

# 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

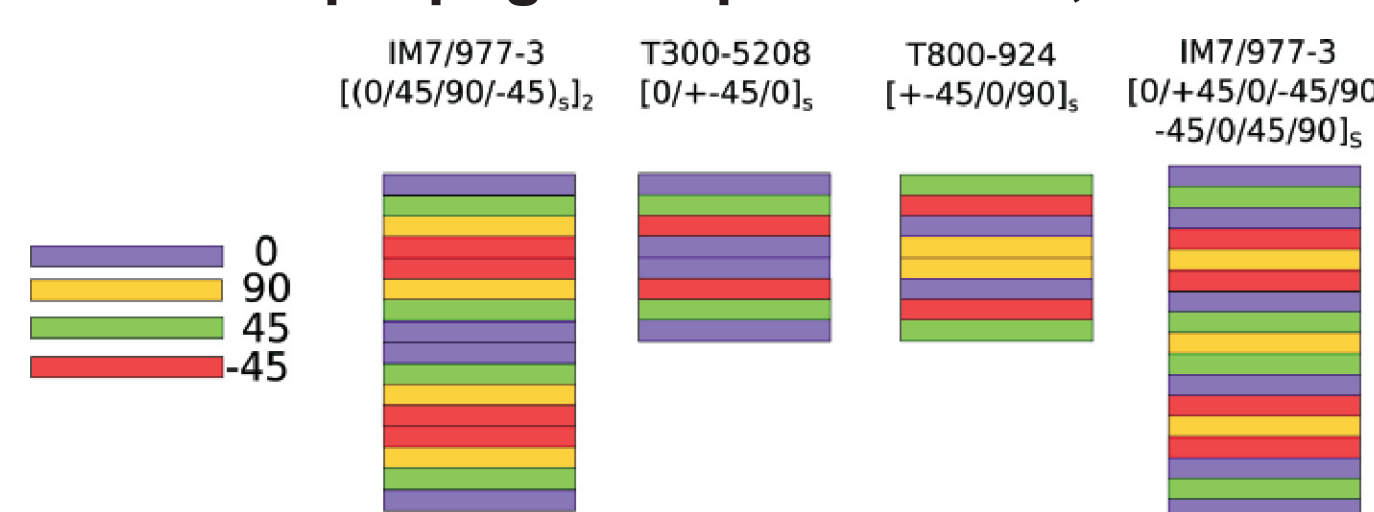
**Cel prowadzonych badań:**

- analiza możliwości wykorzystania fal ultradźwiękowych do usuwania niepożądanych warstw osadzających się na strukturze (np. oblodzenie),

