



Uniwersalne wskaźniki uszkodzeń w systemach monitorowania struktury statków powietrznych

KRZYSZTOF DRAGAN, MICHAŁ DZIENDZIKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, 01-494 Warszawa, ul. Księcia Bolesława 6,
krzysztof.dragan@itwl.pl, michal.dziendzikowski@itwl.pl

Streszczenie. Systemy monitorowania struktury (SHM) stanowią jedną z najintensywniej rozwijanych technologii, mających na celu zwiększenie bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych. Wnioskowania o stanie diagnozowanej struktury dokonuje się zazwyczaj na podstawie tzw. wskaźników uszkodzeń otrzymanych z różnorodnych charakterystyk sygnału rejestrowanego przez sensory układu monitorującego. W niniejszej pracy zbadana zostanie efektywność wybranych wskaźników uszkodzeń w ocenie stanu konstrukcji używanych w lotnictwie przy pomocy systemu monitorowania wykorzystującego generację fal sprężystych. Zaproponowane zostaną również wskaźniki uszkodzeń o charakterze uniwersalnym, pozwalające wnioskować o stanie struktury w dużym stopniu niezależnie od jej typu i lokalizacji występujących uszkodzeń.

Słowa kluczowe: systemy monitorowania uszkodzeń, wskaźniki uszkodzeń, stan struktury, diagnostyka

1. Wprowadzenie

Rosnące potrzeby użytkowników statków powietrznych (SP) wymagają projektowania konstrukcji zdolnych do przenoszenia coraz większych obciążeń przy jednoczesnej konieczności zachowania niemal ciągłej zdolności operacyjnej. Poddawanie struktury cyklicznym obciążeniom powoduje powstawanie i rozwój uszkodzeń zmęczeniowych, co może mieć bardzo poważne konsekwencje dla bezpieczeństwa eksploatacji SP. W latach 1990-2007 doszło w USA do ponad 1500 poważnych incydentów lotniczych, z których około 25% spowodowało katastrofy w ruchu lotniczym będące przyczyną śmierci przeszło tysiąca osób [1]. Wiele z nich spowodowanych było osiągnięciem przez uszkodzenie zmęczeniowe rozmiarów krytycznych.

W celu ochrony przed nadmiernym rozwojem powstających uszkodzeń od wielu lat rozwijane są techniki tzw. badań nieniszczących (NDT, NDI) krytycznych elementów konstrukcji lotniczych. Obecnie istnieją liczne metody tych badań [2-4] z wykorzystaniem m.in.: radiografii, termografii, prądów wirowych, ultradźwięków, pozwalające na wykrycie uszkodzeń na etapie niezagrażającym integralności struktury. Podstawowe ograniczenia tych metod wiążą się z ich czasochłonnością oraz koniecznością wyłączenia statków powietrznych z eksploatacji na czas badań, co generuje duże koszty i uniemożliwia bieżące monitorowanie konstrukcji. Ponadto ze względów konstrukcyjnych weryfikacja niektórych krytycznych punktów danej struktury jest w praktyce niemożliwa, co pozostawia je poza zasięgiem kontroli użytkownika. W związku z tym prowadzone są na świecie intensywne badania nad opracowaniem systemów bieżącego monitorowania stanu technicznego (SHM) krytycznych elementów struktury z wykorzystaniem sieci wbudowanych przetworników [5-8]. Stanowi to jeden z istotnych kierunków rozwoju technologii lotniczych mających na celu zwiększenie bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych.

2. Cel pracy

Prawidłowo funkcjonujące systemy monitorowania uszkodzeń (SHM) powinny dostarczać danych o zróżnicowanym poziomie istotności i stopniu szczegółowości:

- informacje jakościowe — istotne: obecność uszkodzenia w danej komórce sieci sensorów, jego rodzaj i rząd wielkości;
- informacje ilościowe — pomocnicze: dokładna lokalizacja oraz rozmiar uszkodzenia.

Jedną z idei budowy takiego systemu 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) [5, 9-12]. Rozwiązanie dynamiki małych odkształceń ośrodka silnie zależy od warunków brzegowych danego zagadnienia, szczególnie od geometrii danego układu w tym także jej lokalnych zmian spowodowanych nieciągłością struktury. Na rejestrowany sygnał wpływa zatem obecność uszkodzenia, jego rodzaj i rozmiary oraz lokalizacja względem sieci sensorów. Wnioskowania o stanie badanego obiektu dokonuje się na podstawie tzw. wskaźników uszkodzeń (ang. *damage indices*) otrzymanych z wykorzystaniem wybranych charakterystyk rejestrowanego sygnału.

