

Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym

Modern material technologies in aerospace industry

Materiały inteligentne oraz bazujące na nich systemy zespolone do zastosowania w lotnictwie

Smart Materials & smart embedded systems in aerospace applications

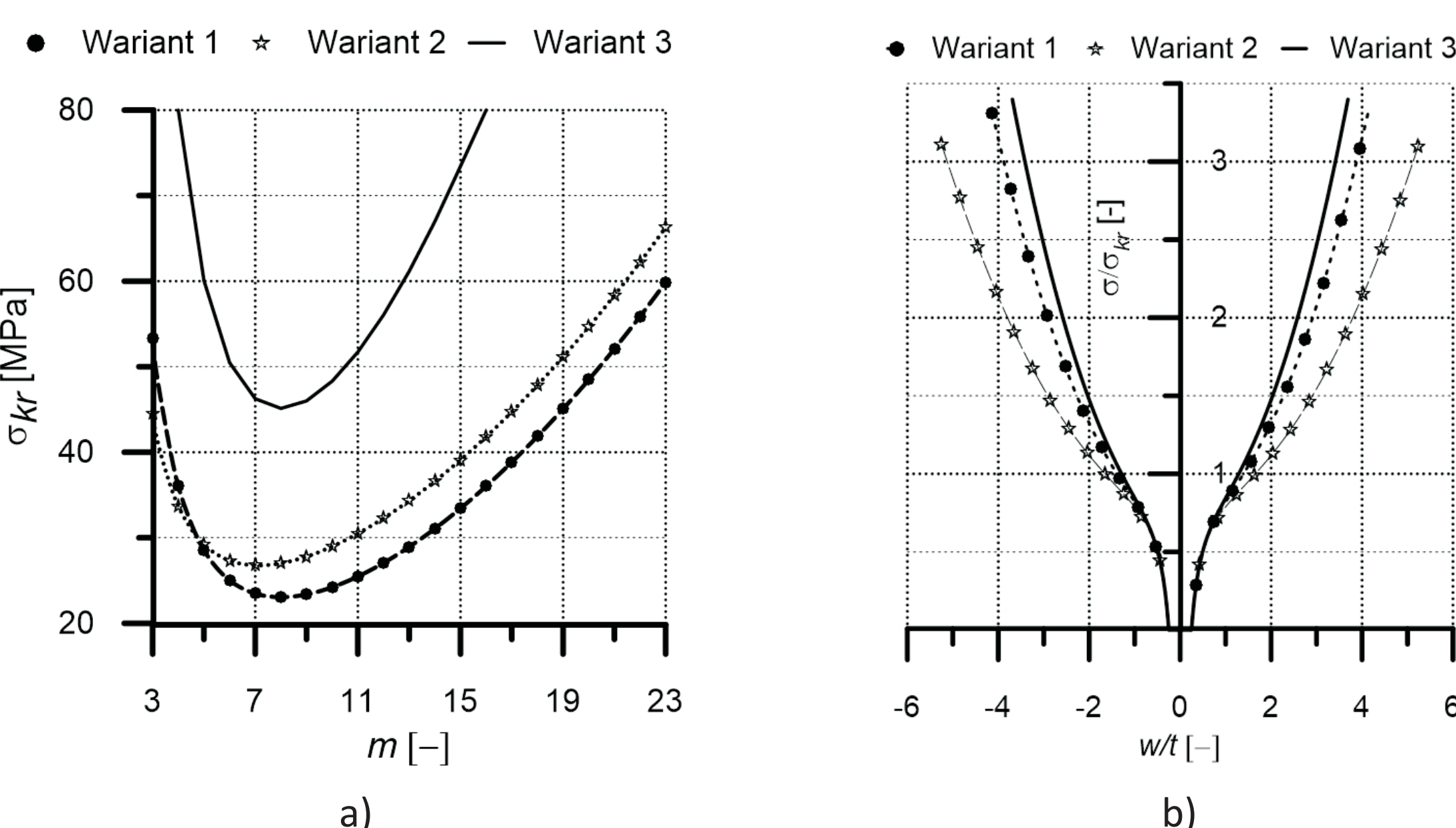
Instytut Podstawowych Problemów Techniki Polskiej Akademii Nauk, Instytut Maszyn Przepływowych Polskiej Akademii Nauk
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Instytut Lotnictwa w Warszawie, Politechnika Rzeszowska, Politechnika Lubelska, Politechnika Warszawska

Wyniki badań Results

1. Wpływ sprężenia stanu błonowego występującego w laminatach włóknistych na zachowanie pokrywne ściskanego słupa

Post-buckling behavior of thin-walled columns made of in-plane coupled composite laminates

Laminaty włókniste to kompozyty zbudowane z długich włókien wzmacniających oraz osnowy. W ogólnym przypadku włókniste warstwy laminatu mogą być ułożone w dowolny sposób. Znaczący wpływ na zachowanie słupa ma ułożenie warstw. [60/-60_z/0_z/60_z/0/-60_z/0/-60_z/0/60_z], że możliwe jest pełne rozprężenie stanu błonowego oraz zgięciowego. Dla laminatów o dowolnym układzie warstw zachodzą różne przypadki sprężenia. Ze względu na praktycznych szczególnie interesujący jest przypadek sprężenia stanu błonowego. Przykładem laminatu wykazującego sprężenie stanu błonowego może być laminat o układzie warstw: [45/0/-45/45/-45_z/(0/-45_z)/45_z]. Szczegółowe obliczenia przeprowadzono dla słupa o przekroju kwadratowym o wymiarach poprzecznych 250 mm oraz długości 2000 mm, swobodnie podpartego na obu końcach. Przyjęto, że słup wykonano z wielowarstwowego kompozytu IM7/8552 o właściwościach mechanicznych: $E_1=161$ GPa, $E_2=11,38$ GPa, $G_{12}=5,17$ GPa, $\nu_{12}=0,38$ oraz grubości warstwy 0,14 mm. Jako przykład referencyjny (Wariant 1) przyjęto laminat niesprężony o układzie warstw: [60/-60_z/0_z/60_z/0/-60_z/0/-60_z/0/60_z]. Laminat wykazujący sprężenie błonowe to [45/0/-45/45/-45_z/(0/-45_z)/45_z]. (Wariant 2). Ugięcia wstępne wynoszą 0,25 mm. Dodatkowo przedstawiono wyniki dla słupa izotropowego (Wariant 3), przyjmując stałe materiałowe: $E_1=161$ GPa, $\nu_{12}=0,38$.

