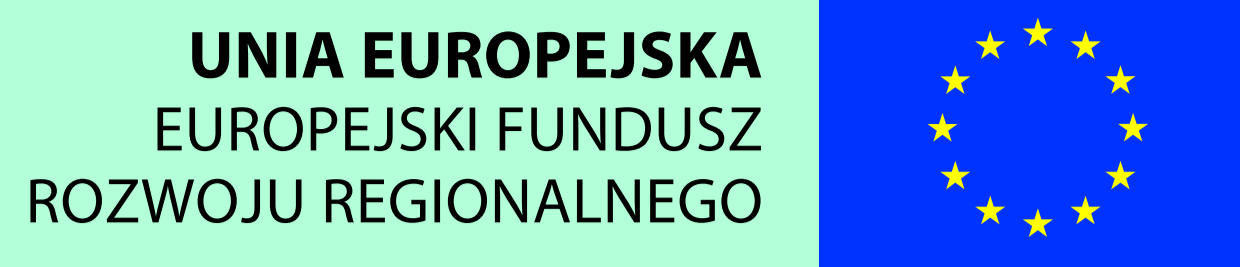
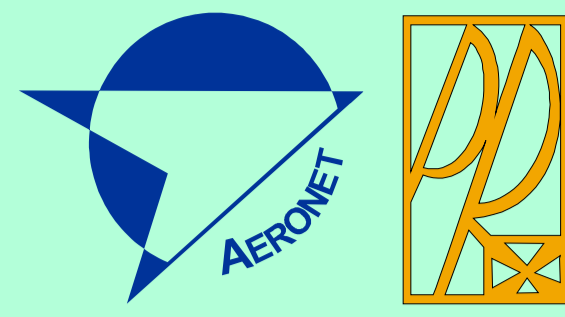


# Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym Modern material technologies in aerospace industry



Konferencja Rady Partnerów RP CZT AERONET  
i Konferencja Podsumująca Projekt PKAERO  
30 Listopada- 1 Grudnia 2015

# ZB14

## Materiały inteligentne - oraz bazy danych na nich systemy zespolone (ang. smart embedded systems) do zastosowania w lotnictwie

### Smart embedded systems based on intelligent materials

Instytut Podstawowych Problemów Techniki Polskiej Akademii Nauk, Instytut Maszyn Przepływowych Polskiej Akademii Nauk  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Instytut Lotnictwa w Warszawie, Politechnika Rzeszowska, Politechnika Lubelska, Politechnika Warszawska

#### Tytuł rozwiązania Innowacyjnego Title of the innovative solution

1. Sposób wykrywania i lokalizowania uszkodzenia w elementach konstrukcyjnych stosowanych w lotnictwie (zgłoszenie patentowe nr P.407766 do UPRP)  
1. A Method for Damage Detection and Localization in Structural Elements Applied in Aerospace Industry (patent pending No. P.407766)
2. Badania przemiarowe pionowych łopatek rotora w funkcji czasu  
2. Tracking of Rotor Blades in Time
3. Wyznaczenie postaci drga własnych wirnika migłowca z kompozytowymi łopatkami  
3. Determination of eigenmodes of a helicopter rotor with composite blades

#### Krótki opis rozwiązania Brief description of the solution

Ad. 1. Przedmiotem rozwiązania innowacyjnego jest sposób wykrywania i lokalizowania uszkodzenia w elementach konstrukcyjnych, zwłaszcza w belkach, płytach lub powłokach wykonanych z kompozytów i stosowanych w lotnictwie. Sposób ten pozwala na zastosowanie nieniszczącej metody dynamicznej do diagnozowania stanu elementów narażonych na występowanie ukrytych wad, mogących zainicjować zniszczenie całej konstrukcji. Immanentnym elementem metody jest tzw. dynamiczny wskaźnik uszkodzenia, który oblicza się ze wzoru:

Ad. 1. The object of the invention is a method for damage detection and localization in structural elements, especially beams, plates or shells made of composites and applied in aircraft industry. The method enables application of non-destructive dynamical approach to state identification of elements prone to occurrence of hidden defects, able to initiate failure of the whole structure. An intrinsic part of the method is the Damage Index, which is calculated as follows:

$$I_i^d = \frac{|S_i^u - S_i^d|}{S_i^u + e}, \quad i = 1, 2, \dots, N$$

przy czym:  
where:

$$S_i^u = \frac{1}{N_j} \sqrt{(w_{i,j+1}^u - w_{i,j}^u)^2 + (u_{i,j+1}^u - u_{i,j}^u)^2}, \quad S_i^d = \frac{1}{N_j} \sqrt{(w_{i,j+1}^d - w_{i,j}^d)^2 + (u_{i,j+1}^d - u_{i,j}^d)^2}$$

Oznaczenia:  
Designation:

$j$  - numer kolejnego punktu na mapie Poincarégo,  $w$  - przemieszczenia,  $u$  - prędkości punktów pomiarowych,  $u$  - element uszkodzony,  $d$  - el. diagnozowany;  $N_j$  - liczba punktów na każdej z map Poincarégo;  $S_i^u$  i  $S_i^d$  - długości linii łączących wszystkie punkty na mapach Poincarégo, wykresy liniowe dla każdego i-tego punktu pomiarowego.  
 $i$  - No. of subsequent point at Poincaré map,  $w$  - displacements and  $w$  - velocities of the measurement points,  $u$  - damaged element,  $d$  - diagnosed el.,  $N_j$  - total number of points at each Poincaré map;  $S_i^u$  i  $S_i^d$  - total length of the lines connecting the points at every  $i$ -th Poincaré map.

Ad. 2. Badania modelu fizycznego rotora migłowca z łopatkami wykonanymi z kompozytów (rys. 2a) przeprowadzono za pomocą systemu do pomiarów optycznych PONTOS. Wizualizację komponentów struktury przedstawiono na rys. 2b, w postaci przemieszczeń punktów pomiarowych układu. Do ledzenia przemieszczeń pionowych w funkcji czasu wybrano swobodne końce belek. Badano układ podczas rozpędzania, hamowania oraz przy wybranych stałych prędkościach wirnika. Wybrane wyniki przedstawiono na rys. 2c.

Ad. 2. The tests on a physical model of a helicopter's rotor with composite blades (Fig. 2a) were performed with the PONTOS optical measurements system. Visualization of the structures' components is presented in Fig. 2b in the form of measurement points' displacements. The tracked points were free ends of the blades. The rotor was tested during starting, stopping, as well as at chosen (constant) rotational velocities. An excerpt from the obtained results is given in Fig. 2c.

Ad. 3. Obiekt badań jest trójłopatowy wirnik (rys. 2a) z łopatkami z kompozytu szklano-epoksydowego o konfiguracji [45/-45/90]s i wymiarach 350mm x 34mm x 1.8mm z piastą z Poliamidu 6-TECAMID 6; wał napędowy wykonano ze stali 18GA, a uchwyty belek ze stopów aluminium oraz ze stali. Do zbudowania modelu numerycznego kompozytowych łopatek użyto elementów skończonych typu continuum shell - SC8R (łopatki) oraz elementów brylowych typu C3D20RE i C3D10. Numeryczny model układu przedstawiono na rys. 3a. Dla tak wykonanego modelu metod Lanczos wyznaczono pięć pierwszych postaci oraz cztery drga własnych (rys. 4b - f). Wyniki tych badań porównano z eksperymentalną analizą modalną wykonaną za pomocą wibrometru laserowego. Wyniki obu analiz przedstawiono w tabeli 1.