Większość badań nad systemami monitorowania uszkodzeń (SHM) przeprowadzona była z wykorzystaniem laboratoryjnych próbek wybranego materiału [5, 11-16] lub w zastosowaniach przemysłowych i użytku publicznego [10, 16-18]. W niniejszej pracy przedstawimy wyniki badań dotyczących monitorowania stanu

tylnej ściany dźwigara łopaty wirnika nośnego śmigłowców wybranego typu [19]. Jest to element bezpośrednio wpływający na bezpieczeństwo lotu, niedostępny do diagnozowania tradycyjnymi metodami badań nieniszczących [19]. Zweryfikujemy efektywność wybranych wskaźników uszkodzeń w jakościowej ocenie stanu łopaty oraz proponujemy wskaźniki o charakterze uniwersalnym, umożliwiające prawidłowe wskazania systemu niezależnie od lokalizacji uszkodzenia i typu monitorowanej łopaty.

3. Opis zagadnienia

Równania ruchu punktu ośrodka materialnego mają postać:

$$\rho \partial_t^2 u = \nabla \cdot \sigma + \vec{f},$$

gdzie \vec{u} jest polem przemieszczeń ośrodka, σ — tensorem naprężeń, \vec{f} — gęstością pola sił zewnętrznych. Wraz z równaniami konstytutywnymi materiału

$$\sigma^i_j = \frac{1}{2} C^i_{jkl} (\partial_k u_l + \partial_l u_k),$$

zadają one dynamikę małych odkształceń w danym elemencie konstrukcji. Pole przemieszczeń jest zatem rozwiązaniem układu hiperbolicznych równań różniczkowych cząstkowych, którego jawną postać uzyskać można jedynie w uproszczonych przypadkach. W zagadnieniu ogólnym również metody numeryczne napotykać na szereg trudności związanych ze złożonością obliczeniową problemu, skomplikowaną geometrią rzeczywistych struktur, czy też właściwą implementacją różnorodnych uszkodzeń, czynników losowych oraz warunków początkowo-brzegowych zadanych przez sieć przetworników piezoelektrycznych [5]. Odrębny problem stanowi brak elastycznego oprogramowania pozwalającego na łatwą symulację rozważanych modeli [20]. Z tego względu analiza numeryczna propagacji lokalnych odkształceń struktur stanowi oddzielne, intensywnie badane zagadnienie [21, 22].

Przebieg czasowy $f_{gs}(t)$ wygenerowanego punktowo sygnału rejestrowany w danym sensorze można zapisać jako:

$$f_{gs}(t) = (\hat{K}_{\Omega, \nu} f_g)(t) + f_n(t),$$

gdzie:

- $\hat{K}_{\Omega, \nu} f_g$ jest rozwiązaniem dynamiki odkształceń w danym punkcie, które zależy w sposób liniowy od wygenerowanego sygnału f_g , geometrii Ω i charakterystyki materiałowej ν danego ośrodka,
- f_n jest zarejestrowanym losowym zaburzeniem pomiaru.

Rejestrowany sygnał jest zatem zmienną losową. Zauważmy jednak, że losowość ta nie jest spowodowana wyłącznie występującym podczas pomiaru „szumem” f_n , lecz także lokalną zmianą geometrii układu ze względu na powstające niezidentyfikowane uszkodzenia danego elementu. Ponadto na rejestrowany sygnał wpływa nie tylko typ i rozmiar uszkodzenia, lecz także jego położenie względem sieci czujników. Poprawne działanie opisywanych systemów wymaga zastosowania metod uwzględniających wpływ lokalizacji uszkodzenia na wynik pomiaru.

Systemy detekcji uszkodzeń działają w oparciu o tzw. wskaźniki uszkodzeń — zmienne losowe definiowane za pomocą wybranych charakterystyk zarejestrowanego sygnału w odniesieniu do uprzednio zachowanego sygnału bazowego $f_{gs,b}$ nieuszkodzonego elementu. Oznaczając przez f_{gs}^{env} obwiednię danego sygnału można zdefiniować najprostsze wskaźniki uszkodzeń:

$$\text{— charakterystyka } L^1 \quad \Rightarrow \quad L^1(g, s) = \frac{\int |f_{gs}| dt}{\int |f_{gs,b}| dt},$$

$$\Rightarrow \quad L_e^1(g, s) = \frac{\int f_{gs}^{env} dt}{\int f_{gs,b}^{env} dt}$$

$$\text{— charakterystyka } L^2 \quad \Rightarrow \quad L^2(g, s) = \frac{\int (f_{gs})^2 dt}{\int (f_{gs,b})^2 dt},$$

$$\Rightarrow \quad L_e^2(g, s) = \frac{\int (f_{gs}^{env})^2 dt}{\int (f_{gs,b}^{env})^2 dt},$$

— korelacja

$$cor(g, s) = \frac{\int f_{gs} f_{gs,b} dt - \int f_{gs} dt \int f_{gs,b} dt}{\sqrt{\int (f_{gs})^2 dt - (\int f_{gs} dt)^2} \sqrt{\int (f_{gs,b})^2 dt - (\int f_{gs,b} dt)^2}}.$$

