

Detekcja i monitorowanie przyrostu pęknięć zmęczeniowych z wykorzystaniem fal sprężystych generowanych przez przetworniki PZT

Fatigue cracks detection and their growth monitoring by means of elastic guided waves generated by a network of PZT transducers

Streszczenie

W pracy zaprezentowano wybrane wyniki monitorowania struktury samolotu PZL-130 Orlik TC II w trakcie pełnoskalowej próby zmęczeniowej. W strukturze samolotu rozmieszczono sieć czujników piezoelektrycznych PZT, podłączoną do dedykowanego systemu komputerowego, umożliwiającego zdalne monitorowanie konstrukcji. W pracy przedstawiono opis wielokanałowego urządzenia rejestrującego sygnały uzyskane z przetworników piezoelektrycznych oraz wyniki uzyskane w wybranych punktach pomiarowych na różnych etapach rozwoju pęknięć zmęczeniowych. Proponowany sposób monitorowania konstrukcji oparty jest na tzw. wskaźnikach uszkodzeń zachowujących znikomą informację o przebiegu czasowym rejestrowanych sygnałów, związanych z ich energią. W pracy przedstawiono opis wykorzystywanych charakterystyk sygnałowych oraz sposobów wnioskowania o obecności i rozwoju pęknięć zmęczeniowych. Opracowane techniki zostały zweryfikowane na podstawie danych uzyskanych w trakcie pełnoskalowej próby zmęczeniowej. Uzyskane wyniki potwierdzają zalety korzystania z systemu monitorowania uszkodzeń w oparciu o przetworniki PZT, zwłaszcza w lokalizacjach trudno dostępnych dla standardowych technik badań nieniszczących.

Słowa kluczowe: monitorowanie struktury, detekcja pęknięć zmęczeniowych, sieci przetworników PZT, wskaźniki uszkodzeń

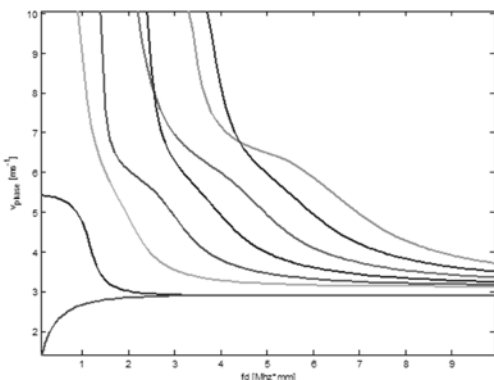
Abstract

This paper presents an approach to the health monitoring of the PZL-130 TC II Orlik aircraft structure during the full scale fatigue test (FSFT). A network of PZT piezoelectric transducers was assembled on the aircraft structure and a dedicated hardware enabling remote control and pre-programmed measurement performance was elaborated. A multichannel acquisition system of large dataset of measurements from the 'hot-spot' locations of the sensors on different stages of the fatigue tests is described in the paper. In the adopted approach a set of Damage Indices (DI's), carrying marginal signal information content and correlated with the total energy received by a given sensor are proposed. The paper provides the description of elaborated techniques for the signal processing and inference about the damage presence. Damage detection capabilities are exemplified by data collected from selected network nodes where damages were found during the project run and the results of their monitoring will be highlighted. The necessity of the use of NDE assisted technology for early damage detection has been proven within the project, especially for the 'hard to access' locations in the aircraft structure.

Keywords: structural health monitoring, fatigue cracks detection, PZT transducers networks, Damage Index

