

УДК: 629.7.018.4:620.178.3

ВЫЯВЛЕНИЕ ТРЕЩИН В ЭЛЕМЕНТАХ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ПАРАМЕТРАМ ВИБРАЦИЙ

Жуков Е. П.^{1,2}, Маленкова В. В.^{1,2}, Бернс В. А.^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск

²«СибНИА им. С. А. Чаплыгина», г. Новосибирск

Широкое распространение в машиностроении нашли методы оценки технического состояния объектов по параметрам вибраций [2, 5]. Вибрационные методы можно условно разделить на пассивные и активные. В первом случае исследуются сигналы, получаемые при функционировании контролируемого объекта, а во втором – соответствующая информация получается при приложении к нему специально заданных воздействий. Пассивные методы применяются для диагностирования, в основном, машин и механизмов, имеющих вращающиеся части (подшипники, соединительные муфты, механические передачи и т.д.) [2].

В вибрационной диагностике конструкций применяются активные методы, основанные на том, что повреждения оказывают влияние на жесткость и демпфирование механических систем, что приводит к изменению характеристик их отклика на вибрационное воздействие [2-5]. Используются также методы, основанные на изменении характеристик распространения упругих волн в материале после появления дефекта [6]. Следует отметить, что в большей части работ представлены результаты исследований гладких образцов (балок, пластин), содержащих определенный тип неоднородности (отверстие, трещина, расслоение и т.д.).

Задачей проводимого исследования является повышение достоверности и информативности в оценке наличия повреждений сложных конструкций, имеющих отверстия, вырезы и условно неподвижные соединения, определение момента появления дефекта и его местоположения. Для этого предлагается метод выявления трещин по нелинейным искажениям портретов колебаний объекта контроля при внешнем гармоническом воздействии. Метод заключается в следующем. На диагностируемую конструкцию устанавливаются датчики ускорений, их количество зависит от габаритов и степени сложности конструкции. Места установки датчиков могут выбираться произвольно, но целесообразно размещать их со сгущениями в наиболее нагруженных зонах. В конструкции с помощью одного или нескольких синхронизированных источников гармонической вибрации создаются вибрационные колебания. По сигналам каждого датчика строятся портреты колебаний: развертка по оси ординат пропорциональна сигналу акселерометра, а по оси абсцисс – его первой гармонике. Для численной оценки искажений из сигнала датчика вычитается его первая гармоника, а в остатке определяется абсолютный максимум искажений за период. Величина этого максимума нормируется и принимается в качестве идентификационного признака дефекта. Подобный подход был применен в контроле люфтов в проводках управления и сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей самолётов и показал свою эффективность [1].

Данный способ вибрационной диагностики процессов разрушения конструкций был опробован на подкрепленной панели самолета (рис. 1 а). Диагностика панели проводилась в несколько этапов. Сначала были зафиксированы динамические характеристики неповрежденной конструкции. Затем в центре панели был сделан концентратор напряжений в виде надреза. Нагружение панели осуществлялось электродинамическим вибростендом. Появление трещин обнаруживалось по

изменению портретов колебаний. Анализ искажений портретов показал возможность их использования для контроля наличия дефектов в сложных конструкциях (рис. 1 б, в).

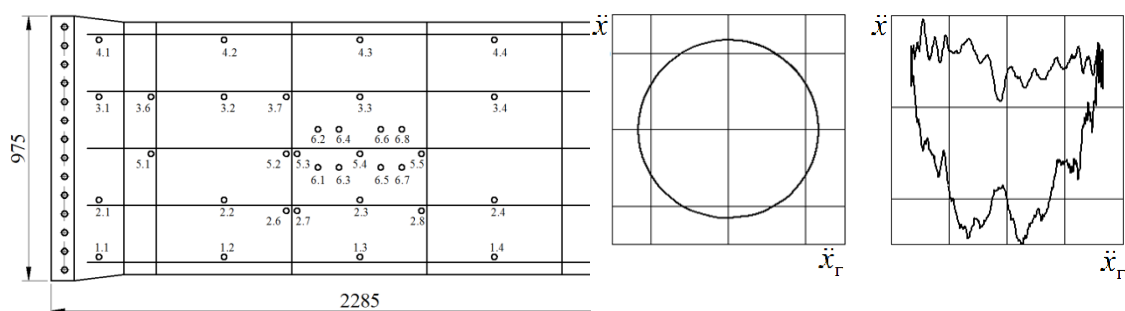


Рис. 1. Эскиз панели и портреты колебаний в контрольных точках: а) эскиз панели и схема установки датчиков; б) исходное состояние; в) панель с дефектом

Картина распределения искажений портретов колебаний по поверхности панели позволяет установить местоположения дефектов (рис. 2).

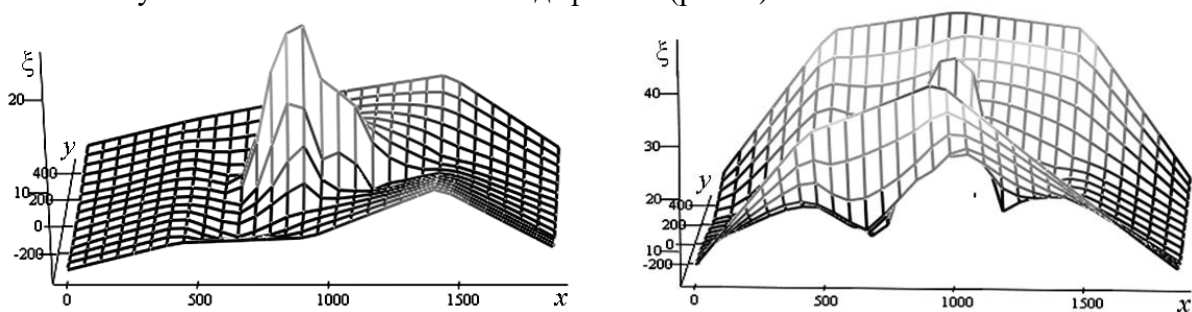


Рис. 2. Поля искажений портретов колебаний: а) надрез в центральной части; б) трещины в крайних стрингерах

Библиографический список

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. LXXXIV, № 1 (698). С. 15–19.
2. Киселев Ю. В., Киселев Д. Ю., Тиц С. Н. Вибрационная диагностика систем и конструкций авиационной техники [Электронный ресурс]: учеб. Электрон. текстовые и граф. дан. (8 Мбайт). Самара: Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2012. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).
3. Постнов В. А., Шлоттманн Г. Использование экспериментальных данных об изменении динамических свойств упругих систем в задачах определения структурных повреждений // Вестник ННГУ. Серия Механика. 2004. № 1. С. 32–42.
4. Шевелев Н. А., Домбровский И. В. Численное исследование динамических характеристик элементов конструкций с дефектами формы // Вестник ПГТУ. Механика. 2009. № 1. С. 160–163.
5. Doebling S. W., Farrar C. R., Prime M. B., Shevitz D. W. Damage Identification and Health Monitoring of Structural and Mechanical Systems from Changes in Their Vibration Characteristics: A Literature Review. Technical Report LA-13070-MS, Los Alamos National Laboratory, Los Alamos, NM. (United States). 1996. 132 p.
6. Kessler S. S., Spearing M. S., Soutis C. Structural health monitoring in composite materials using Lamb wave methods // Smart Materials and Structures. 2002. Vol. 11. P. 269–278.