошибками измерений динамической податливости конструкции (погрешности 2-го рода).

Погрешности 1-го рода быстро уменьшаются с увеличением числа учитываемых форм коле-

баний n , а также числа частот возбуждения N . В работе [4] показано, что погрешности, возникающие при вычислении эквивалентных масс, стремятся к нулю при $n \rightarrow \infty$ и $N \rightarrow \infty$. В связи с этим значительно увеличивается емкость и время вычислений. Погрешности измерений (погрешности 2-го рода) зависят только от технических характеристик виброизмерительной аппаратуры, которые могут оказать значительное влияние на результаты вибродиагностики.

Для исключения указанных недостатков предложен метод, основанный на ударном возбуждении колебаний упругих конструкций и использующий в качестве диагностического параметра относительные амплитуды колебаний, измеренные непосредственно на собственных частотах. Данный метод исключает погрешности 1-го рода, связанные с ошибками вычислений собственных форм колебаний. Отсутствие необходимости вибростенда, быстрота вычислений, простота и достоверность результатов контроля позволит проводить оперативный анализ силовых конструкций в процессе эксплуатации. Если ограничиться рассмотрением только линейных систем, любой входной или выходной спектр может быть представлен в виде суммы синусоид. Динамические податливости описывают динамические свойства систем независимо от типа сигналов, используемых при испытаниях. Поэтому концепция динамической податливости одинаково применима к гармоническому, кратковременному (импульсному или ударному) и случайному возбуждению.

В качестве объекта контроля выбрана силовая схема отъемной части крыла самолета МиГ-29, что обусловлено появлением при осмотре на нескольких самолетах трещин у основания проушин узлов крепления крыла.

Для отработки предлагаемой методики диагностирования и прогнозирования технического состояния крыла сложной формы и наименьших затрат заменим физический эксперимент компьютерным моделированием с использованием комплекса *SolidWorks*.

Численный эксперимент

С учетом реальных размеров построена трехмерная модель силовой конструкции крыла и разбита на конечные элементы (рисунок 1).

Далее проведен модальный анализ и определены собственные частоты и формы колеба-

ний. При проведении численного эксперимента рассмотрены 1-я и 2-я формы поперечных колебаний жестко закрепленной модели крыла самолета с собственными частотами, соответственно равными $\omega_1 = 7,02$ Гц и $\omega_2 = 66,17$ Гц (рисунок 2).

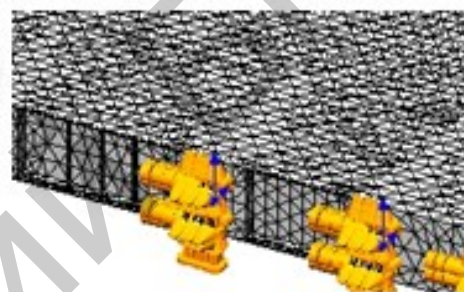
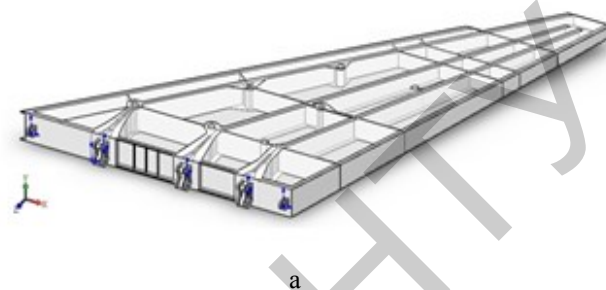


Рисунок 1 – 3D (а) и конечно-элементная (б) модели крыла

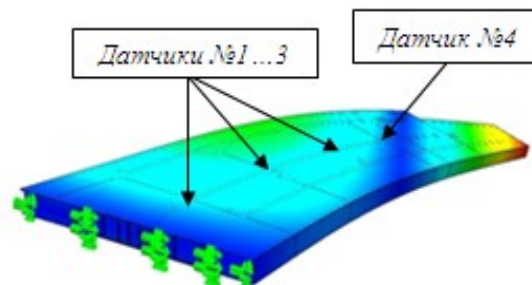
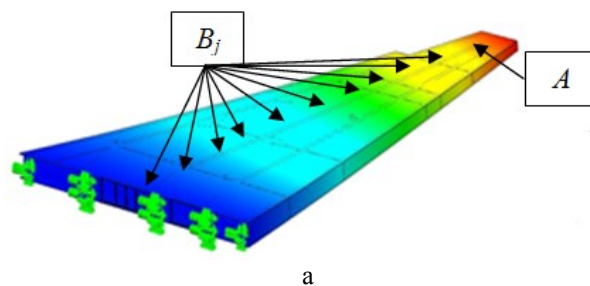


Рисунок 2 – Первая (а), вторая (б) формы колебаний и места расстановки датчиков: а – численный эксперимент, б – натурный эксперимент

Процесс возникновения и развития дефекта моделировался путем уменьшения модуля Юнга в узлах крепления крыла, который в непосредственной близости от момента разрушения составляет $E \cong 0,7E_0$, где E_0 – модуль Юнга эталонной детали [5].