Wstęp

Monitorowanie konstrukcji lotniczych ze względu na możliwość wystąpienia uszkodzeń jest istotnym czynnikiem systemu eksploatacji statków powietrznych (SP) [1]. Szacuje się, że w latach 1990-2007 doszło w USA do ponad 1 500 poważnych incydentów lotniczych, z których ok. 25% spowodowało katastrofy w ruchu lotniczym będące przyczyną śmierci przeszło tysiąca osób [2]. Wiele z nich spowodowanych było osiągnięciem przez uszkodzenia zmęczeniowe rozmiarów krytycznych. Obecnie stosowane techniki diagnostyczne obejmują w większości przeglądy wizualne lub przeglądy z wykorzystaniem metod badań nieniszczących NDT (*Non Destructive Testing* – NDT) [3,4]. Stosowane metody przeglądów są czasochłonne i kosztowne, a wyniki badań są zależne od tzw. czynnika ludzkiego (doświadczenia personelu wykonującego badanie oraz czynników takich jak zmęczenie osoby wykonującej badanie, temperatura otoczenia, oświetlenie, hałas itp.) [5]. Czasochłonność i koszty są związane z odpowiednią ilością roboczogodzin personelu technicznego, jak również bardzo często koniecznością demontażu niektórych elementów SP. Jednakże takie badania muszą być wykonywane w określonych interwałach, co powoduje wyłączenie SP z eksploatacji na czas przeglądu. Proponowaną alternatywą jest zastosowanie monitorowania takich struktur z wykorzystaniem odpowiednich metod umożliwiających rejestrację sygnału bez konieczności demontażu elementu lub wyłączenia go na dłuższy czas z eksploatacji. Metody takie polegają na zabudowaniu w określonych i krytycznych elementach konstrukcji odpowiednich czujników, dokonujących pomiaru za pomocą metod odpowiednich klasyfikacji i wykrycia poszczególnych rodzajów uszkodzeń i należą do grupy technik określanych jako monitorowanie struktury (tzw. *Structural Health Monitoring* – SHM) [6,7]. Stosowanie nowoczesnych technik diagnostycznych opartych na zautomatyzowanych badaniach nieniszczących znacząco zmniejsza ilość składowych wpływających na zależność wyników badań od czynników zewnętrznych, jak również skraca czas badania [8]. Kolejną istotną zaletą jest możliwość rejestracji i archiwizacji wyników w celu późniejszego porównywania, co stanowi wstęp



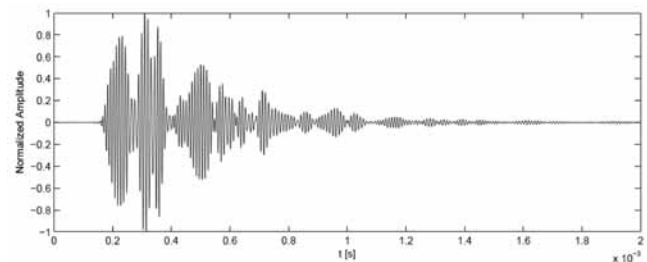
Rys. 1. Krzywe dyspersyjne dla stopu aluminium
Fig. 1. Lamb waves dispersion curves for an aluminium alloy

do ciągłego monitorowania. W artykule przedstawione zostanie podejście do monitorowania konstrukcji lotniczych z wykorzystaniem czujników piezoelektrycznych (PZT) generujących fale sprężyste i systemu akwizycji opracowywanego w ramach projektu SYMOST [9,10].

Monitorowanie stanu konstrukcji lotniczych z wykorzystaniem sieci przetworników PZT

Jedną z idei budowy systemów bieżącego monitorowania konstrukcji jest wykorzystanie mechanicznych właściwości materiałów użytych przy produkcji danego elementu statku powietrznego. Opiera się ona na rejestracji przebiegu fal mechanicznych wzbudzonych w danym ośrodku przez sieć przetworników piezoelektrycznych (PZT) [11], generujących w danej konstrukcji fale sprężyste. Propagacja fal sprężystych w elementach cienkościennych o małej krzywiznie, charakterystycznych dla konstrukcji lotniczych, jest zjawiskiem stosunkowo złożonym. Dla danej częstotliwości sygnału wymuszającego współistnieć mogą różne mody falowe o różnych prędkościach propagacji, które zależą m.in. od grubości danego elementu, częstotliwości wymuszenia oraz modułów sprężystości danego materiału [12]. Na rysunku 1 przedstawiono prędkości fazowe propagacji różnych postaci fal sprężystych w płytach, tzw. krzywe dyspersyjne.

Mody te mogą ulegać rozproszeniu i konwersji na naturalnych elementach konstrukcji, np. szwach nitowych, krawędziach, utrudniając wizualną ocenę sygnałów stosowaną w przypadku klasycznych metod badań nieniszczących (rys. 2).