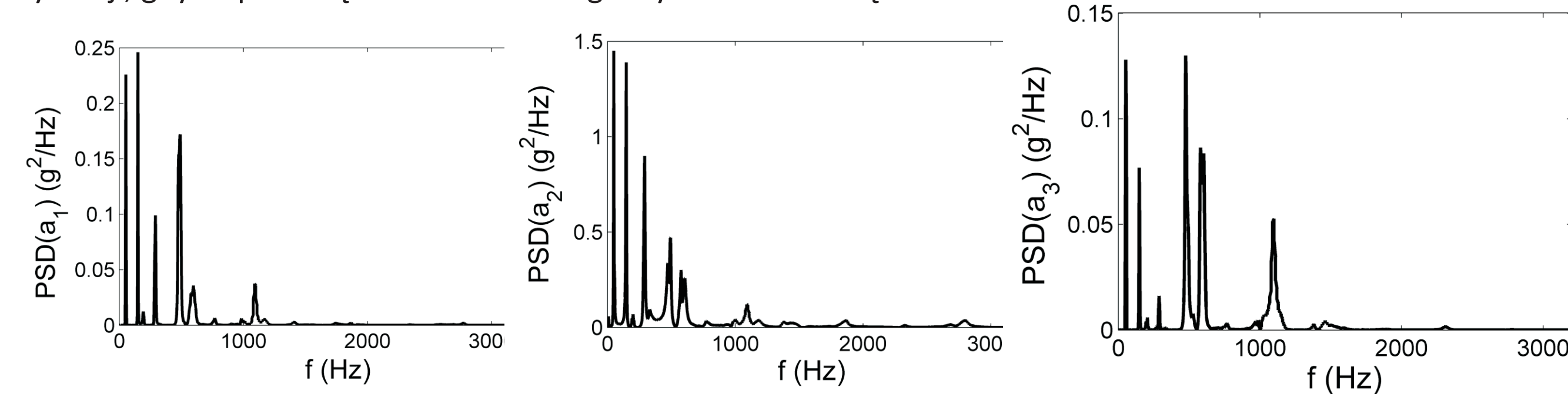


Rys. 1. Stan krytyczny (a) oraz pokrywne ścieżki (b) dla analizowanych słupów
Fig. 1. Buckling state (a) and post-buckling paths (b) for all columns

2. Analiza wzajemnych oddziaływań elementów w stanowisku z wirującymi belkami

Analysis of reciprocal interactions of the elements on the rotating beams stand

Podstawowymi elementami konstrukcyjnymi stanowiska do badań wirujących belek są lekkie struktury kompozytowe zamocowane w głowicy, która jest osadzona na łożyskowanym wale. Sposób oraz jakość wykonania połączenia wał – głowica – belki wpływa na powstawanie sprężenia drgań poszczególnych łopatek. Przeprowadzono analizę ilościową występujących wzajemnych oddziaływań poszczególnych struktur kompozytowych przy różnych rodzajach wymuszenia, np. wymuszenie impulsowe, wymuszenie okresowe, itp. Na rysunku przedstawiono przykładowe wyniki testu. Przedstawiono FFT odpowiedzi wszystkich trzech belek w sytuacji, gdy za pomocą młotka modalnego wymuszone belkę nr 2.