**Research aim:**

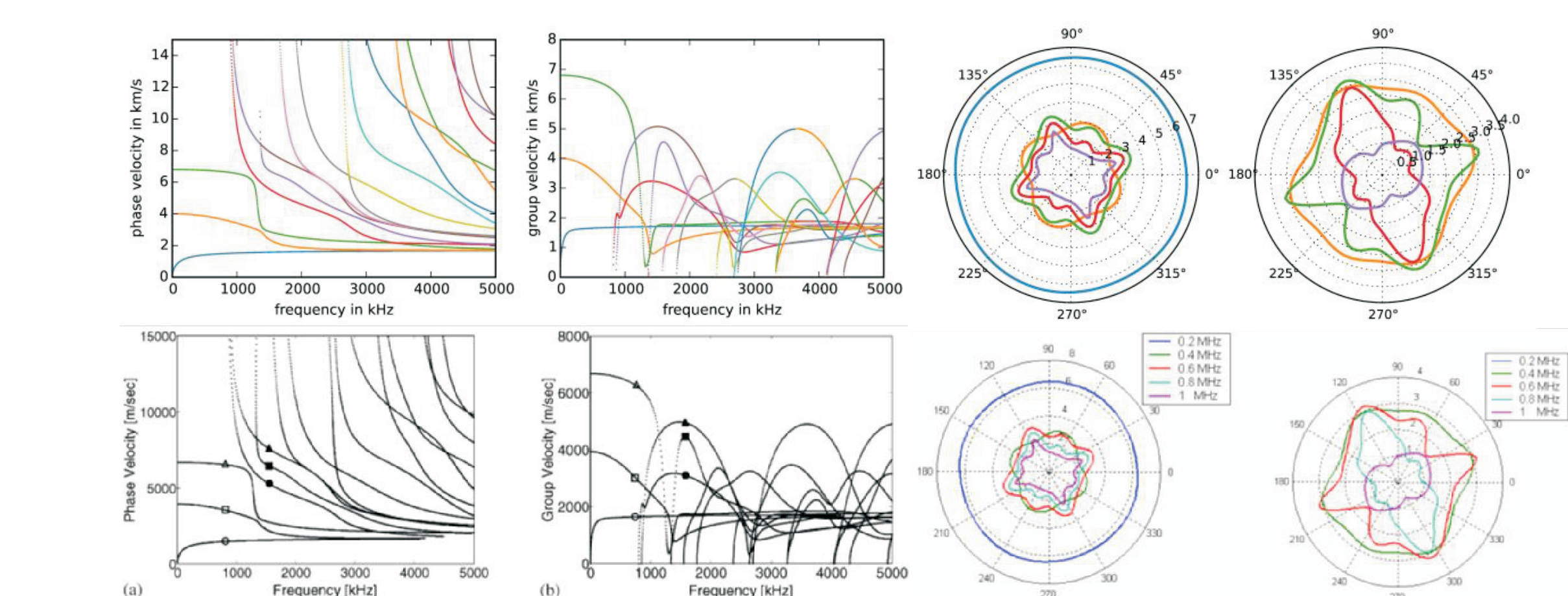
The general research aim is to investigate the feasibility of the ultrasonic de-icing concept.

**1. Implementacja materiałów i struktur kompozytowych w modelu falowym oraz walidacja w oparciu o wyniki publikowane w literaturze naukowej.**  
Developing a module for modelling composite waveguides in the computational tool for wave propagation predictions; validation against results from the literature.

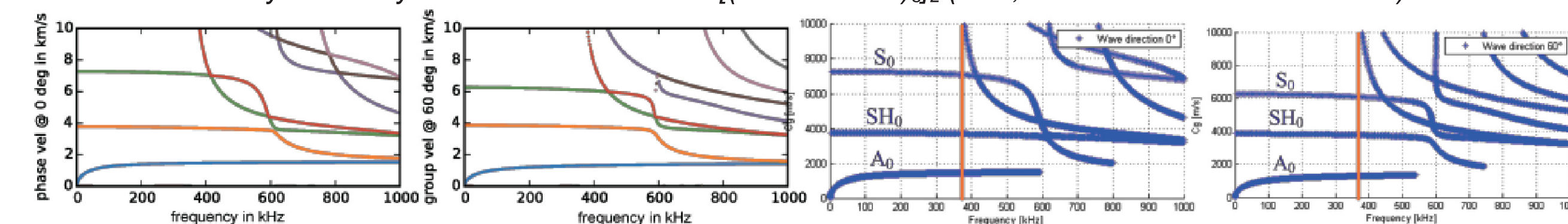


Opracowany moduł umożliwia modelowanie propagacji fal w dowolnych strukturach kompozytowych. Wybrano kilka struktur stosowanych w lotnictwie opisywanych w literaturze naukowej i wykonano walidację opracowanego modelu w oparciu o wyniki z literatury.

Rys. 1. Wybrane konfiguracje strukturalne użyte do walidacji oraz predykcji naprężeń na granicy oblodzenia.  
Fig. 1. Structural configurations used in the validation study and shear stress prediction at the ice-composite interface.