Вторым этапом ослабления конструкции было включение трещины у основания проушины среднего узла крепления крыла: ширина раскрытия – 0,3 мм; глубина – 1 мм; протяженность – 10 мм (рисунок 3).

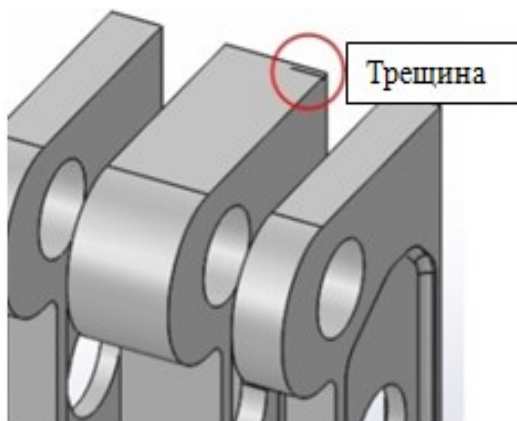


Рисунок 3 – Смоделированная трещина узла крепления крыла

Для измерения значений собственных форм колебаний по поверхности верхней панели крыла вдоль конструкции лонжерона № 2 были расставлены виртуальные датчики. Выбор расположения датчиков обусловлен непосредственным влиянием дефекта в основании проушины, а также расположением узловой линии. Для наибольшей информативности использовано 30 датчиков (точек B_j). За базовую точку принят датчик № 30 (точка A), расположенный на верхней обшивке концевой части крыла (рисунок 3а). При определении собственных форм колебаний конструкции условно принято, что относительная амплитуда в этой точке равна единице. Амплитуды колебаний в остальных точках B_j по k -й форме рассчитывались по формуле:

$$\bar{X}_k(B_{jA}) = \frac{X_k(B_j)}{X_k(B_A)} \quad (1)$$

Зависимости относительных амплитуд колебаний по длине крыла самолета представлены на рисунке 4.

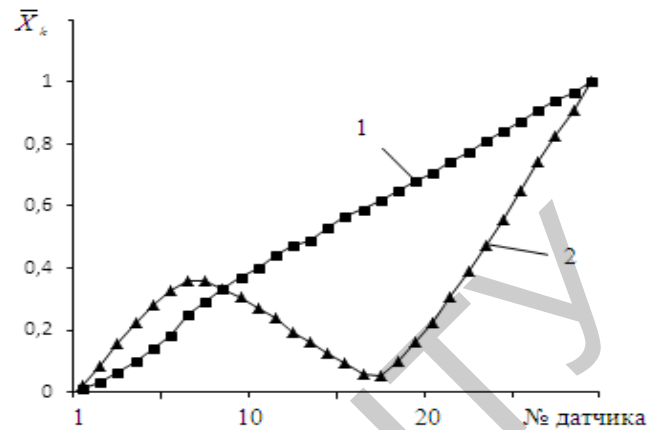


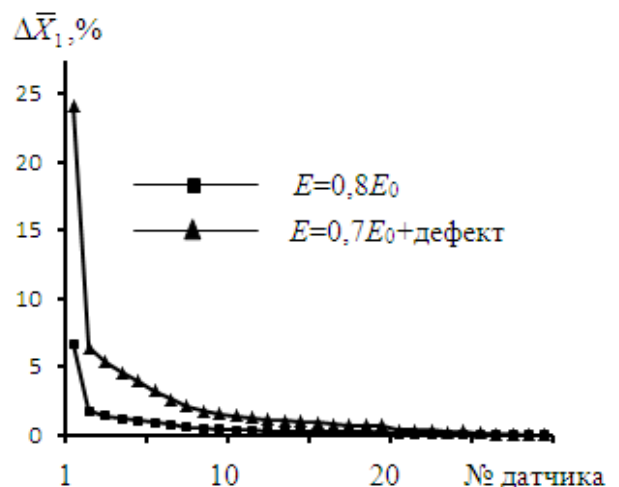
Рисунок 4 – Амплитуды перемещений первой (1) и второй (2) собственных форм колебаний

Для сравнения выполнен модальный анализ конструкции с повреждением. Изменение значений относительных амплитуд (собственных форм колебаний) в процентах по отношению к исходному состоянию определялось по формуле:

$$\Delta \bar{X}_k(B_{jA}) = \left| \frac{\bar{X}_k(B_{jA}) - \bar{X}_k^n(B_{jA})}{\bar{X}_k(B_{jA})} \right| \cdot 100\%, \quad (2)$$

где $\bar{X}_k(B_{jA})$, $\bar{X}_k^n(B_{jA})$ – амплитуды j -й точки наблюдения конструкции крыла без повреждения и с повреждением, $k = 1, 2$.