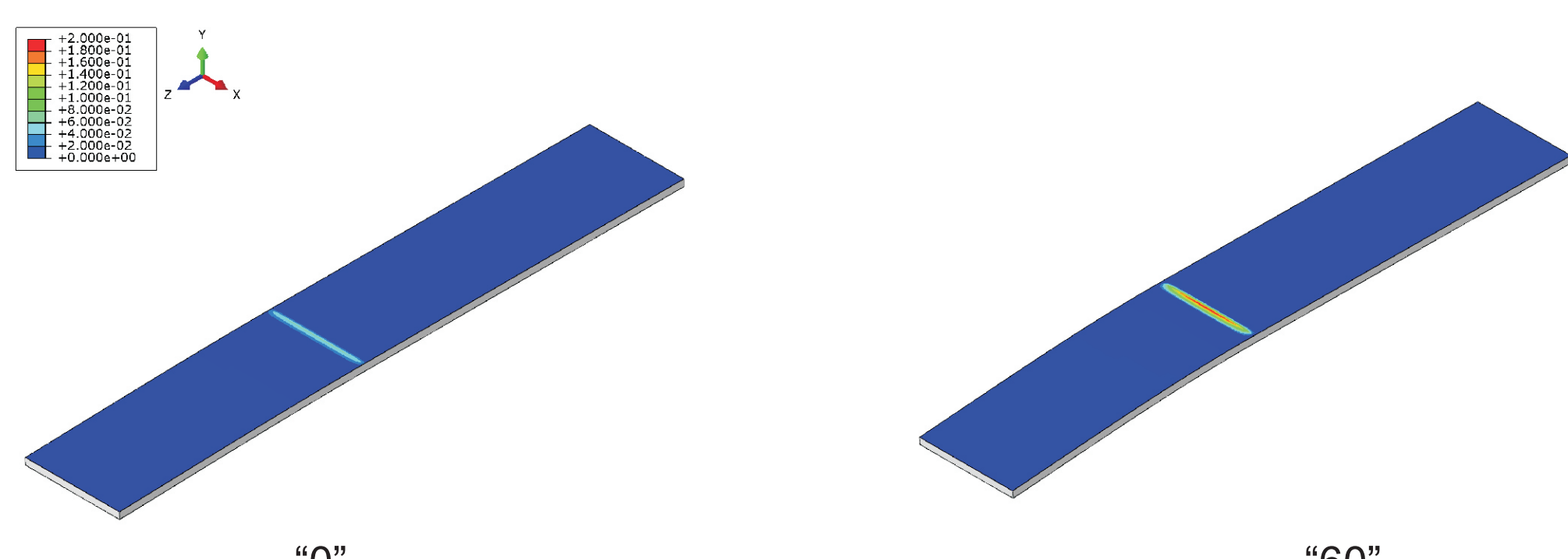


Rys. 2. Wyniki testu z wymuszeniem impulsowym. Analiza częstotliwościowa (FFT) drgań końców belek, przyspieszeń a_1, a_2, a_3 .
Fig. 2 Results of the impulse excitation test. Frequency analysis (FFT) of the beams' ends vibration, accelerations a_1, a_2, a_3

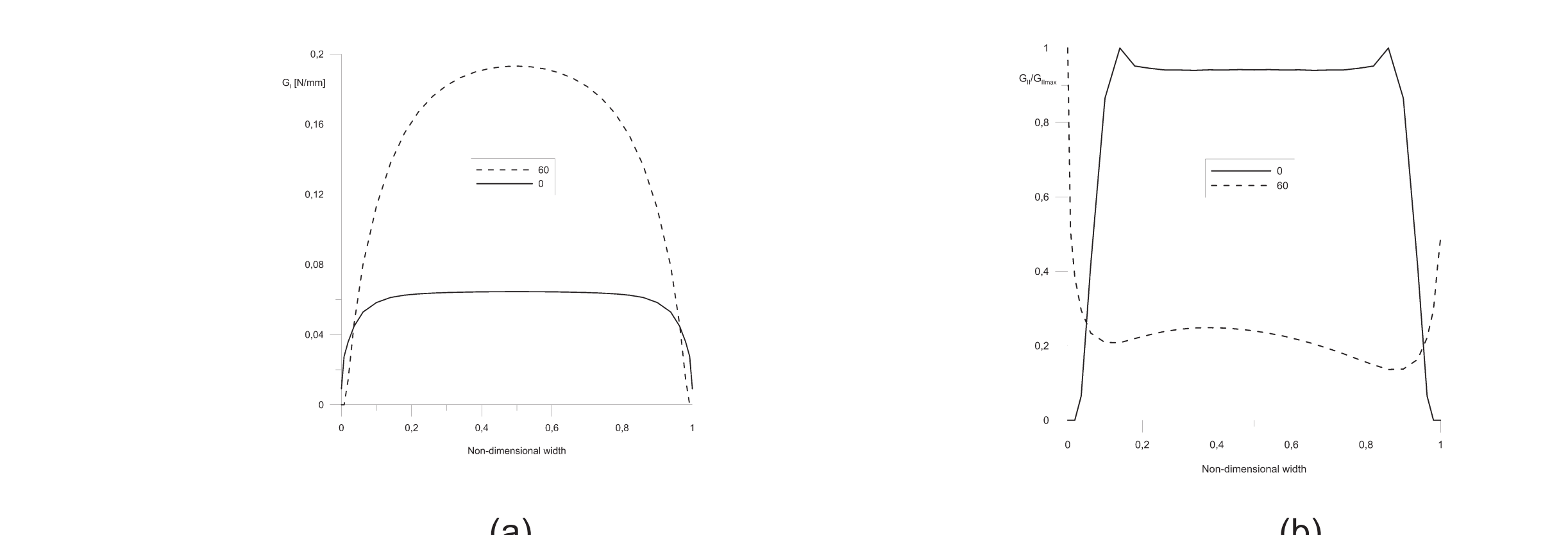
3. Badanie zmian współczynnika uwalniania energii wzdłuż czoła delaminacji w kompozytach laminatowych o dowolnej sekwencji warstw

Evaluation of Energy Release Rate Mode Ratio along Delamination Front in Laminated Composites with General Fiber Orientation

Celem badań jest analiza wpływu dowolnych układów warstw laminatu na zmiany współczynników uwalniania energii wzdłuż czoła delaminacji. Zastosowano technikę VCCT w programie MES ABAQUS/CAE. Przeanalizowano dwa układy warstw dla belki rozdzielanej DCB (I schemat pęknięcia) oraz ścinanej ENF (II schemat pęknięcia), co pokazało lokalne zmiany G_I i G_{II} (Rys. 3) w stosunku do globalnych założeń konfiguracji DCB i ENF. Pierwsza sekwencja to układ jednokierunkowy "0"= 0_{18} , a druga - "60"= $[60/-60_z/0_z/60_z/0/-60_z/0/-60_z/0/60_z]$.



Rys. 3. Mapy współczynnika uwalniania energii na czoła delaminacji w próbkach DCB wykonanych z laminatów o różnych układach warstw: "0" = 0_{18} oraz "60" = $[60/-60_z/0_z/60_z/0/-60_z/0/-60_z/0/60_z]$
Fig. 3 Contour plots of mode II strain energy release rate (G_{II} , N/mm) at delamination front for the DCB composite beams with different layups: "0" = 0_{18} and "60" = $[60/-60_z/0_z/60_z/0/-60_z/0/-60_z/0/60_z]$