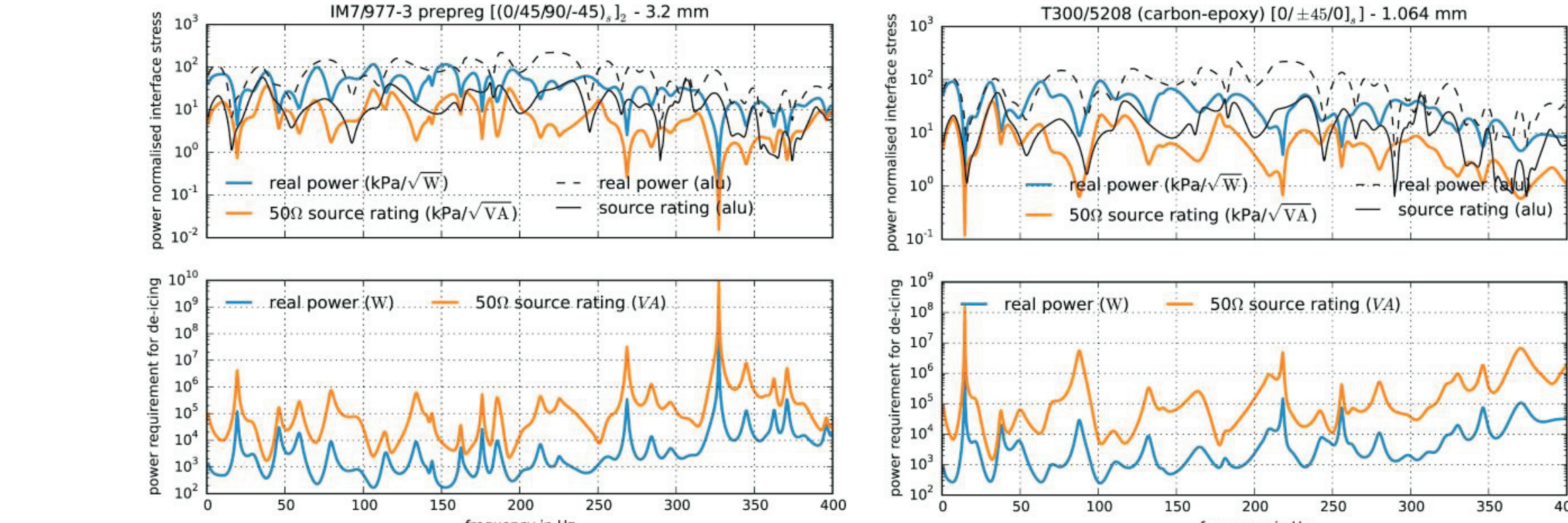
Rys. 2. Przykładowe wyniki walidacji opracowanego modelu - górny wiersz: model, dolny wiersz: literatura; z lewej: krzywe dyspersji dla laminatu T800-924 w konfiguracji [+45/-45/0/90]s (Bartoli, JSV 295 (2006)685-707); z prawej: rozkład kierunkowy prędkości grupowej w laminacie IM7/977-3 [(0/+45/90/-45)2]s (Gao, PhD Thesis 2007 PennState).  
Fig. 2. Illustrative results from the validation study - wave model results on top, literature results on the bottom: on the left: dispersion curves for a T800-924 laminate [+45/-45/0/90]s (Bartoli, JSV 295 (2006)685-707); on the right group velocity directivity for IM7/977-3 laminate [(0/+45/90/-45)2]s (Gao, PhD Thesis 2007 PennState).



Rys. 3. Przykładowe wyniki walidacji opracowanego modelu 17 warstwowy laminat SAATI EH-550/T800S: wyniki uzyskane przy pomocy opracowanego modelu - z lewej; wyniki z Carboni et al. 2013 - z prawej.  
Fig. 3. Illustrative results from the validation study for a 17 ply lay-up made of SAATI EH-550/T800S lamina: results from the wave model - on the left; results from Carboni et al. 2013 - on the right.

**2. Symulacja odladzania za pomocą fal strukturalnych wzbudzanych aktywatorem PZT w strukturach kompozytowych stosowanych w lotnictwie**  
Numerical experiments on de-icing with piezo-actuated structural waves in composite components used in aircraft.