Rys. 2. Sygnał zarejestrowany przez przetworniki PZT dla nieuszkodzonej struktury

Fig. 2. An example of signal acquired for an undamaged structure

Do wnioskowania o stanie monitorowanej struktury wykorzystuje się zwykle pewne charakterystyki sygnału, tzw. *wskazniki uszkodzeń (damage indices)*, przez porównanie do sygnału odniesienia, tzw. *baseline*, zarejestrowanego dla wyjściowego stanu struktury. Oznaczając przez f_{gs} sygnał wygenerowany przez generator g i zarejestrowany przez sensor s dla danego stanu struktury, f_{gs}^{env} jego obwiednię, przez $f_{gs,b}$, $f_{gs,b}^{env}$ odpowiadający sygnał odniesienia (*baseline*) wraz z obwiednią, oraz przez $cor(f_{gs}^{env}, f_{gs,b}^{env})$ próbkową korelację obwiedni, przykładowe wskaźniki uszkodzeń dane są następująco:

$$DI_1(g, s) = 1 - \text{cor}(f_{gs}^{env}, f_{gs,b}^{env})$$

$$DI_2(g, s) = \left| \frac{\int (f_{gs}^{env} - f_{gs,b}^{env})^2 dt}{\int (f_{gs,b}^{env})^2 dt} \right| \quad (1)$$

Powyższe wskaźniki uszkodzeń są wrażliwe na zmiany energii rejestrowanego sygnału związane z rozproszeniem fali elastycznej na pęknięciu. Wskaźniki te wykorzystują jedynie informację o amplitudzie sygnału, pomijając jego fazę. Ma to na celu zmniejszenie ich podatności na niekontrolowane parametry pomiaru, np. zmienne warunki środowiskowe. Wprowadzone charakterystyki sygnału zależą od lokalizacji uszkodzenia względem danej ścieżki pomiarowej $g \rightarrow s$, wyznaczonej przez generator g i sensor s , zatem ich bezpośrednie wykorzystanie w modelach szacowania rozmiaru uszkodzeń jest utrudnione. W celu zmniejszenia zależności wskaźników systemu od lokalizacji uszkodzenia proponowane jest wykorzystanie tzw. *uśrednionych wskaźników uszkodzeń* [13],

$$ADI_j = \frac{1}{n(n-1)} \sum_{\substack{g,s: \\ g \neq s}} DI_j(g, s), \quad j = 1, 2 \quad (2)$$

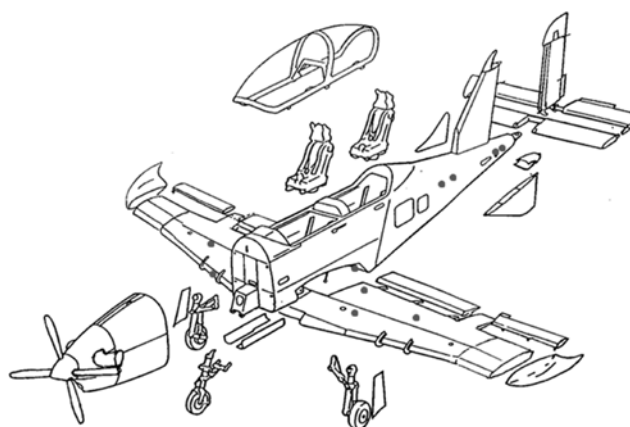
gdzie n jest liczbą sensorów w danej komórce sieci, zaś $DI_j(g, s)$ oznacza wybrany wskaźnik uszkodzeń (wzór 1). Uśrednione wskaźniki uszkodzeń są niezmiennie ze względu na permutacje czujników i mogą być wykorzystane w statystycznych modelach klasyfikacyjnych i regresji.

Działanie zaproponowanych wskaźników uszkodzeń (wzory 1 i 2) jest zilustrowane na przykładzie monitorowania pęknięcia zmęczeniowego propagującego wzdłuż szwu nitowego panelu lotniczego (rys. 3a). Sieć monitorująca (węzeł sieci) w tym przypadku złożona była z czterech przetworników PZT. Na czerwono zaznaczono ścieżki pomiarowe mogące oddziaływać z propagującym pęknięciem. Dla ścieżek łączących przetworniki S.1 – S.3, S.1 – S.4 spodziewany jest spadek energii sygnału związany z transmisją fali wskroś pęknięcia, zaś dla ścieżek 2 – 3, 2 – 4, 3 – 4 możliwe jest odnotowanie energii fal odbitych od pęknięcia.