Результаты расчета диагностического параметра представлены на рисунке 5. Пик колебаний по второй форме обусловлен наличием узловой линии.



а

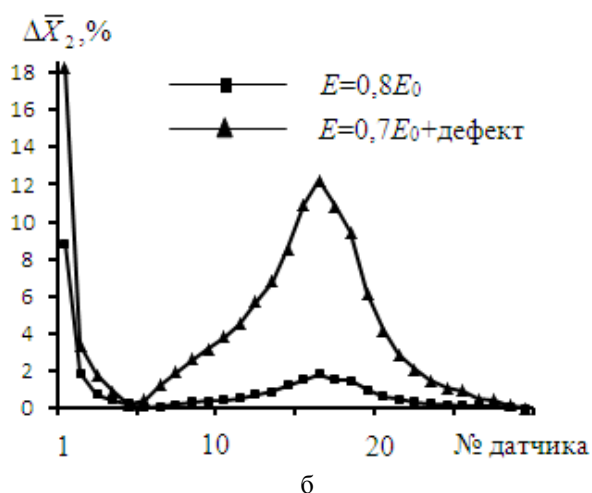


Рисунок 5 – Изменение первой (а) и второй (б) форм колебаний

При наличии повреждений собственная частота колебаний изменилась не существенно (менее 3 %), в то время как изменение амплитуд достигает в области повреждения более 20 % для 1-й формы колебаний и более 15 % для 2-й формы колебаний. Данный вывод теоретически обуславливает выбор в качестве диагностического признака собственных форм колебаний упругого тела, которые с развитием дефектов не только изменяются быстрее, но и позволяют определить место их возникновения.

Натурный эксперимент

Натурный эксперимент по вышеописанному алгоритму осуществлялся на снятой с самолета консоли крыла с использованием измерительно-вычислительного комплекса (ИВК) МИС-200 с четырьмя виброизмерительными датчиками. Консоль крыла закреплялась на стенде четырьмя болтами на базе ОАО «558 АРЗ». Датчики устанавливались на поверхности крыла вдоль среднего лонжерона в пересечении нервюр № 3, 6, 9, 12 (рисунок 2). За параметры наблюдения были приняты амплитуды виброускорений в выбранных точках. По законцовке крыла производился удар, достаточный для возбуждения собственных колебаний консоли. Управление ИВК осуществляется посредством интегрированной в него программы *Recorder* [6]. Для обработки измерительной информации с помощью стандартных математических и статистических алгоритмов, графического представления данных и документирования предназначен

встроенный программный продукт *WinПОС* [7]. Основные характеристики программно-аппаратного комплекса представлены в работе [6].

Частоты первых двух тонов колебаний составили соответственно 3,5 Гц и 50,4 Гц.

На базе предложенной методики проведена экспериментальная оценка стабильности диагностического параметра. Для этого проводилась по 10 измерений в каждом датчике. При этом за опорную точку был выбран датчик № 4, расположенный в пересечении нервюры № 12 и лонжерона № 2.

Для каждого измерения в каждой точке было рассчитано значение амплитуд виброускорений и произведена статистическая оценка погрешности относительно среднего значения [8]. На рисунке 6 показано изменение диагностического параметра в серии измерений в первом датчике по первой форме колебаний, среднее значение и область $\pm 5\%$ от среднего значения. По результатам экспериментов максимальное отклонение полученного значения от средней величины составило 4,4 %.

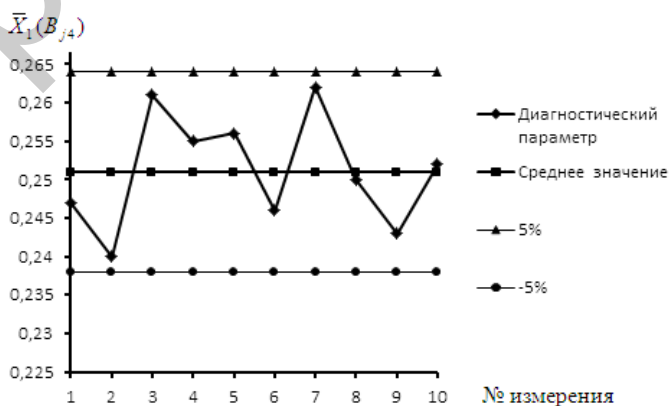


Рисунок 6 – Изменение диагностического параметра в серии экспериментов

После снятия и обработки информации жестко закрепленного крыла имитировалось разрушение узла крепления путем выбивания одного из болтов крепления. Из 10 измерений определялось среднее значение амплитуд сигналов. Далее вычислялись количественные изменения собственных частот и форм колебаний с возникновением неисправности. Результаты вычислений представлены в таблице.