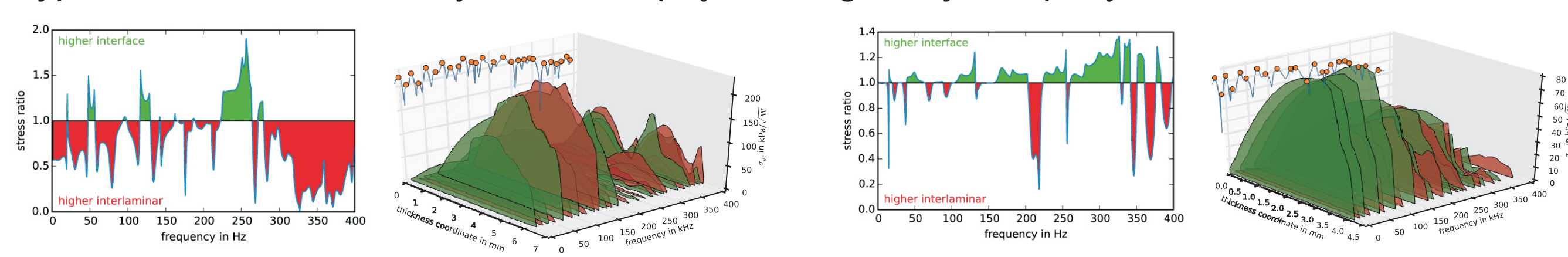
Predykcje naprężeń międzywarstwowych zestawiono z wynikami dla panelu aluminiowego. Wszystkie wyniki odnoszą się do aktywatora o wymiarach 0.05 m x 0.0025 m. Pobór mocy obliczono dla szerokości 10 mm. Fale propagują w kierunku zgodnym z kierunkiem 0 deg laminatu.



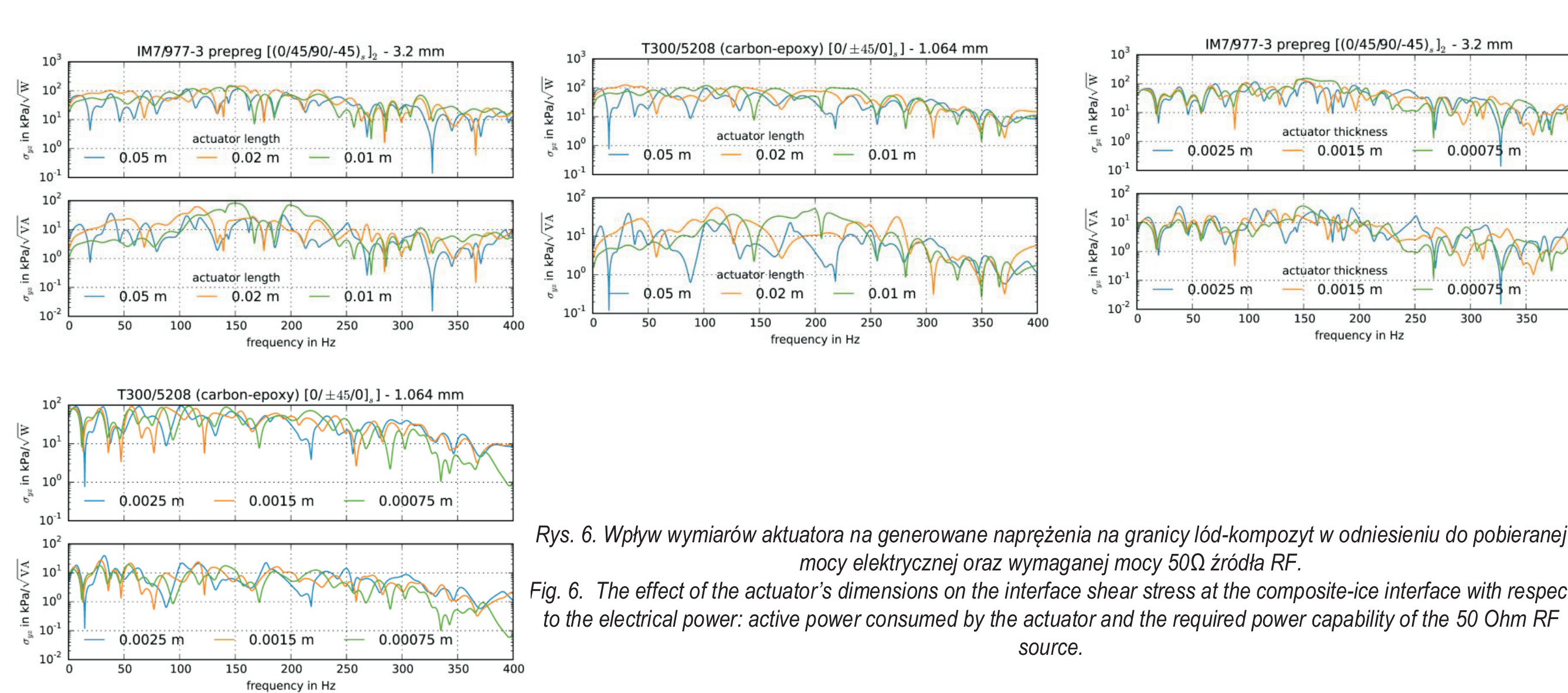
Rys. 4. Predykcja naprężeń międzywarstwowych generowanych przez fale strukturalne na granicy kompozyt-oblodzenie dla wybranych struktur kompozytowych. Naprężenia normalizowane względem powierzchni mocy elektrycznej pobieranej przez aktyuator oraz wymaganej mocy źródła o impedancji 50Ω. W dolnym rzędzie przedstawiono moc wymaganą do odlodzenia przy założeniu że wytrzymałość wiązania lodu wynosi 1.5 MPa (wartość przyjmowana dla paneli aluminiowych - brak wyników dla kompozytów).  
Fig. 4. Interface shear stress generated by piezo-actuated structural waves at the ice-composite interface. Stress is normalised with respect to the square root of the electrical power - both active, consumed by the actuator, and required power capability of a 50 Ohm RF source. The bottom row shows the power requirements for de-icing which assume the ice-composite bond strength to be 1.5 MPa (typical for aluminium, results for composites not known).