Ad. 3. Object of analysis was the three blades rotor (Fig. 2a) with blades made of glass-epoxy composite in a sequence [45/-45/90]s with dimensions 350mm x 34mm x 1.8mm; the rotor head was made of Polyamide 6 - TECAMID 6, the drive shaft was made of steel 18G2A and the handle of the blades - steel, as well as aluminium alloy.

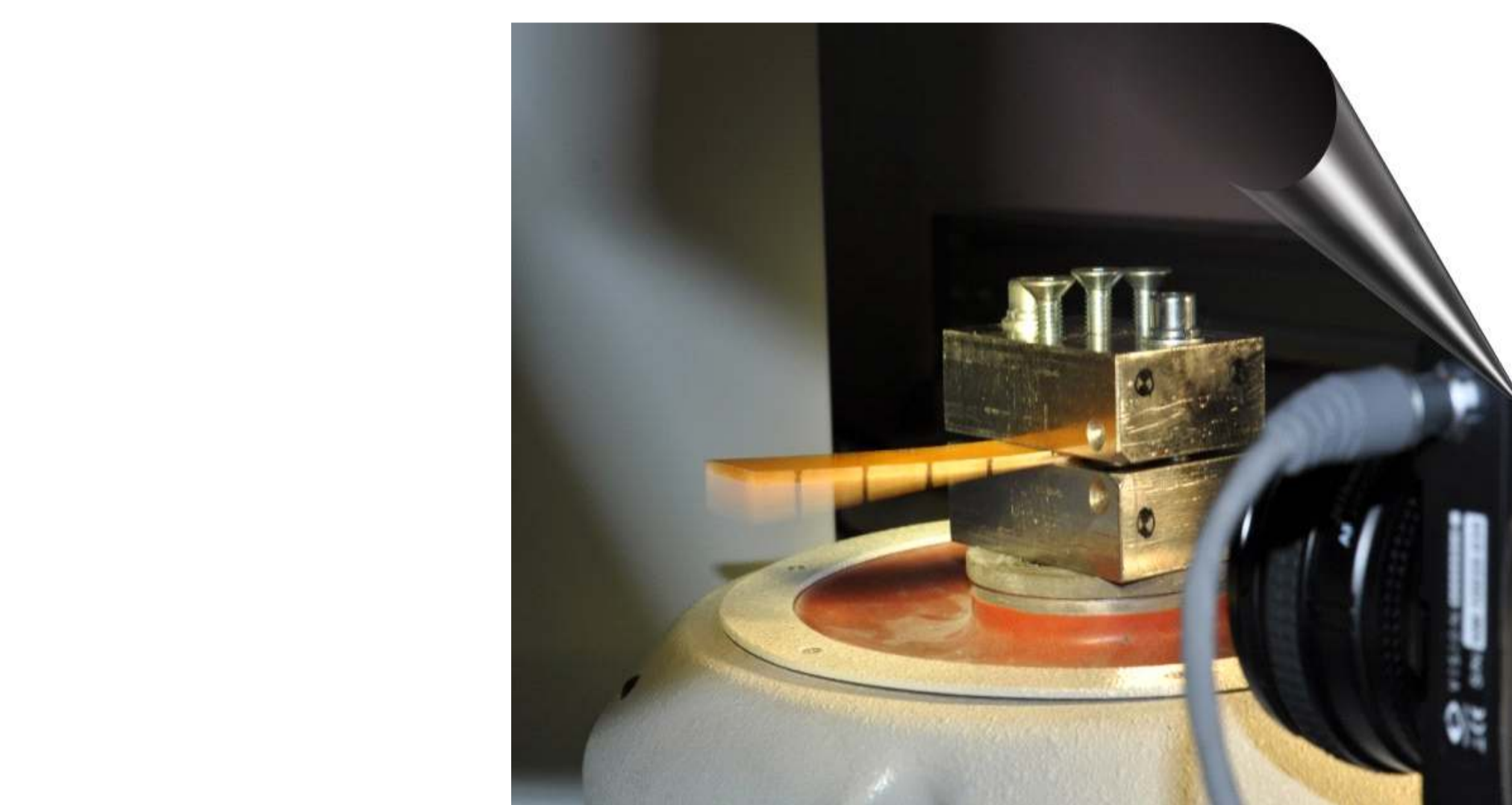
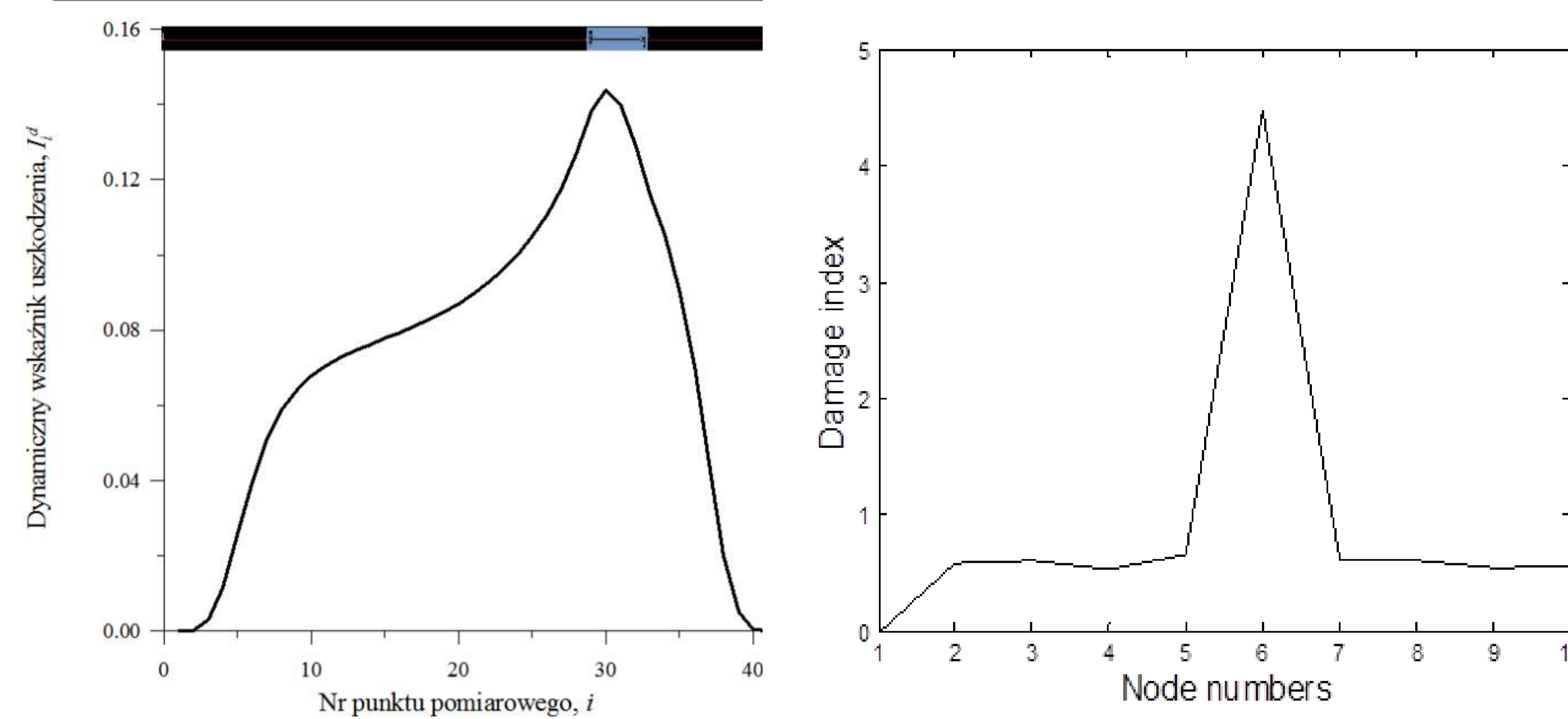
The FE model of the composite blades was made using continuum shell finite elements - SC8R (the blades) and C3D20RE and C3D10 type solid elements. The numerical model of the system is presented in Fig. 3a. In the finite element method simulations the Lanczos algorithm was used in order to determine the first five natural frequencies and corresponding modes of free vibrations of the system. In Fig. 3b - f one can see the first five modes of the FEM analysis. The obtained results were compared with the results of the experimental modal analysis, which has been performed with a scanning laser vibrometer. The comparison of all results is given in Table 1.