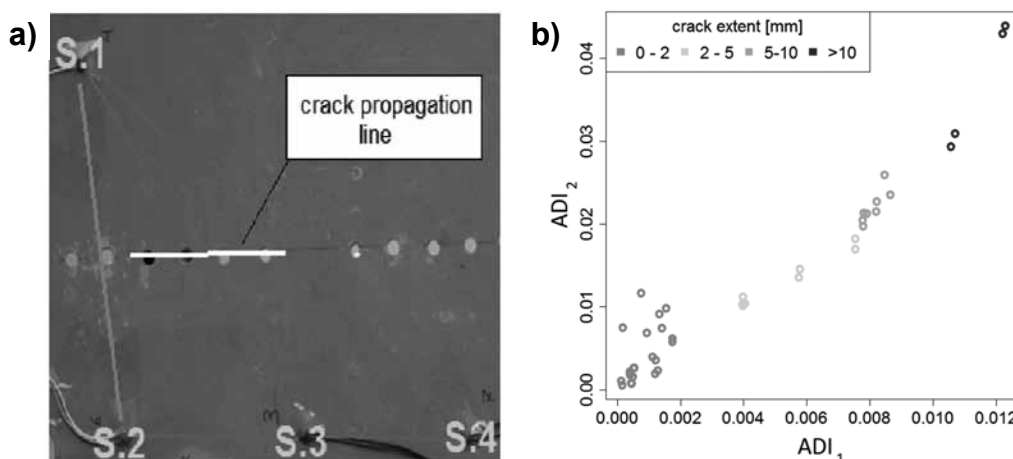
Wpływ oddziaływania fali sprężystej propagującej wzdłuż ścieżki 1 – 2 (kolor zielony) z uszkodzeniem jest natomiast pomijalny. Na rysunku 3b przedstawiono uśrednione wskaźniki uszkodzeń (wzory 1 i 2). Dominujący wpływ na zmiany wartości wskaźników związany był z oddziaływaniem fal sprężystych propagujących wzdłuż ścieżek pomiarowych biegnących wskroś pęknięcia: 1 – 4 (grupa obserwacji żółtych) oraz 1 – 3 (obserwacje czerwone). Niewielka, ale zauważalna separacja danych (grupa obserwacji pomarańczowych) spowodowana była przez rejestrację energii fal odbitych od pęknięcia.

Wykorzystanie przetworników PZT podczas pełnoskalowej próby zmęczeniowej

Proponowane podejście do systemów monitorowania zastosowano w pełnoskalowej próbie zmęczeniowej samolotu PZL-130 TCII ORLIK, używanego w celach szkoleniowych przez Siły Zbrojne RP w ramach projektu SYMOST. W wytypowanych punktach konstrukcji samolotu (rys. 4) zainstalowano węzły pomiarowe liczące od 4 do 8 przetworników PZT.



Rys. 4. Schemat lokalizacji wybranych węzłów systemu monitorowania
Fig. 4. Localization of the selected 'hot-spots' in the aircraft structure

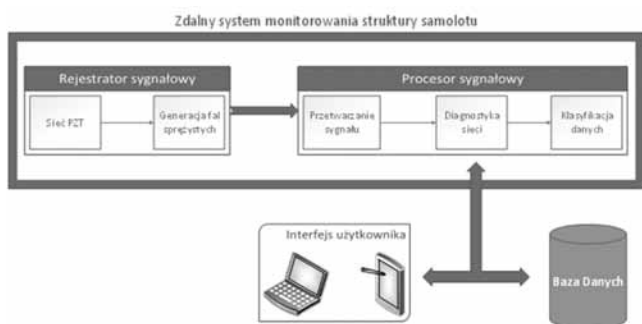


Rys. 3. Monitorowanie przyrostu pęknięcia zmęczeniowego: a) geometria węzła pomiarowego, b) uśrednione wskaźniki uszkodzeń

Fig. 3. Fatigue crack growth monitoring: a) the network geometry, b) Averaged Damage Indices

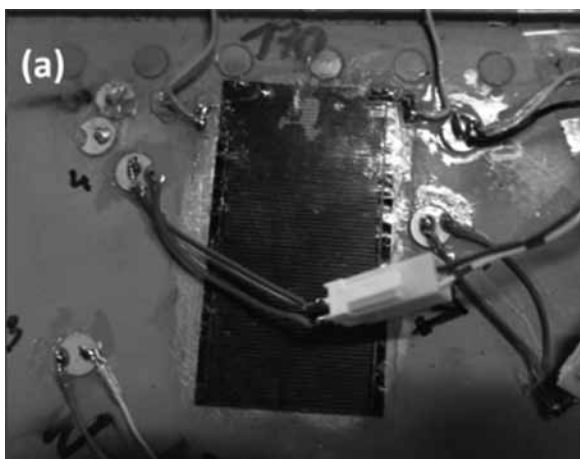
Odczyt danych oraz sterowanie systemami monitorowania odbywa się zdalnie za pośrednictwem Internetu, umożliwiając natychmiastową weryfikację ich wskazań standardowymi metodami badań nieniszczących. System zawiera rejestrator sygnałowy oraz procesor przetwarzania sygnałów i wnioskowania o stanie struktury. Ideowy schemat systemu przedstawiono na rysunku 5. Integralną część procesora sygnałowego stanowią opracowane w ramach projektu SYMOST algorytmy:

- metod analizy sygnału odpornych na niekontrolowane czynniki wpływające na przebieg czasowy rejestrowanych sygnałów;
- metod autodiagnostyki przetworników sieci pomiarowej;
- statystycznych metod wnioskowania o stanie struktury.



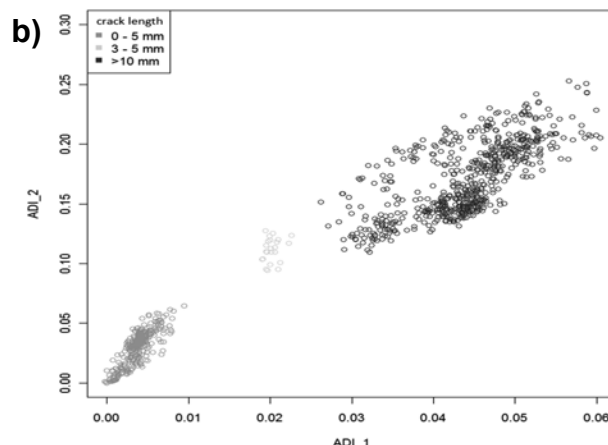
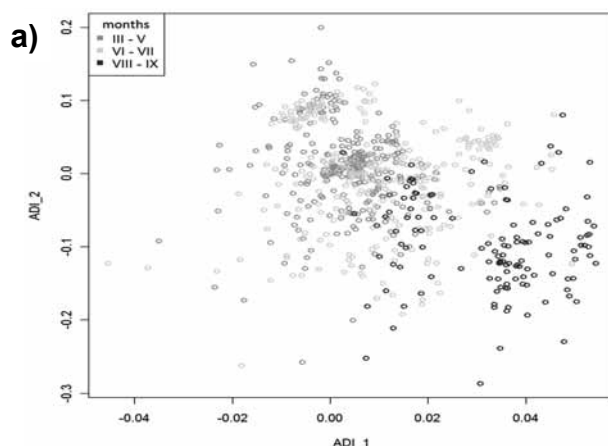
Rys. 5. Schemat blokowy systemu monitorowania
Fig. 5. A block scheme of the monitoring system

Poniżej przedstawio rezultaty działania systemu (rys. 7) dla dwóch wybranych węzłów monitorowania (rys. 6). Jedna ze struktur z zainstalowanymi przetwornikami PZT zawiera liczne szwy nitowe oraz inne źródła rozpraszania fali (rys. 6b), zaś geometria drugiej jest stosunkowo prosta (rys. 6a). Węzeł przedstawiony na rysunku 6(a) pozostał nieuszkodzony w czasie próby zmęczeniowej. W strukturze przedstawionej na rysunku 6(b) doszło do wystąpienia i rozwoju pęknięcia zmęczeniowego. Okres monitorowania w przypadku węzła nieuszkodzonego wyniósł ok. pół roku, zaś w przypadku struktury uszkodzonej ok. miesiąca.



Rys. 6. Wybrane węzły systemu monitorowania: a) brak uszkodzeń, b) rozwój pęknięcia zmęczeniowego
Fig. 6. Selected aircraft 'hot-spots': a) no damage during monitoring, b) fatigue crack development

Uśrednione wskaźniki uszkodzeń dla obu węzłów przedstawiono na rysunku 7. Widoczna jest separacja danych odpowiadająca poszczególnym stopniom rozwoju pęknięcia zmęczeniowego (rys. 7b). W przypadku braku występowania pęknięcia grupy obserwacji odpowiadające poszczególnym okresom monitorowania pokrywają się. W obydwu przypadkach system umożliwia automatyczną klasyfikację i wnioskowanie o powstaniu i rozwoju uszkodzenia. Komunikaty są przesyłane do urządzeń mobilnych lub komputerów stacjonarnych w ITWL w postaci informacji o uszkodzeniu. Taki komunikat generuje potrzebę szybkiego sprawdzenia lokalizacji i zatrzymania realizacji próby zmęczeniowej.