**3. Analiza wpływu wymuszenia ultradźwiękowego wywołującego oblodzenie na integralność kompozytu.**  
The effect of the ultrasonic excitation designed to induce de-icing on the structural integrity of the composite.

Grubość oblodzenia - 3 mm. Naprężenia pomiędzy warstwami laminatu są w najgorszych wypadkach dwukrotnie wyższe od naprężeń na granicy kompozyt-oblodzenie.



Rys. 5. Stosunek naprężenia na granicy oblodzenie-kompozyt do najwyższego naprężenia między warstwami kompozytu w funkcji częstotliwości (z lewej). Rozkład naprężeń wzbudzonych przez aktyuator PZT wzdłuż grubości płyty w wybranych częstotliwościach (z prawej).  
Fig. 5. On the left - the ratio between the shear stress at the ice-composite interface to the maximum interlaminar stress within the composite itself. On the right - across thickness distribution of transverse shear stress generate by the PZT actuation (at the peaks).



Rys. 6. Wpływ wymiarów aktywatora na generowane naprężenia na granicy lod-kompozyt w odniesieniu do pobieranej mocy elektrycznej oraz wymaganej mocy źródła RF.  
Fig. 6. The effect of the actuator's dimensions on the interface shear stress at the composite-ice interface with respect to the electrical power: active power consumed by the actuator and the required power capability of the 50 Ohm RF source.

#### Wnioski Conclusions

- Opracowano i zaimplementowano moduł struktur kompozytowych w modelu falowym
  - Symulacje odladzania dla kompozytów wskazują górną granicę częstotliwości (ok. 200 kHz), poza którą metoda przestaje być praktyczna (tłumienie fal).
  - Dla rozpatrywanych przykładowych struktur stosowanych w lotnictwie oblodzenie może zostać usunięte jeśli ok. 100 W jest dostarczonych do aktywatora PZT (w zależności od struktury i wybranej częstotliwości).
  - Siła adhezji lodu do kompozytów jest nieznaną - przyjęto wartości dla aluminium co przypuszczalnie wpływa na znaczne przewymiarowanie systemu sterującego.
  - Konieczne jest zastosowanie dedykowanego systemu sterującego z dopasowaniem impedancji elektrycznej.
  - W zakresie niskich częstotliwości ultradźwiękowych (<100 kHz) preferowane są aktywatory o porównywalnej grubości do kompozytu.
- Composites structures module was designed and implemented in the numerical modelling tool. Its accuracy has been successfully validated against published results.*
- The practicality of ultrasonic de-icing of composites is limited to ca. 200 kHz. This is related to wave attenuation. Note that at lower frequencies the effective range is also relatively short.*
- Around 100 W of electrical active power is required to achieve delamination at the composite-ice interface. This is still subject to optimisation.*
- As the ice-to-composite adhesion strength is not known the upper-bound value for aluminium was adopted. This is expected to overestimate power requirements.*
- Practical implementation and experiments require employing a dedicated driving system with a matching transformer to ensure impedance matching*
- At low ultrasonic frequencies (<100 kHz) actuators of a similar thickness to that of the composite host are preferred.*