Tabela 1. Porównanie uzyskanych wyników [Hz]

Table 1. Comparison of the results [Hz]

Postać	Cały wirnik		Różnica [%]	Mode	Whole rotor		Difference for whole rotor [%]
	MES model	Eks. model			FEM model	Exp. model	
Pierwsza zginana w pł. podatnej	8.9	9.9	9.61	First flapwise bending mode	8.9	9.9	9.61
Druga zginana w pł. podatnej	55.7	54.9	1.34	Second flapwise bending mode	55.7	54.9	1.34
Pierwsza zginana w pł. sztywnej	119.8	-	-	First chordwise bending mode	119.8	-	-
Trzecia zginana w pł. podatnej	155.3	153.4	1.30	Third flapwise bending mode	155.3	153.4	1.30
Pierwsza skrętna	201.0	-	-	First torsion mode	201.0	-	-

#### Graficzna prezentacja rozwiązania innowacyjnego Visualization of the innovative solution



Rys. 1 Dynamiczny wskaźnik uszkodzenia dla kompozytowej belki wspornikowej: a) wyniki obliczeń numerycznych, b) stanowisko pomiarowe, c) wyniki pomiarów stanowiskowych  
Fig. 1 Damage Index for a composite cantilever beam: a) numerical results, b) test stand, c) experimental results

#### Zalety i ograniczenia rozwiązania innowacyjnego Advantages and restrictions of innovative solution

Ad. 1. Dzięki zastosowaniu sposobu wykrywania i lokalizowania uszkodzenia w elementach konstrukcyjnych stosowanych w przemyśle lotniczym możliwa stała się identyfikacja defektów na podstawie dynamicznej odpowiedzi układu z zastosowaniem map Poincarégo i obliczaniem dynamicznego wskaźnika uszkodzenia. Metoda wymaga przeprowadzenia skomplikowanych obliczeń, ale obecnie są prowadzone prace nad ich automatyzacją.

Ad. 1 Thanks to application of the method for damage detection and localization in structural elements applied in aerospace industry an identification of defects based on dynamical response of the system, exploiting Poincaré maps and calculation of Damage Index. The method needs complicated computations, but the research on its automation is in progress.

Ad. 2. Określono dokładnie systemy PONTOS podczas pomiaru przemieszczeń punktów układu w płaszczyźnie poziomej. Wykazano, że jest ona większa niż 0,2 mm przy polu pomiarowym o wymiarach 1600x1200 mm. Stwierdzono przesunięcie środka drga łopatek podczas rozpędzania i hamowania układu. Efekt ten wywołany jest odchyłem prostopadłości mocowania łopatek względem osi wirnika.

Ad. 2. Accuracy of the PONTOS system to measuring the displacement in the horizontal plane is specified. It has been shown that it is greater than 0.2 mm for the measuring range 1600x1200 mm. Sliding of the blade vibration centre during increasing and decreasing of rotor speed is observed. This effect is caused by the deviation of fixing blades perpendicularity to the rotor axis.

Ad. 3. Metodą elementów skończonych zbudowano model numeryczny stanowiska laboratoryjnego. Zostały wyznaczone postacie cztery drga własnych dla układu przy zerowej prędkości wirnika. Uzyskane wyniki porównano z wynikami eksperymentalnej analizy modalnej. Uzyskano bardzo dobrą zgodność wyników numerycznych z eksperymentalnymi.