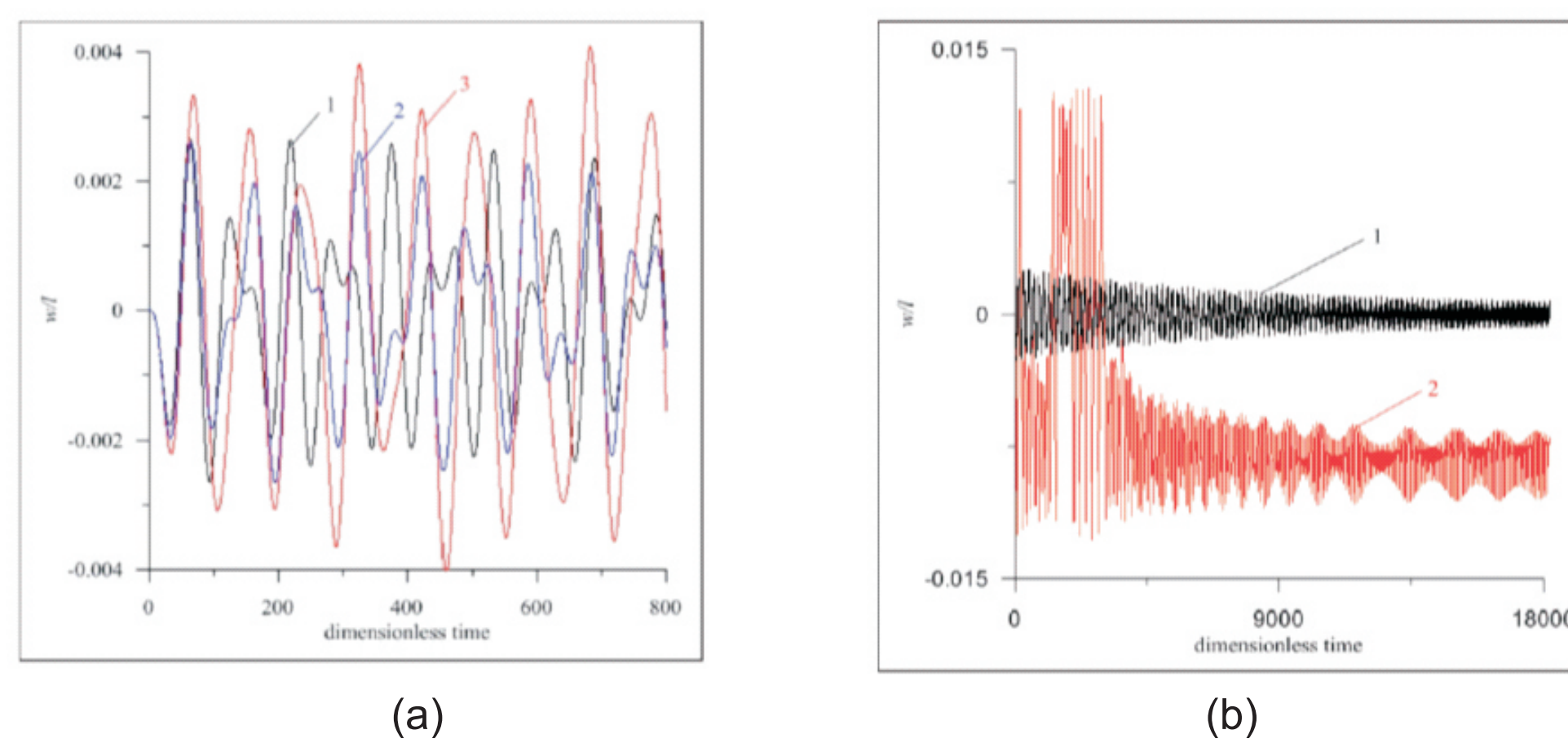
Rys. 4. Wartości G_I (a) i względne wartości $G_{II}/G_{I_{max}}$ (b) wzdłuż czoła delaminacji dla dwóch różnych układów warstw

Przykładowe wyniki otrzymane numerycznie dla dwóch układów warstw przedstawiono na rys. 3 i 4. Wartości G_I są wyraźnie wyższe dla kompozytu o dowolnym układzie warstw (rys. 3). Wykresy na rys. 4 uwydatniają różnice wartości współczynników uwalniania energii dla schematu I i II, przy czym wartości G_{II} odniesiono do wartości maksymalnej wzdłuż czoła delaminacji w próbie ENF.

4. Drgania o dużej amplitudzie podgrzewanych belek Timoshenki z delaminacją

Large amplitude vibrations of heated Timoshenko beams with delamination

Badania obejmują drgania o dużej amplitudzie belek Timoshenki z delaminacją poddanych ogrzewaniu. Model delaminacji bierze pod uwagę oddziaływanie kontaktowe pomiędzy sublaminatami (siły normalne, ścinanie i tarcie). Obliczenia numeryczne są prowadzone w celu wyznaczenia wpływu delaminacji, nieliniowości geometrycznych i podwyższonej temperatury na odpowiedź dynamiczną belki.