#### Wyniki badań Results

**Zagadnienia projektowe i technologiczne wykonawstwa kompozytowego skrzydła samolotu bezzałogowego**

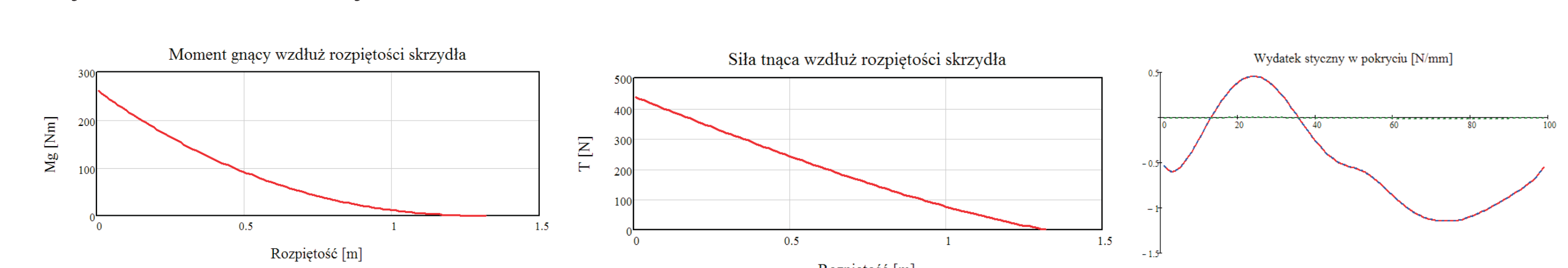
**1. Cel i zakres badań (Target and range of experimental examinations)**

W przedstawionej pracy omówiono zagadnienia projektowania oraz wykonawstwa kompozytowej struktury skrzydła samolotu bezzałogowego. Zaprezentowano tok obliczeniowy oraz przedstawiono kolejne etapy technologiczne obejmujące wykonanie foremników poszczególnych elementów, przygotowanie membran sylikonowych oraz proces laminowania.

The work discusses issues of design and construction of composite structure of UAV wing. Work presents computations steps and technological issues covers molds manufacturing, preparation of silicon vacuum bags and laminating process.

**2. Zagadnienia projektowe**

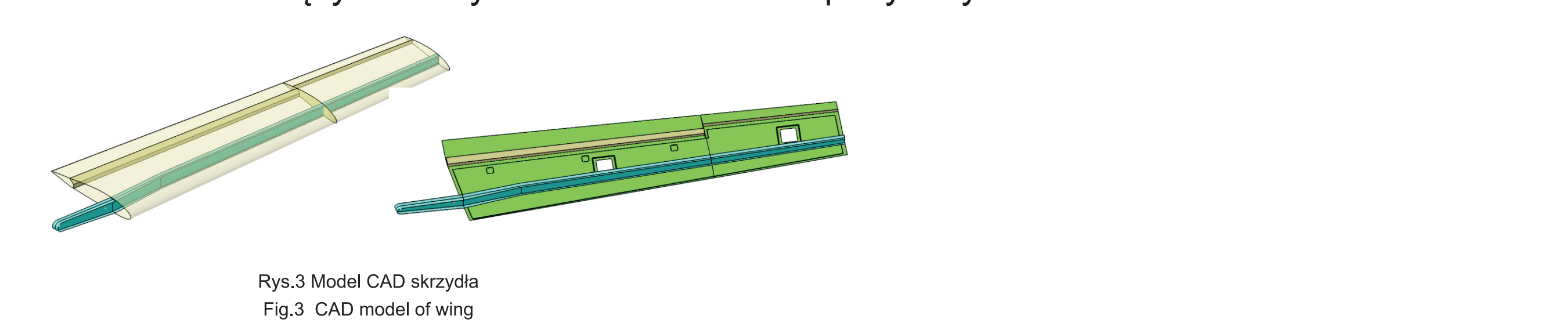
Na potrzeby badań zaprojektowano jednodźwigarowe skrzydło kompozytowe. Na etapie projektowym przyjęto, że skrzydło przeznaczane będzie do samolotu bezzałogowego o masie około 10 kg. Pozwoliło to, wykorzystując metodę Shrenka, na wyznaczenie przebiegów momentów gnących oraz siły tnącej wzdłuż rozpiętości skrzydła (rys.1). Następnie traktując strukturę jako pręt cienkościenny możliwym stało się wyznaczenie wartości sił normalnych oraz wydatków stycznych w neralgicznych przekrojach skrzydła (rys.2) co stało się podstawą do wymiarowania skrzydła.