Zauważmy, że charakterystyka L^2 powinna być mniej zależna od małych zaburzeń sygnału f_n . Zdefiniowane wskaźniki zachowują znikomą część informacji o danym sygnale. W związku z tym powinny się one cechować mniejszą wariancją (zmiennością) i zależnością od lokalizacji uszkodzenia. Wskaźniki te mogą być zatem użyteczne przy dostarczaniu jakościowych informacji o stanie struktury. Dokładniejsze dane dotyczące typu, położenia i dokładnego rozmiaru zidentyfikowanego uszkodzenia mogą być otrzymane za pomocą bardziej złożonych transformacji sygnału (np. uogólnionych transformacji falkowych [5, 23]). Przybliżone informacje o położeniu uszkodzenia otrzymujemy również ze wskazań

jakościowych, identyfikując komórkę sieci sensorów, w której wykryto uszkodzenie. Z wykorzystaniem modeli regresyjnych lub klasyfikacyjnych wskazania te można również wykorzystać do dokładniejszego oszacowania rozmiaru uszkodzenia.

W paragrafie piątym zbadana zostanie efektywność powyższych charakterystyk sygnału w jakościowej ocenie stanu badanego elementu z podaniem rzędu wielkości wykrytego uszkodzenia. Jedną z technik do tego wykorzystywanych jest analiza składowych głównych (ang. *Principal Component Analysis* — PCA) [24, 25]. Rozważmy p -wymiarowy wektor losowy $\mathbf{X} = (X_1, \dots, X_p)$ oraz jego macierz kowariancji $\text{Cov}(\mathbf{X}) = \mathbb{E}(\mathbf{X} - \mathbb{E}\mathbf{X})^T (\mathbf{X} - \mathbb{E}\mathbf{X})$. Analiza składowych głównych polega na znalezieniu ortogonalnego przekształcenia \mathbf{D} wektora losowego \mathbf{X} o nieskorelowanych cechach D_1, \dots, D_p , zwanych składowymi głównymi. Składowe główne spełniają warunki:

$$D_k = \underset{\substack{\mathbf{X}n: n \in \mathbb{R}^p, \|n\|=1 \\ \text{cor}(D_k, D_i)=0, i=1, \dots, k-1}}{\text{argmax}} \text{Var}(\mathbf{X}n) \quad k = 1, \dots, p.$$

Spełniona jest ponadto nierówność:

$$\sum_{i=1}^k \text{Var}(D_i) \leq \sum_{i=1}^p \text{Var}(D_i) = \text{Tr}(\text{Cov}(\mathbf{X})).$$

Wielkość

$$I_k = \frac{\text{Var}(D_k)}{\sum_{i=1}^n \text{Var}(D_i)}$$

nazywana jest istotnością k -tej składowej, zaś

$$\Lambda_k = \frac{\sum_{i=1}^k \text{Var}(D_i)}{\sum_{i=1}^n \text{Var}(D_i)} = I_1 + \dots + I_k \leq 1$$

procentem wariancji wyjaśnionej przez k pierwszych składowych głównych.

Dla macierzy danych \mathbb{X} estymator próbkowy kowariancji wektora losowego dany jest symetryczną, nieujemnie określoną macierzą wymiaru $p \times p$:

$$S(\mathbb{X}) = \frac{1}{N} \left(\mathbb{X}^T \mathbb{X} - \frac{1}{N} \mathbb{X}^T \mathbf{1} \mathbf{1}^T \mathbb{X} \right),$$

gdzie N jest licznością próby, zaś $\mathbf{1}$ jest N -wymiarowym wektorem jednostkowym. Macierz $S(\mathbb{X})$ można przedstawić w postaci:

$$S(\mathbb{X}) = \sum_{i=1}^p \lambda_i P_i,$$

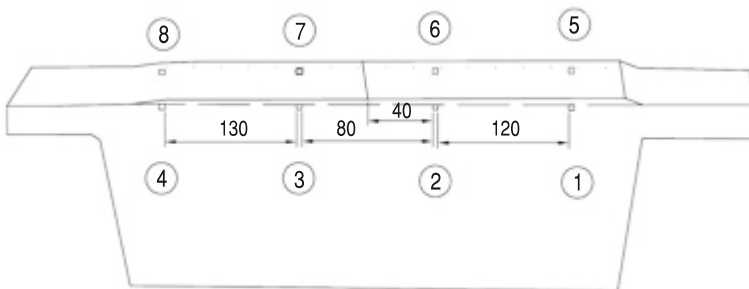
gdzie $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_p \geq 0$ są wartościami własnymi macierzy $S(\mathbb{X})$, zaś $P_i, i = 1, \dots, p$ są rzutami ortogonalnymi na kolejne elementy ortonormalnego układu wektorów $n_i, i = 1, \dots, p$. Wektor $\hat{D}_k \equiv PC_k := \mathbb{X}n_k$ jest próbą z przybliżonego rozkładu k -tej składowej głównej zmiennej losowej \mathbf{X} , której wariancja próbkowa wynosi λ_k , zaś wyestymowana istotność tej składowej jest równa

$$\hat{I}_k = \frac{\lambda_k}{\lambda_1 + \dots + \lambda_p}.$$

Wektor n_k nazywany jest często k -tym kierunkiem głównym.