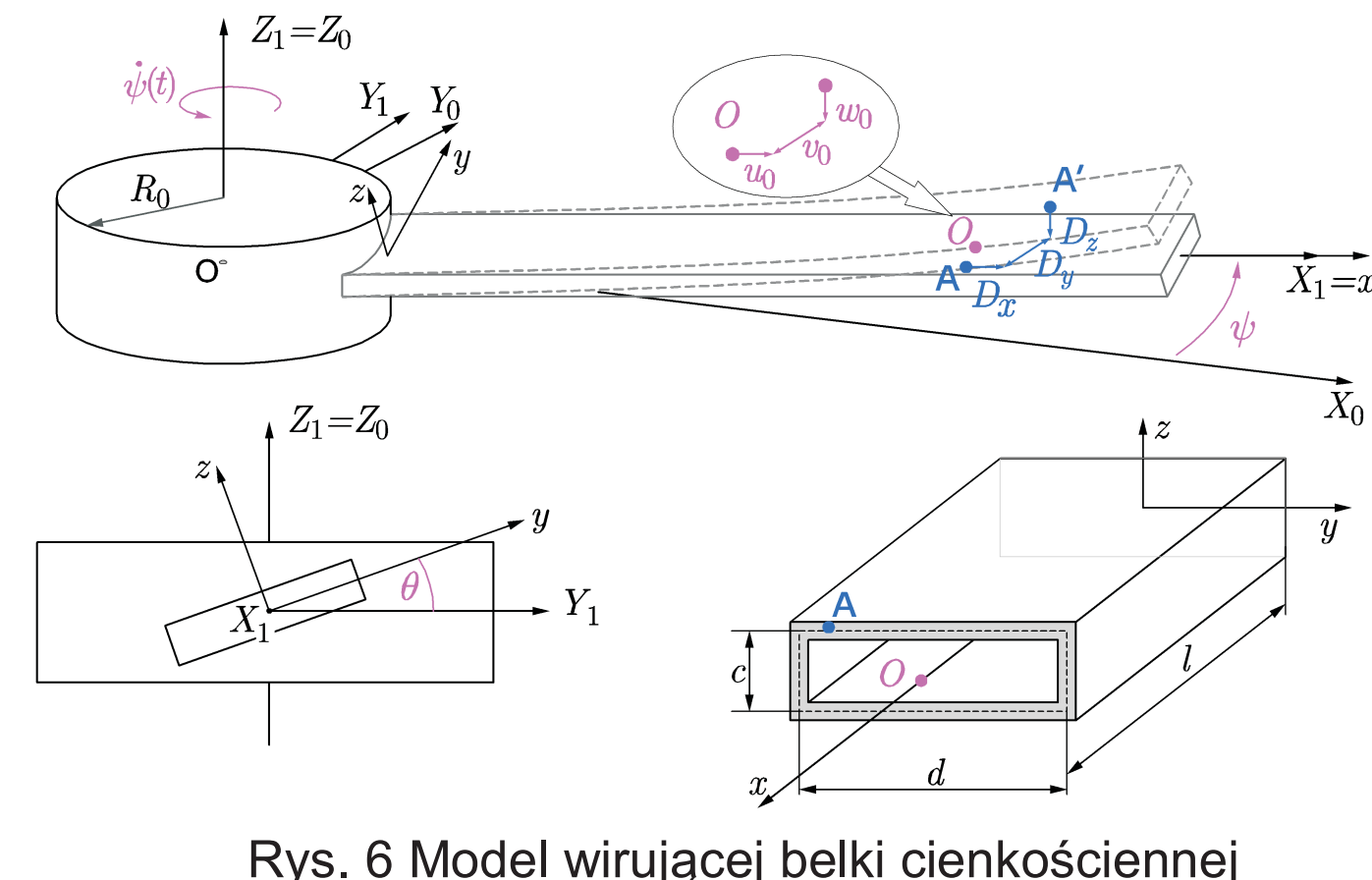


Rys. 5. Przebiegi czasowe przemieszczeń środka belki poddanej wymuszeniu harmonicznym: a) przy różnych temperaturach ($\Delta T=0, \Delta T=5, \Delta T=10$); b) przebiegi czasowe dla belek przy zastosowaniu LDBT ($\Delta T=30, \Delta T=50$)
Fig. 6 Time histories of a beam center for a beam subjected to harmonic loading: a) at elevated temperature ($\Delta T=0, \Delta T=5, \Delta T=10$); b) time histories for beams with LDBT ($\Delta T=30, \Delta T=50$)

5. Dynamics of a thin-walled rotating composite beam

Dynamika cienkościennej wirującej belki

Rozwój nowych materiałów kompozytowych daje nowe możliwości projektowania giętkich elementów wirujących z pożądanymi charakterystykami dynamicznymi. W ramach badań przeanalizowano wpływ orientacji włókien wzmocnienia na sprężenia postaci drgań wirującej smukłej laminowanej cienkościennej belki (rys. 6). Celem badań jest sprawdzenie zredukowanego modelu dla wybranych sekwencji warstw oraz istotności przemieszczeń wzdłużnych i wpływu sił bezwładności (w tym Coriolisa) na amplitudy pozostałych współrzędnych. Rozwiązanie zagadnienia zostanie przeprowadzone analitycznie metodą wielu skal czasowych i numerycznie metodą kontynuacji.



Rys. 6. Model wirującej belki cienkościennej
Fig. 6 Model of a rotating thin-walled beam

Wnioski Conclusions

- Z analizy stanu krytycznego wynika, że najniższe naprężenia krytyczne odpowiadające wyboczeniu lokalnemu dla słupa wykonanego z kompozytu wykazującego efekt sprężenia wynoszą: 26,8 MPa dla $m=7$, zaś dla słupa referencyjnego odpowiednie naprężenia wynoszą 23,1 MPa dla $m=8$. W przypadku słupa izotropowego otrzymano odpowiednio: 45,1 MPa dla $m=8$. Obserwujemy zarówno różnicę ilościową jak i jakościową wynikającą ze zmiany długości półfali wybożenia. Wszystkie wyznaczone ścieżki pokrywne są stateczne oraz symetryczne.
- Wykonana analiza wykazała istnienie wzajemnych oddziaływań pomiędzy poszczególnymi strukturami kompozytowymi stanowiska z wirującymi belkami. Stwierdzono, że większe sprężenie drgań wystąpiło przy wymuszeniu impulsowym niż przy wymuszeniu okresowym.
- Orientacja włókien wzmocnienia w sąsiednich warstwach laminatu ma duże znaczenie z punktu widzenia odporności na delaminację oraz konkretnego schematu pęknięcia. Zauważono, że w praktyce trudno osiągnąć zakładany globalnie schemat I w próbie DCB czy schemat II w próbie ENF dla kompozytów o dowolnym układzie warstw. Badania doświadczalne są w toku.
- Badania numeryczne wykazały, że model uwzględniający duże ugięcia (LDBT) daje wyniki różne od modelu z małymi ugięciami (SDBT), zwłaszcza przy wymuszeniu z częstotścią bliską pierwszej częstotliwości własnej. Podwyższona temperatura wywołuje silnie nieliniowe zachowanie rozwarstwionych belek zwiększając amplitudę drgań i mogąc prowadzić do wybożenia, drgań aperiodycznych oraz niestateczności.
- Wstępne badania numeryczne wykazały że przy przyjętej konfiguracji włókien wzmacniających wirującej belki cienkościennej występuje silne sprężenie drgań giętkich i skrętnych. Siła odśrodkowa bezwładności powoduje zmianę częstości tych drgań oraz przesunięcie obszaru rezonansowego. Wpływ przyspieszenia Coriolisa nie miał większego wpływu na zmianę dynamiki belki w badanym zakresie amplitud, częstości wymuszeń i prędkości katowej.