Ad. 3. Finite element model of three blades rotor have been performed. Numerical model FEM was built in the commercial system Abaqus. The natural frequencies and corresponding modes of free vibration were determined. The results obtained by finite element method was compared with experimental measurements. A very good agreement between numerical simulation and experiment results was achieved.

#### Możliwe zastosowania w lotnictwie i innych gałęziach gospodarki Examples of application in aviation and other branches

Ad. 1. Metoda może znaleźć zastosowanie przy wykrywaniu i lokalizowaniu uszkodzeń w lotnictwie, motoryzacji, przemyśle lotniczym, w produkcji sprzętu sportowego z kompozytów itp.

Ad. 1 The method might be applied for damage detection and localization in aircraft, automotive parts, naval industry and sports equipment.

Ad. 2. Pasywne i aktywne tłumienie drgań elementów konstrukcji lotniczych wykonanych ruch obrotowy. Zastosowanie elementów piezoelektrycznych do sterowania dynamicznie łopatek. Przesyłanie sygnałów niski i wysokopoziomowych pomiędzy nieruchomym sterownikiem i wirującym łopatkami.

Ad. 2. Passive and active vibration damping of rotating aircraft structures. Use of piezoelectric elements for dynamics control of the rotor blades. Transmission of the low- and high-level signals between fixed controller and rotating blades.

Ad. 3. Rozwój adaptacyjnych układów wirujących typu belka w konstrukcjach bezzałogowych i podobnych.

#### Oferta dla przemysłu The offer for industry

Ad. 1. Metoda może znaleźć zastosowanie w przemyśle do wykrywania uszkodzeń w elementach konstrukcyjnych w postaci belek, płyt lub powłok po przeprowadzeniu badań wdrożeniowych.

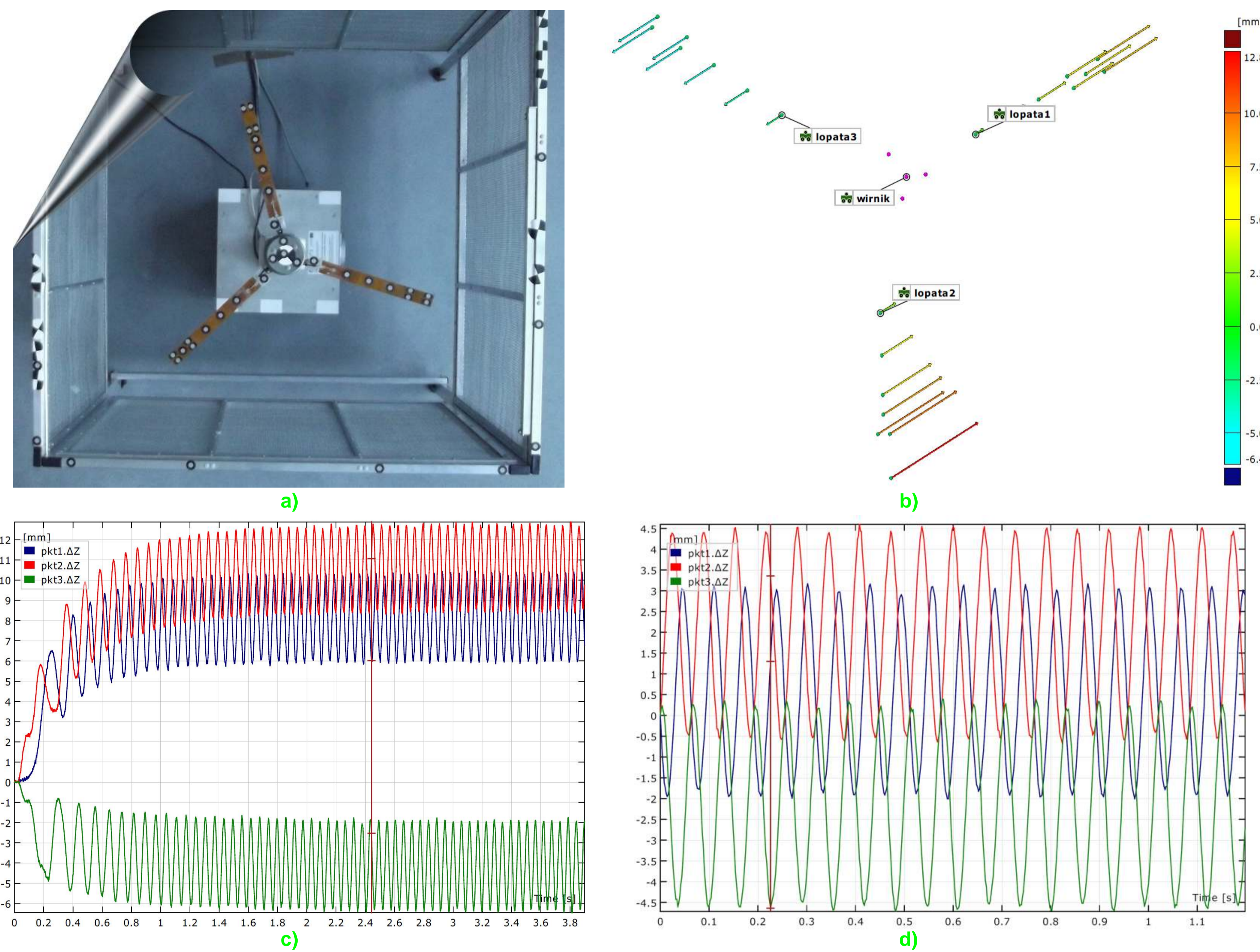
Ad. 1 The method can find application in industry for damage identification in beams, plates or shells after appropriate implementation research.