3. Przebieg doświadczenia

Do badań przygotowano próbkę wykonaną z fragmentu dźwigara łopaty śmigłowca Mi-8. Na tylnej ściance dźwigara rozmieszczono 8 przetworników PZT według schematu zamieszczonego na rysunku (rys. 1). Nacięcie wprowadzające koncentrację naprężeń zlokalizowano pomiędzy czujnikami nr 2 i 3. Spowodowało to propagację pęknięcia pomiędzy tymi czujnikami oraz do przeciwległej ścianki łopaty pomiędzy czujnikami 6 i 7. Pomiarów długości pęknięcia dokonywano podczas próby zmęczeniowej za pomocą metody prądów wirowych i skanowania za pomocą sondy typu *pencil probe*. Na każdym z jedenastu poziomów rozwoju uszkodzenia dla każdego z ośmiu generatorów zarejestrowano w dwóch powtórzeniach przebiegi czasowe sygnałów oraz sygnał przefiltrowany \hat{f}_{gs} w zakresie częstotliwości 100-200 kHz. W każdym kroku pomiarowym jeden z przetworników



Rys. 1. Schemat sieci pomiarowej

wykorzystany był jako generator, pozostałe jako sensory. Podobne badanie wykonano dla fragmentu dźwigara łopaty śmigłowca Mi-2.

4. Uniwersalne wskaźniki uszkodzeń

Na podstawie pomiarów wykonanych na łopacie śmigłowca Mi-8 wyznaczono zdefiniowane uprzednio wskaźniki uszkodzeń $L^1(g, s), L^2(g, s), L_e^1(g, s), L_e^2(g, s), \widehat{\text{cor}}(g, s)$ dla zarejestrowanego sygnału oraz $\hat{L}^1(g, s), \hat{L}^2(g, s), \hat{L}_e^1(g, s), \hat{L}_e^2(g, s), \widehat{\text{cor}}(g, s)$ dla jego transformaty f_{gs} dla każdej pary generator-sensor. Rozważane wskaźniki uszkodzeń zdefiniowane są z wykorzystaniem trzech wybranych charakterystyk oraz liniowych transformat sygnału. Z tego względu wskaźniki uszkodzeń zdefiniowane w oparciu o daną charakterystykę sygnału powinny być w przypadku prawidłowego przebiegu pomiaru silnie skorelowane. Oznaczając przez $DI(g, s), \widetilde{DI}(g, s)$ wskaźniki uszkodzeń pochodzące od tej samej charakterystyki, zaś różniące się wybraną liniową transformatą sygnału, mamy:

$$\widetilde{DI}(g, s) = (\alpha + \varepsilon_1)DI(g, s) + \beta + \varepsilon_2. \quad (1)$$

Zmienne $|\varepsilon_i| \ll \min(|\alpha|, |\beta|), i = 1, 2$ zależą od występującego podczas pomiaru „szumu” oraz szerokości widma generowanego sygnału i innych parametrów, na które wpływa stan danego generatora i sensora. Fakt ten zostanie wykorzystany do oceny funkcjonowania przetworników układu pomiarowego.

W celu zwiększenia liczności badanej próby poszczególne generacje sygnałów potraktowano jako niezależne 80-wymiarowe obserwacje:

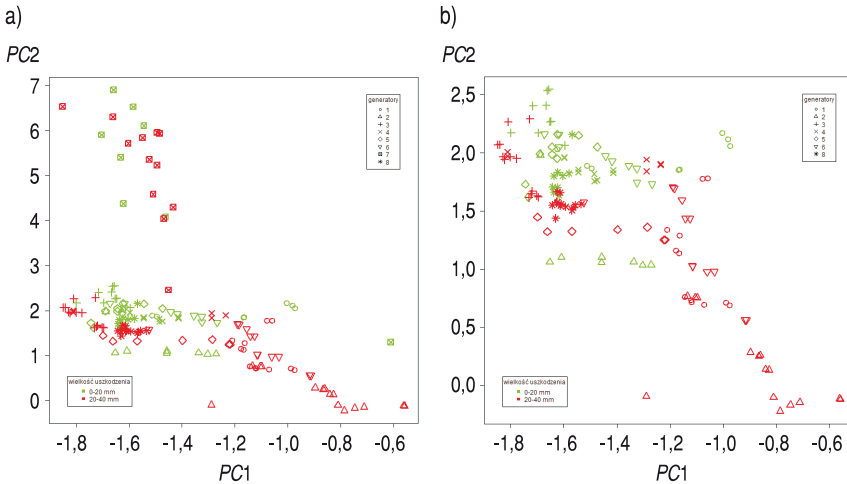
$$X_{kg} = (L^1(g, 1), \dots, \widehat{\text{cor}}(g, 1), \dots, L^1(g, 8), \dots, \widehat{\text{cor}}(g, 8)) =: (DI_{kg}^1, \dots, DI_{kg}^{80}), \\ k = 1, \dots, 11, g = 1, \dots, 8.$$