Wskaźniki realizacji celów projektu Indicators of the project

Referaty

- Andrzej TETER, Hubert DEBSKI i Sylwester SAMBORSKI: *FE analyse and experimental investigation of short composite columns under a constant rate of end shortening*. The Twenty-third Annual International Conference on COMPOSITES/NANO ENGINEERING (ICCE-23), Chengdu, China, July 12-18, 2015.
- Andrzej TETER, Damian PASIERBIEWICZ i Zbigniew KOLAKOWSKI: *Post-buckling behavior of thin-walled columns made of in-plane coupled composite laminates*. International Conference on Shells, Plates and Beams, University of Bologna, Italy, September 9-11, 2015.
- Jarosław GAWRYLUK i Andrzej TETER: *Numerical Modal Analysis of Three-Blade Helicopter Rotor Model Elaborated with the FE Method*. PCM-CMM-2015 – 3rd Polish Congress of Mechanics & 21st Computer Methods in Mechanics, September 8-11 2015, Gdansk, Poland.
- SAMBORSKI S.: *Evaluation of Energy Release Rate Mode Ratio along Delamination Front in Laminated Composites with General Fiber Orientation*. The Twenty-third Annual International Conference on COMPOSITES/NANO ENGINEERING (ICCE-23), Chengdu, China, July 12-18, 2015.
- SAMBORSKI S.: *Mode I Energy Release Rate Variability along Delamination Front in Laminated Composite Structures with General Fiber Orientation*. International Conference on Shells, Plates and Beams, University of Bologna, Italy, September 9-11, 2015.
- J.Warmiński, J.Latański, *Dynamics of a thin-walled rotating composite beam, Euromech Colloquium [562]* – Stability and Control of Nonlinear Vibrating Systems, Sperlonga, Italy, May 24-28, 2015.
- Zofia Szmít, Jerzy Warmiński i Jarosław Latański, *Dynamics of rotating pendulums attached to a hub driven by a non-ideal energy source*, PCM-CMM-2015 – 3rd Polish Congress of Mechanics & 21st Computer Methods in Mechanics, September 8-11 2015, Gdansk, Poland.
- Jarosław Latański i Jerzy Warmiński: *Dynamics of a rotating thin-walled composite beam mounted on in-plane moving hub*, PCM-CMM-2015 – 3rd Polish Congress of Mechanics & 21st Computer Methods in Mechanics, September 8-11 2015, Gdansk, Poland.

Publikacje

- SAMBORSKI S., SMAGOWSKI W., TETER A., CHODURSKI M. *Application of 3-D Laser Scanning Vibrometer in Determination of Free Vibration Frequencies of Composite Plates with Damage*. Solid State Phenomena (praca w druku).
- SAMBORSKI S. *Experimental verification of defect's influence on beams' dynamics using laser scanning vibrometry*. Solid State Phenomena (praca w druku).
- Emil Manoach, Jerzy Warmiński i Anna Warmińska, *Large amplitude vibrations of heated Timoshenko beams with delamination*, Proc IMechE Part C: J Mechanical Engineering Science, 2015, 0(0) 1-14, DOI: 10.1177/0954406215570702 (in print)

Patenty

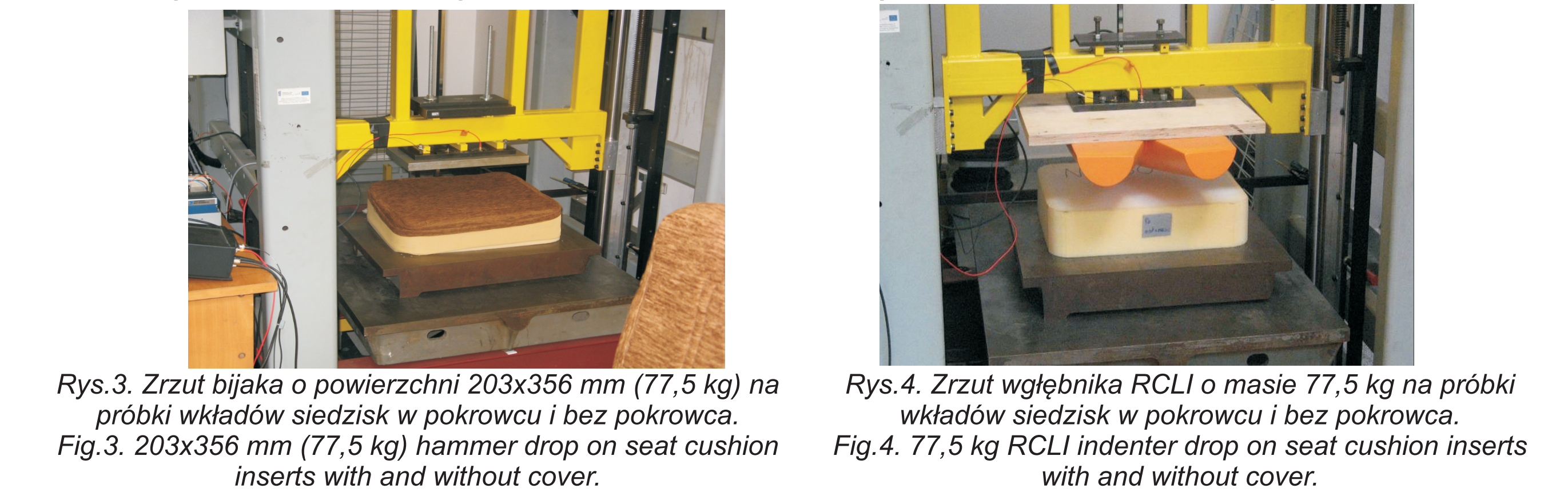
- Zgłoszenie patentowe P.411900: Uchwył do badania drgań belek i płyt za pomocą wibrometru laserowego, S. Samborski, P. Skoczylas

Wyniki badań Results

Badania zrzutowe wkładów siedzisk - Seat cushion inserts drop tests



Warianty badań zrzutowych - Drop test variants (Adaptronica Sp. z o.o.)