Анализ результатов расчета позволил выбрать наиболее информативную пару датчиков

для оценки повреждаемости исследуемого объекта. Наибольшее изменение диагностического параметра происходит вблизи развития дефекта. Так, для первой формы колебаний в месте дефекта он превысил 180 %, по второй форме – 80 %. Изменение же резонансных частот составило менее 6 %. Пик по второй форме колебаний объясняется расположением 3-го датчика вблизи узловой линии, что подтверждается теоретическими выкладками [1–4]. Отличия резонансных частот от частот, полученных в численном эксперименте, очевидно, обусловлено разностью закрепления конструкций и неточностью воспроизведения сложной геометрии реальной консоли крыла.

Таблица
Изменения собственных частот и форм колебаний крыла самолета

Значения амплитудной функции (базовая точка – 4 датчик)			
Исходное крыло			
f , Гц		3,5	50,4
$\bar{X}_k(B_{j4})$	1-й датчик	0,251	1,084
	2-й датчик	0,469	1,524
	3-й датчик	0,712	0,506
	4-й датчик	1	1
Выбит болт крепления (верхний)			
f , Гц		3,3	48,7
$\bar{X}_k^n(B_{j4})$	1-й датчик	0,714	0,205
	2-й датчик	0,826	1,118
	3-й датчик	0,948	0,815
	4-й датчик	1	1
Изменение сигнала, %			
f , Гц		5,7	3,4
$\Delta\bar{X}_k(B_{j4})$	1-й датчик	184,5	81,1
	2-й датчик	76,1	26,6
	3-й датчик	33,2	61,1
	4-й датчик	0	0

Заключение

Предложен метод, основанный на ударном возбуждении колебаний упругих конструкций и использующий в качестве диагностического параметра относительные амплитуды, измеренные непосредственно на собственных частотах колебаний.

На основе математического моделирования возникновения и развития дефекта в узле крепления крыла самолета отработана методика оценки технического состояния конструкции по модальным параметрам, определены наиболее информативные места расположения датчиков.

Проведение натурного эксперимента подтвердило высокую чувствительность метода при диагностировании повреждений силовых конструкций, а нормирование сигнала отклика позволило исключить необходимость измерения силы возбуждения.

Список использованных источников

1. Косицын, А.В. Метод вибродиагностики дефектов упругих конструкций на основе анализа собственных форм колебаний / А.В. Косицын // Приборы и методы измерений. – 2011. – № 2(3). – С. 129–136.
2. Михайлов, А.Л. Вибродиагностика упругих тел на основе исследования их собственных форм колебаний / А.Л. Михайлов, С.В. Крюков // Контроль. Диагностика. – 2007. – № 1(103). – С.60–64.
3. Пат. 2308687 Российская Федерация, МПК G01H 1/00. Способ определения собственных форм колебаний упругой конструкции / В.Н. Вернигор, С.В. Крюков; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Научно-производственное объединение Сатурн» – № 2005131770/28; заявл. 13.10.2005; опубл. 20.10.2007, Бюл. № 29. – 8 с.
4. Вернигор, В.Н. Модальный анализ механических колебаний упругих систем / В.Н. Вернигор, А.Л. Михайлов. – Рыбинск : РГАТА, 2001. – 288 с.
5. Драпкин, Б.М. Оценка повреждаемости материалов в процессе усталостного нагружения по изменению их упругих и релаксационных характеристик / Б.М. Драпкин, Н.В. Осадчий // Новые технологические процессы и надежность ГТД. – М. : ЦИАМ. – 2001. – Выпуск 4. – С. 159–165.
6. Recoder. Программа управления комплексом МПС. Руководство пользователя. – Мытищи : НПП «Мера», 2010. – 171 с.

7. WinПОС. Пакет обработки сигналов. Руководство пользователя. – Мытищи : НПП «Мера», 2010. – 198 с.

8. Гальчук, В.Я. Техника научного эксперимента / В.Я. Гальчук, А.П. Соловьев. – Л. : Судостроение. – 1982. – 255 с.

Kositsyn A.V., Sheynikov A.A.

Diagnosis of damages of plane wings attachment points using vibration's parameters

A method of diagnostics of power structures based on shock excitation of eigenmodes and used as a diagnostic parameter of modal characteristics (natural frequencies and mode shapes) is proposed. Using an airplane wing of MiG-29 a method of diagnosing the defectiveness of the attachment based on the analysis of feedback signals of shock effects. A numerical and full-scale experiments to evaluate the effectiveness of the proposed options are presented. (E-mail: liepa4@mail.ru)

Key words: eigenmodes, natural frequencies.

Поступила в редакцию 14.10.2013.