W pierwszym etapie analizy wyeliminowano wskaźniki uszkodzeń, $DI_{kg}^{70}, \dots, DI_{kg}^{80}$ wyznaczone dla siódmego i ósmego sensora jako cechy odstające. Następnie wyeliminowano obserwacje odstające. Otrzymano w ten sposób 171 obserwacji 60-wymiarowych, z których utworzono macierz danych \mathbb{X} o odpowiadającym wymiarze 171×60 . Oceny separacji danych dokonano za pomocą dwóch pierwszych składowych głównych PC_1, PC_2 (rys. 2). Istotność tych składowych wyniosła

$$\hat{I}_1 = 0,59, \quad \hat{I}_2 = 0,18,$$

wobec czego dwie z sześćdziesięciu składowych głównych wyjaśniają aż 77% wariancji danych. Wskazuje to na możliwość budowy modeli uproszczonych w oparciu o dużo mniejszą liczbę wskaźników uszkodzeń. Dane pochodzące z generatora 7

stanowią na wykresie (rys. 2a) odrębną grupę, co może wskazywać na niewłaściwe działanie tego przetwornika. Na kolejnym wykresie przedstawione zostały dane dla pozostałych generatorów (rys. 2b).



Rys. 2. Składowe główne danych pomiarowych: a) z uwzględnieniem wszystkich generatorów; b) z pominięciem generatora siódmego

Jak zaznaczono na wstępie, dane pochodzące z różnych generatorów ze względu na inną geometrię układu generator–uszkodzenie–sieć sensorów mają różne rozkłady. Z tego względu część obserwacji z generatorów położonych w większej odległości od uszkodzenia znajduje się stosunkowo blisko obszaru zdominowanego przez dane otrzymane dla nieuszkodzonego elementu (rys. 2b). Jednak również dla danych uzyskanych z tych generatorów widoczna jest separacja uszkodzonych i nieuszkodzonych elementów.

4.1. Wskaźniki dominujące

Otrzymane zmienne PC_1 , PC_2 są kombinacjami liniowymi sześćdziesięciu wskaźników uszkodzeń wyznaczonych dla różnych sensorów sieci. Trudność w interpretacji pełnego modelu oraz znacząca istotność składowych głównych PC_1 , PC_2 skłania do poszukiwania modeli monitorowania opartych o mniejszą liczbę cech. Składowe główne dane są poprzez:

$$PC_k = \sum n_k, \quad k = 1, \dots, 60.$$

Dla dużej liczby analizowanych cech (w naszym przypadku wskaźników uszkodzeń) większość współrzędnych kierunków głównych n_k jest bliska zeru, dając

pomijalny wkład w wartości składowych głównych PC_k . Niech $n_1^a, n_2^a, a = 1, \dots, 60$ oznaczają współrzędne dwóch pierwszych kierunków głównych. Zdefiniujmy wektory d_1, d_2 o współrzędnych

$$d_1^a = n_1^a \mathbb{I}_{(0,2,1)}(|n_1^a|), \quad d_2^a = n_2^a \mathbb{I}_{(0,2,1)}(|n_2^a|), \quad (2)$$

gdzie \mathbb{I}_A oznacza funkcję charakterystyczną zbioru A . Wektory d_1, d_2 powstają zatem z kierunków n_1, n_2 poprzez pozostawienie niezerowymi tylko tych współrzędnych, których wkład w długość wektora jest nie mniejsza od ustalonego poziomu. W przypadku analizowanych danych niezerowym współrzędnym dwóch pierwszych kierunków uproszczonych d_1, d_2 odpowiadały wskaźniki uszkodzeń pochodzące od charakterystyki L^2 sygnału. Podobną zależność zaobserwowano także dla pomiarów wykonanych na łopacie śmigłowca Mi-2. Wskazuje to na możliwość efektywnego wykorzystania tej charakterystyki w systemach monitorowania konstrukcji lotniczych.

4.2. Wskaźniki uśrednione

Zidentyfikowane dominujące wskaźniki uszkodzeń wyznaczone są na podstawie sygnału zarejestrowanego w zadanych sensorach układu pomiarowego. Otrzymane rezultaty są wobec tego silnie zależne od lokalizacji uszkodzenia, w szczególności zmieniają się po dokonaniu permutacji czujników.