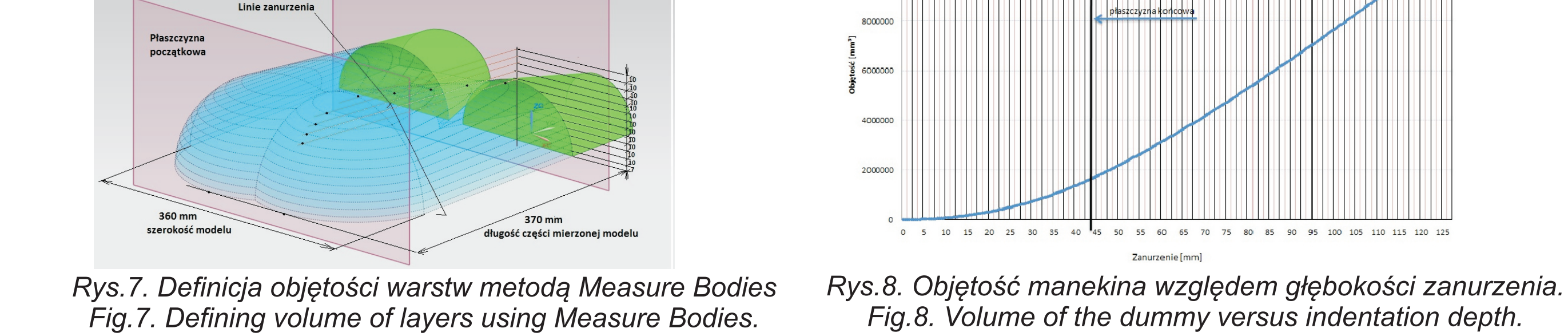
Rys. 3. Zrzut bijała o powierzchni 203x356 mm (77,5 kg) na próbkę wkładów siedzisk w pokrowcu i bez pokrowca.
Fig. 3. 203x356 mm (77,5 kg) hammer drop on seat cushion inserts with and without cover.
Rys. 4. 77,5 kg RCLI indenter drop on seat cushion inserts with and without cover.
Fig. 4. 77,5 kg RCLI indenter drop on seat cushion inserts with and without cover.



Rys. 5. Zrzut próbki siedziska przez węglanik RCLI (77,5 kg) pomiędzy dwiema płytami w i bez pokrowca.
Fig. 5. Seat cushion insert drop with the 77,5 kg RCLI indenter press on between two plates.
Rys. 6. Siedzisko pilota śmigłowca Mi-8
Fig. 6. Mi-8 helicopter pilot seat cushion.

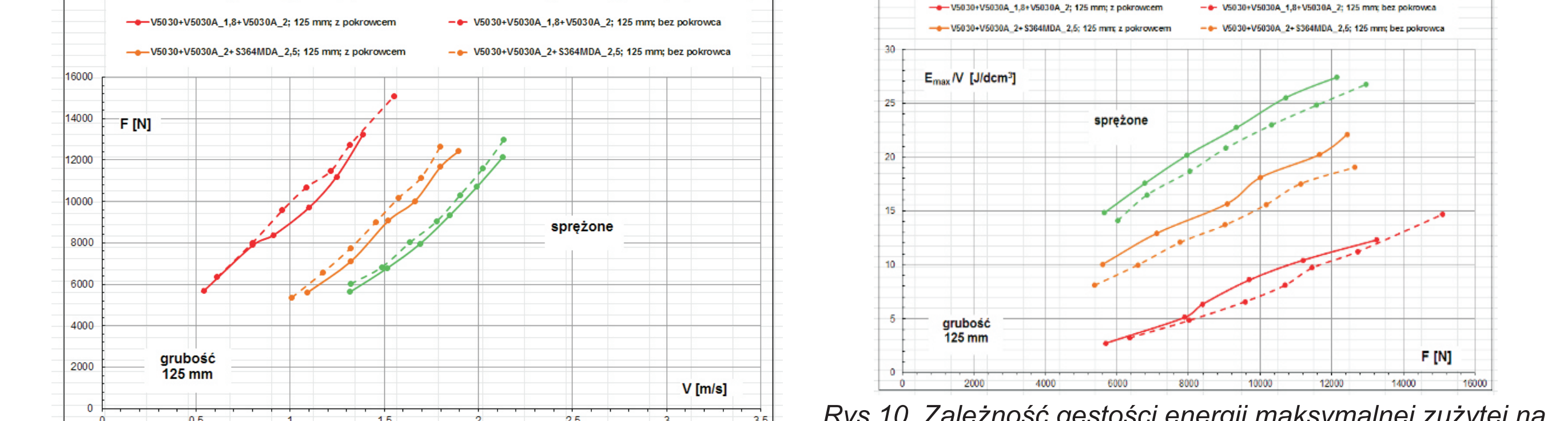
Wyznaczenie objętości manekina w zależności od głębokości zanurzenia w próbie