Ad. 2. Torowanie łopatek za pomocą nowoczesnych systemów optycznych do pomiaru odkształceń. Opracowywanie sposobów transmisji sygnałów niski i wysokopoziomowych pomiędzy nieruchomym sterownikiem i wirującymi łopatkami. Implementowanie elementów piezoelektrycznych do istniejących konstrukcji pasywnych.

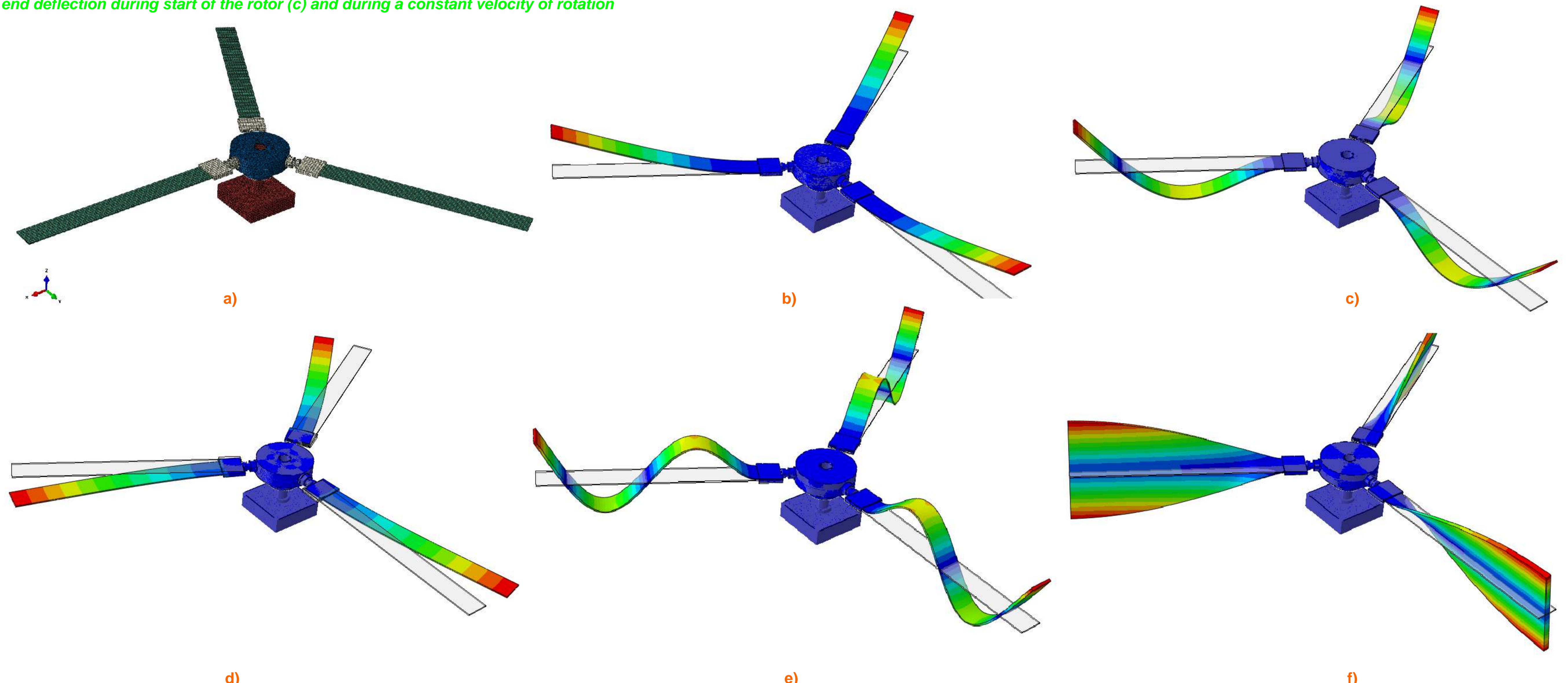
Ad. 2. Paving the blades using modern optical systems for deformations measurement. Developing methods of signals transmission between the low- and high-level fixed controller and rotating blades. Implementing the piezoelectric elements to the passive real structures.

Ad. 3. Eksperymentalna analiza modalna prowadzona na rzeczywistych konstrukcjach w warunkach przemysłowych i na modelach w warunkach laboratoryjnych.

Ad. 3 Experimental modal analysis performed for real structures in industrial environment, as well as in the laboratory.



Rys. 2 Widok stanowiska modelu trójłopatowego wirnika (a), przemieszczenia punktów pomiarowych w kierunku osi wirnika (b), przebiegi czasowe przemieszczenia łopatek podczas rozpędzania wirnika (c) oraz przy stałej prędkości wirnika (d)  
Fig. 2 View of the three blades rotor model (a), displacements of the structure along the rotor direction (b), time series of blade's free end deflection during start of the rotor (c) and during a constant velocity of rotation (d)



Rys. 3 Model numeryczny MES trójłopatowego wirnika migłowca z łopatkami kompozytowymi (a) oraz postaci własne wirnika: b) pierwsza giętina w płaszczyźnie niepodatnej, 8.9Hz; c) druga giętina w płaszczyźnie niepodatnej, 55.7Hz; d) pierwsza giętina w płaszczyźnie sztywnej, 119.8Hz; e) trzecia giętina w płaszczyźnie niepodatnej, 155.3 Hz; f) pierwsza skrętna, 201Hz  
Fig. 3 FEM numerical model of the three-blade helicopter rotor with composite blades (a) and eigenmodes of the rotor: b) first flexural in compliant plane, 8.9Hz; c) second flexural in compliant plane, 55.7Hz; d) first flexural in stiff plane, 119.8Hz; e) third flexural in compliant plane, 155.3 Hz; f) first torsional, 201Hz