Oznaczmy przez $\tilde{d}_1^j, \tilde{d}_2^j$ niezerowe współrzędne kierunków uproszczonych d_1, d_2 odpowiadające wskaźnikom uszkodzeń $DI_j^1(g, s), DI_j^2(g, s)$. Zdefiniujmy wskaźniki uśrednione:

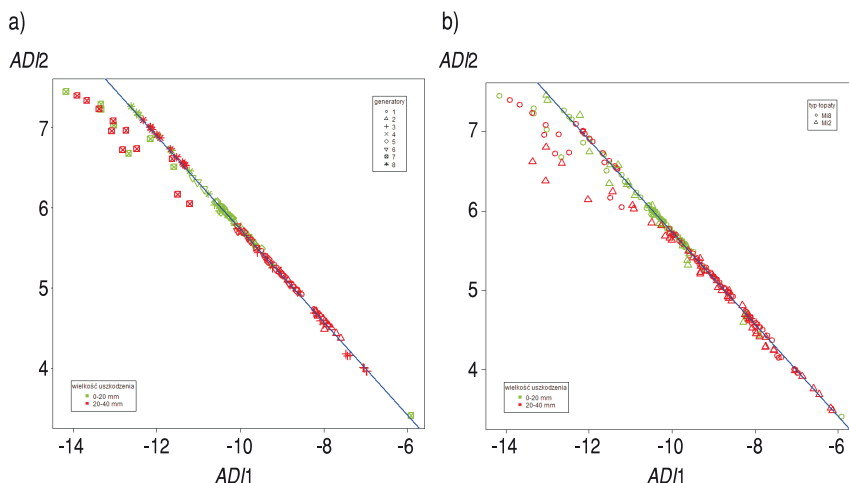
$$ADI_i(g) = \frac{1}{S} \sum_{s,j} \tilde{d}_i^j DI_j^i(g, s), \quad i = 1, 2,$$

gdzie S jest liczbą czujników sieci rejestrującej wzbudzony sygnał. Uśrednione wskaźniki uszkodzeń są mniej zależne od lokalizacji uszkodzenia, co pozwala na ich wykorzystanie w jakościowej ocenie stanu badanej konstrukcji. W przypadku dwóch pierwszych kierunków uproszczonych d_1, d_2 wykorzystane w powyższej definicji wskaźniki uszkodzeń pochodzą od tej samej charakterystyki sygnału. Zatem z uwagi na zależność (1) również otrzymane wskaźniki ADI_1, ADI_2 modelu uśrednionego powinny być silnie skorelowane:

$$ADI_2 = (\alpha + \varepsilon_1) ADI_1 + \beta + \varepsilon_2.$$

Nieprawidłowe funkcjonowanie danego przetwornika sieci powoduje duże wartości odchylenia $\varepsilon_1, \varepsilon_2$, co wpływa na powyższą korelację. Fakt ten może być wykorzystany do diagnostyki układu pomiarowego.

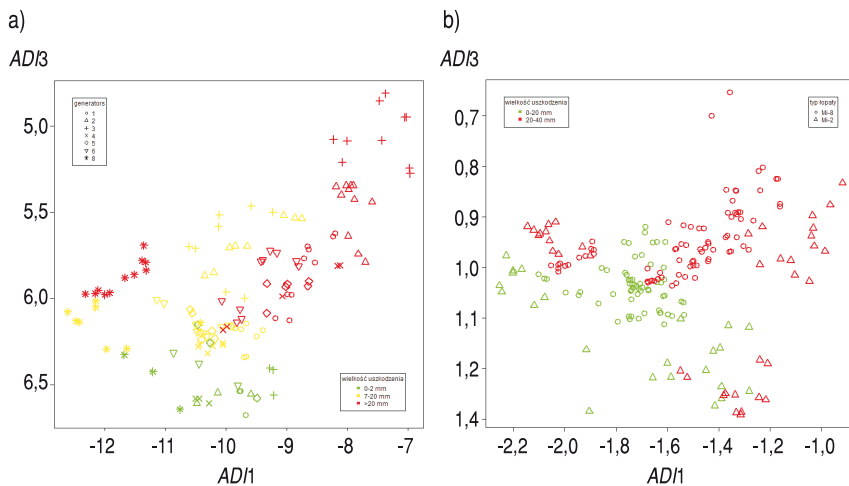
Zmienne uśrednione zostały naniesione na wykresie (rys. 3a). Zauważmy, że grupa obserwacji pochodząca od generatora 7 odstaje od wyznaczonej prostej korelacji, co potwierdza wcześniejsze przypuszczenia o niesprawności tego czujnika. Na kolejnym wykresie (rys. 3b) przedstawiono również wskaźniki ADI_1 , ADI_2 uzyskane z pomiarów łopaty śmigłowca Mi-2, przy niezmiennych wagach koniecznych do ich wyznaczenia. Dane ze śmigłowca Mi-2 układają się wzdłuż tej samej prostej, co potwierdza, że omawiana korelacja ma charakter uniwersalny, w dużym stopniu niezależny od badanego elementu. Podobnie jak dla śmigłowca Mi-8 obserwacje dla jednego z generatorów odstają od prostej korelacji. Współczynnik proporcjonalności wskaźników ADI_1 , ADI_2 zmieni się w przypadku zastosowania innych materiałów lub znacznej zmiany geometrii sieci przetworników, ze względu na zjawisko dyspersji fal Lamba i zmianę widma rejestrowanego sygnału.