Rys. 7. Uśrednione wskaźniki uszkodzeń: a) węzeł bez uszkodzenia, b) rozwój pęknięcia zmęczeniowego
Fig. 7. Averaged Damage Indices: a) not damaged 'hot-spot', b) fatigue crack development

Wnioski

W artykule przedstawiono jedynie część problematyki dotyczącej budowy systemów monitorowania stanu technicznego konstrukcji lotniczych w oparciu o czujniki piezoelektryczne PZT, opracowywanych w ramach projektu SYMOST. Rozwinięte zostało oprogramowanie do analizy sygnałów, filtracji i przetwarzania w dziedzinie czasu i częstotliwości, umożliwiające bieżące monitorowanie stanu konstrukcji on-line. Na podstawie przetworzonych danych opracowana została kolejna warstwa oprogramowania umożliwiająca klasyfikowanie uszkodzeń i podejmowanie decyzji z wykorzystaniem metod statystycznych, w tym bayesowskich modeli decyzyjnych i sieci neuronowych.

Uzyskane z realizacji projektu dane oraz oprogramowanie umożliwiły budowę systemu z wbudowanym

oprogramowaniem sterującym i decyzyjnym w oparciu o procesory sygnałowe, np. jednostki DSP. Obecnie trwa próba zmęczenia, a system pomiarowy rejestruje dane z zainstalowanych węzłów pomiarowych w zaprogramowanym trybie rejestracji. Modułowa budowa systemu pozwala na dołączanie kolejnych węzłów pomiarowych. Wyniki projektu zostaną wykorzystane do dalszego rozwoju systemu, w tym dalszych prób budowy systemów periodycznego monitorowania zabudowanych na statku powietrznym.

Sprawnie działające systemy monitorowania uszkodzeń umożliwią rozwój nowych koncepcji eksploatacji statków powietrznych, wpływając pozytywnie na bezpieczeństwo lotów przy jednoczesnym obniżeniu kosztów utrzymania systemu.

Literatura

- [1] J. Lewitowicz, Podstawy Eksploatacji Statków Powietrznych T-1, Wydawnictwo ITWL Warszawa 2001.
- [2] Serwis internetowy, National Institute for Occupational Safety and Health, <http://www.cdc.gov/NIOSH/>.
- [3] Aging of U.S. Air Force Aircraft, Final Report, Publication NMAB-488-2, National Academy Press, USA, Washington D.C. 1997.
- [4] NDE of Cracks in Aircraft, NTIAC – SR-98-04, USA, Texas 1998.
- [5] K. Dragan, S. Klimaszewski, In-Service NDI of Aging Helicopters Main Rotor Blades Used In Polish Armed Forces, 9th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference, Atlanta, 06+09 marca, 2006.
- [6] W. Rücker, SAMCO Final Report 2006, Guideline for Structural Health Monitoring, Federal Institute of Materials Research and Testing (BAM), Berlin 2006.
- [7] S.W. Doebling, Ch.R. Farrar Daniel, Damage Identification and Health Monitoring of Structural and Mechanical Systems from Changes in Their Vibration Characteristics: A Literature Review, Los Alamos National Laboratory, Los Alamos 1996.
- [8] K. Dragan, S. Klimaszewski, In-service Flaw Detection and Quantification on the MiG-29 Composite Vertical Tail Skin, 9th European Conference on Non-Destructive Testing, Berlin, 25-29 września 2006.
- [9] K. Dragan, M. Dziendzikowski, T. Uhl, The development of the non-parametric classification models for the damage monitoring on the example of the ORLIK aircraft structure, Key. Eng. Mat. Vol. 518, 2012.
- [10] K. Dragan, M. Dziendzikowski, S. Klimaszewski, S. Kłysz, A. Kurnyta, Energy Correlated Damage Indices in Fatigue Crack Extent Quantification, Key. Eng. Mat. Vol. 570, 2013.
- [11] Z. Su and L. Ye, 'Identification of Damage Using Lamb Waves', Springer-Verlag, Niemcy, 2009.
- [12] K. Graff, 'Wave motion in elastic solids', Oxford University Press, Oxford, 1975.
- [13] www.symost.pl