Definition of dummy volume in respect to the indentation depth



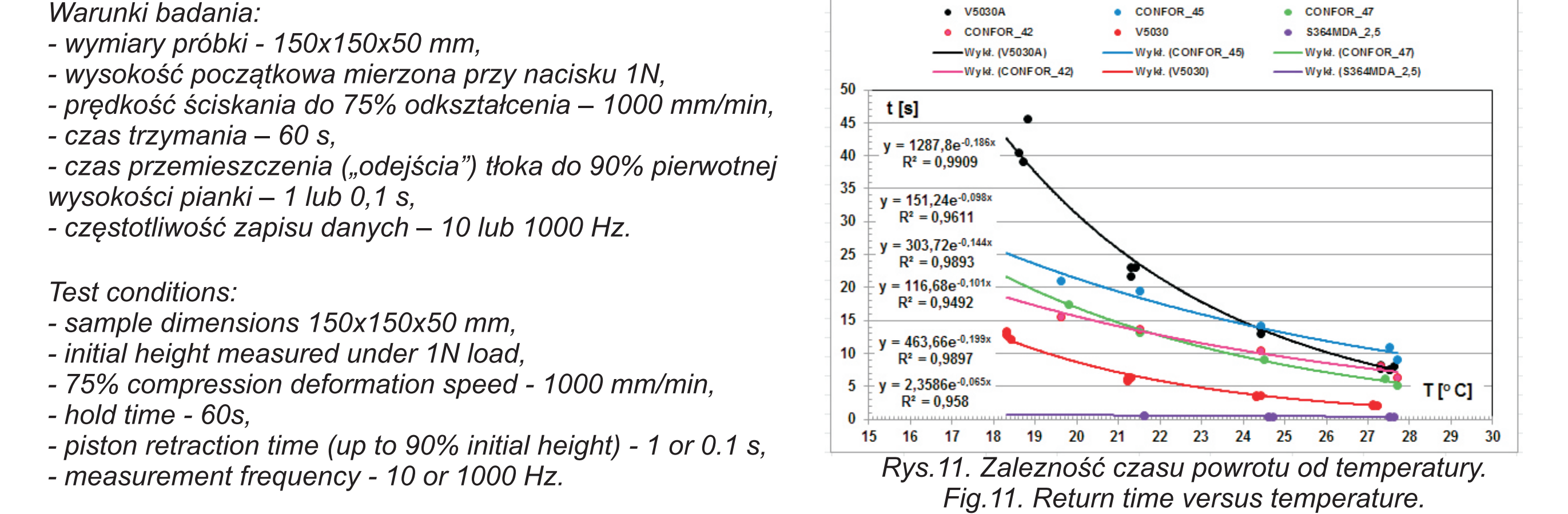
Rys. 7. Definicja objętości warstw metodą Measure Bodies
Fig. 7. Defining volume of layers using Measure Bodies.
Rys. 8. Objętość manekina względem głębokości zanurzenia.
Fig. 8. Volume of the dummy versus indentation depth.

Wyniki badań zrzutowych - Drop test results



Rys. 9. Zależność maksymalnej siły kontaktowej od prędkości maksymalnej zrzucanego zespołu.
Fig. 9. Maximum force versus maximum drop velocity.
Rys. 10. Zależność gęstości energii maksymalnej zużytej na odkształcenie maksymalne siedziska od maksymalnej siły uderzenia.
Fig. 10. Maximum energy density used for maximum deflection of the seat versus maximum impact force.

Badanie czasu powrotu pianek po ścisnieniu - Return time after compression



Rys. 11. Zależność czasu powrotu od temperatury.
Fig. 11. Return time versus temperature.

Wnioski Conclusions

- Wykonano kształtki auksetyczne do uzupełnianych badań zrzutowych, demonstratora technologii i badań zmęczeniowych.
- Wyznaczono objętość manekina w zależności od głębokości zanurzenia w próbie wkładu siedziska.
- Wykonano analizę wyników badań zrzutowych przy zrzucie manekina.
- Największe prędkości uzyskano dla siedziska z pianki viskoelastycznej V5030 a najmniejsze odkształcenia dla siedziska z pianki viskoelastycznej CONFOR.
- Przy zrzucie zespołu sprężonego największe prędkości uzyskano dla 3-warstwowego siedziska z pianek auksetycznych V5030_25+ S364MDA_50_2+ S364MDA_50_3 a najmniejsze odkształcenia dla pianki viskoelastycznej CONFOR. Badania te wymagają sprawdzenia.
- W wszystkich testach najlepsze wyniki uzyskano dla pianki stosowanej obecnie N4060.
- Opracowano metodykę pomiarową na testy zrzutowe pianek i siedzisk pilota opartą na dwóch kryteriach: dopuszczalnych obciążeniach części lędźwiowej kręgosłupa pilota (6675 N dla pilota śmigłowca cywilnego; 9189 N dla pilota śmigłowca wojskowego) i wartości przyspieszenia 16g.
- Wykonano badania czasu powrotu pianek i kształtek auksetycznych.
- Auxetic foam samples for complementary drop tests, technology demonstrator and fatigue tests were manufactured.
- Volume of the RCLI dummy in relation to the indentation depth in the seat cushion was defined.
- The drop test results were analyzed:
 - during the dummy drop test highest velocities were measured for the V5030 viscoelastic foam and the lowest for strains for viscoelastic CONFOR foams,
 - during the third variant of the drop test, with seat cushion and dummy compressed between two plates, highest drop velocities were measured for the 3-layered seat cushion composed of the auxetic foams V5030_25+S364MDA_50_2+S364MDA_50_3 and the lowest strains for the viscoelastic CONFOR foam. These tests need further verification.
- during all of the tests the worst results were obtained for the currently used N4060 foam.
- Drop test methodology for foams and pilot seat cushion has been defined basing on two criteria: allowed pilot lumbar loads (6675 N for civil helicopter pilot and 9189 N for military helicopter pilot and 16g deceleration).
- Return time tests for foams and auxetic samples were carried out.

Wskaźniki realizacji celów projektu Indicators of the project

Referaty

- "Fatigue of aircraft structures" organizowanej przez IL, Warszawa Polska:
-referat: "Fatigue properties of polyurethane foams, in particular auxetic, for helicopter pilot seat cushion insert", J.Lisiecki, D.Nowakowski, P.Reymer