Rys. 3. Model uśredniony — kierunki skorelowane: a) łopata śmigłowca Mi-8; b) obydwa rodzaje łopat

4.3. Wskaźniki nieskorelowane

W poprzednim paragrafie zdefiniowane zostały dwa uśrednione wskaźniki uszkodzeń. Wskaźniki te są silnie skorelowane, co zostało wykorzystane do diagnostyki sensorów układu pomiarowego. Ocena stanu badanego elementu wymaga jednakże wykorzystania jak największej liczby niezależnych od geometrii zmiennych nieskorelowanych, opartych na różnych charakterystykach sygnału. Analizując wszystkie kierunki główne $n_i, i = 1, \dots, 60$, wyznaczając dla nich kierunki uproszczone d_i oraz odpowiadające im wskaźniki uszkodzeń, możemy zidentyfikować kolejną efektywną charakterystykę sygnału oraz zdefiniować dla niej uśredniony wskaźnik uszkodzeń ADI_3 . Na wykresie (rys. 4a) przedstawiono dwa nieskorelowane,



Rys. 4. Model uśredniony — kierunki nieskorelowane: a) łopata śmigłowca Mi-8; b) obydwa rodzaje łopat

uśrednione wskaźniki z podziałem na trzy rzędy wielkości uszkodzeń. Zauważmy, że w grupie obserwacji pochodzących od nieuszkodzonego elementu nie znajduje się żadna obserwacja z pozostałych grup. Niektóre z tych danych znajdują się natomiast w drugiej grupie wielkości uszkodzeń. Mamy zatem do czynienia z tzw. błędem drugiego rodzaju. Oznacza to, że system ten może fałszywie ostrzec przed wystąpieniem uszkodzenia, lecz nie powinien pominąć usterek faktycznych, co ma dodatni wpływ na bezpieczeństwo. Uśrednienie zdefiniowanych wskaźników także względem generatorów sieci zmniejszy ich zależność od lokalizacji uszkodzenia oraz zwiększy separację danych. Wykorzystując model uśredniony opracowany dla łopaty śmigłowca Mi-8, wyznaczono również pierwszy i trzeci kierunek ADI_1 , ADI_3 dla danych uzyskanych z pomiarów łopaty śmigłowca Mi-2 (rys. 4b). Pomimo różnic w budowie łopaty śmigłowca Mi-2 oraz nieco innych warunków wykonywanych pomiarów uzyskane dane komponują się z modelem uśrednionym śmigłowca Mi-8 nad wyraz dobrze.

5. Podsumowanie

Sprawnie działające systemy monitorowania uszkodzeń umożliwią rozwój nowych koncepcji eksploatacji statków powietrznych, wpływając pozytywnie na bezpieczeństwo lotów przy jednoczesnym obniżeniu kosztów utrzymania systemu. W niniejszej pracy oceniono możliwość wykorzystania wybranych wskaźników uszkodzeń w systemach monitorowania stanu konstrukcji lotniczych opartych o sieć przetworników piezoelektrycznych. Opracowano również narzędzia diagnostyki

czujników sieci pomiarowej. Konieczne jest przeprowadzenie dalszych badań, które pozwoliłyby na opracowanie modeli klasyfikacyjnych lub regresyjnych umożliwiających oszacowanie rozmiaru uszkodzenia.

Autorzy pragną podziękować Ministerstwu Nauki i Szkolnictwa Wyższego za finansowanie pracy, która została wykonana podczas realizacji projektu badawczego własnego o numerze O N504 418637 na podstawie umowy nr 4186/B/T00/2009/37 z dnia 22.09.2009 r.

Artykuł wpłynął do redakcji 5.09.2011 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w styczniu 2012 r.

LITERATURA

- [1] Serwis internetowy, *National Institute for Occupational Safety and Health*, <http://www.cdc.gov/NIOSH/>.
- [2] J. GRAY, G.R. TILLACK, *X-ray imaging methods over the last 25 years — new advances and capabilities*, Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation, 20, American Institute of Physics, New York, 2001, 16-32.
- [3] J.D. ACHENBACH, *Quantitative nondestructive evaluation*, International Journal of Solids and Structures, 37, 2000, 13-27.
- [4] J.D.N. CHEEKE, *Fundamentals and Applications of Ultrasonic Waves*, CRC Press, Boca Raton, 2002.
- [5] Z. SU, L. YE, *Identification of Damage Using Lamb Waves*, Springer-Verlag, Berlin, 2009.
- [6] W. RUCKER, *Guideline for Structural Health Monitoring*, Federal Institute of Materials Research and Testing (BAM), SAMCO Final Report, Berlin, 2006.
- [7] S.W. DOEBLING, D.CH.R. FARRAR, *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] V. GIURGIUTIU, A. CUC, *Embedded non-destructive evaluation for structural health monitoring, damage detection, and failure prevention*, The Shock and Vibration Digest, 37, 2, 2005, 83-105.
- [9] D.N. ALLEYNE, P. CAWLEY, *The excitation of Lamb waves in pipes using dry-coupled piezoelectric transducers*, Journal of Nondestructive Evaluation, 15, 1, 1996, 11-20.
- [10] P.S. TUA, S.T. QUEK, Q. WANG, *Detection of cracks in cylindrical pipes and plates using piezo-actuated Lamb waves*, Smart Materials and Structures, 14, 2005, 1325-1342.
- [11] Y.H. KIM, D.H. KIM, J.H. HAN, C.G. KIM, *Damage assessment in layered composites using spectral analysis and Lamb wave*, Composites: Part B, 38, 2007, 800-809.
- [12] Z. SU, L. YE, Y. LU, *Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: a review*, Journal of Sound and Vibration, 295, 2006, 753-780.
- [13] P. MOYO, J.M.W. BROWNJOHN, *Detection of anomalous structural behavior using wavelet analysis*, Mechanical Systems and Signal Processing, 16, 2002, 429-445.
- [14] D.E. CHIMENTI, *Guided waves in plates and their use in materials characterization*, Applied Mechanics Review, 50, 2, 1997, 247-284.
- [15] K.S. TAN, N. GUO, B.S. WONG, C.G. TUI, *Experimental evaluation of delaminations in composite plates by the use of Lamb waves*, Composites Science and Technology, 53, 1995, 77-84.
- [16] CH. FARRAR, *Dynamic Characterization and Damage Detection in the I-40 Bridge over the Rio Grande*, Los Alamos report LA-12767-MS, Los Alamos National Laboratory.

-
- [17] B. RANDALL, *State of the Art in Monitoring Rotating Machinery*, Part 1: *Sound and Vibration*, March, 2004, 141-142.
- [18] R. BRINCKER, *Damage Detection in an Offshore Structure*, Proc. of the 13th International Modal Analysis Conference, Nashville, 1995.
- [19] K. DRAGAN, S. KLIMASZEWSKI, M. SAŁACIŃSKI, P. SYNASZKO, M. DZIENDZIKOWSKI, *Structural Health Monitoring of the Helicopter Main Rotor Blades with the Integrated Sensors*, Proc. of the 2011 Aircraft Airworthiness & Sustainment Conference, San Diego, 2011.
- [20] A. LESKI, *Symulacje procesu rozdzierania blach duralowych z numeryczną implementacją kryterium pękania*, Biul. WAT, 59, 4, 2010, 335-349.
- [21] B.C. LEE, W.J. STASZEWSKI, *Modeling of Lamb waves for damage detection in metallic structures*, Part II: *Wave interactions with damage*, Smart Materials and Structures, 12, 2003, 815-824.
- [22] W.J. ZHOU, M.N. ICHCHOU, *Wave scattering by local defect in structural waveguide through wave finite element method*, Structural Health Monitoring, 10, 2011, 335-349.
- [23] Y. TANG, *Wavelet Theory and Its Application to Pattern Recognition*, World Scientific Publishing, Singapore, 2000.
- [24] T. HASTIE, R. TIBSHIRANI, J. FRIEDMAN, *The Elements of Statistical Learning: data mining, inference, and prediction*, 5th ed., Springer-Verlag, Berlin, 2009.
- [25] J. KORONACKI, J. ČWIK, *Statystyczne systemy uczące się*, WNT, Warszawa, 2005.

K. DRAGAN, M. DZIENDZIKOWSKI

Universal damage indices in aircraft Structural Health Monitoring systems

Abstract. Structural health monitoring (SHM) is an aircraft operation safety enhancing technology which nowadays undergoes rapid development. Structural health of a test structure is inferred from damage indices — various characteristics of the signal registered by transducers of the monitoring system. In this paper, we investigate the efficiency of selected damage indices in the evaluation of the health of structures used in aviation. We propose also damage indices having universal properties, useful in structural health assessment irrespectively of its type and the damage localization.

Keywords: structural health monitoring, damage indices, structure health, damage detection