Rys. 1. Przebieg momentu gnącego oraz siły tnącej wzdłuż rozpiętości skrzydła  
Fig. 1. Spanwise bending moment and shear force distribution

**2. Szczegółowy projekt CAD**

Przeprowadzone obliczenia projektowe umożliwiły stworzenie szczegółowego modelu skrzydła w środowisku CAD (rys.3). Model posłużył następnie do opracowania modeli geometrycznych foremników służących do wykonania struktur kompozytowych.



Rys. 3. Model CAD skrzydła  
Fig. 3. CAD model of wing

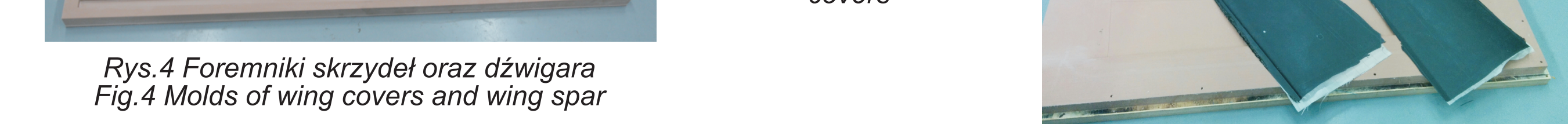
**3. Technologia wykonania oraz struktura skrzydła**

Skrzydło wykonano jako cienkościenną strukturę kompozytową. Pokrycie skrzydła stanowią elementy przekładkowe złożone z tkaniny węglowej oraz pianki poliuretanowej. Dźwigar skrzydła również zbudowany z tkaniny węglowej wzmocnionej dodatkowo pianką w części bagietowej.

Poszczególne elementy składowe tworzą w foremnikach frezowanych na obrabiarkach sterowanych numerycznie co umożliwiło uzyskanie wysokiej dokładności wymiarowej. Elementy formowano przy wykorzystaniu metody podciśnieniowej. Do uszczelnienia stosowano worki próżniowe wykonane metodą natryskową z masy silikonowej.



Rys. 4. Foremniki skrzydła oraz dźwigara  
Fig. 4. Molds of wing covers and wing spar



Rys. 5. Silikonowy worek próżniowy foremnika skrzydła  
Fig. 5. Silicon vacuum bag for wing mold

**6. Wnioski**  
W pracy wybrane aspektu procesu projektowania oraz wykonawstwa cienkościennych struktur kompozytowych na przykładzie skrzydła samolotu bezzałogowego. Dalszym etapem prac będą badania doświadczalne przeprowadzone w celu weryfikacji założeń projektowych oraz poprawności wykonania badanego elementu.

#### Wyniki badań Results

**Opracowanie technologii wytwarzania materiałów kompozytowych bazujących na piezo-włóknach**  
Development of technology for production of composite materials based on piezo-fibers

**Nowy rodzaj czujnika piezoelektrycznego - główne informacje**  
New design of piezoelectric sensor - overview

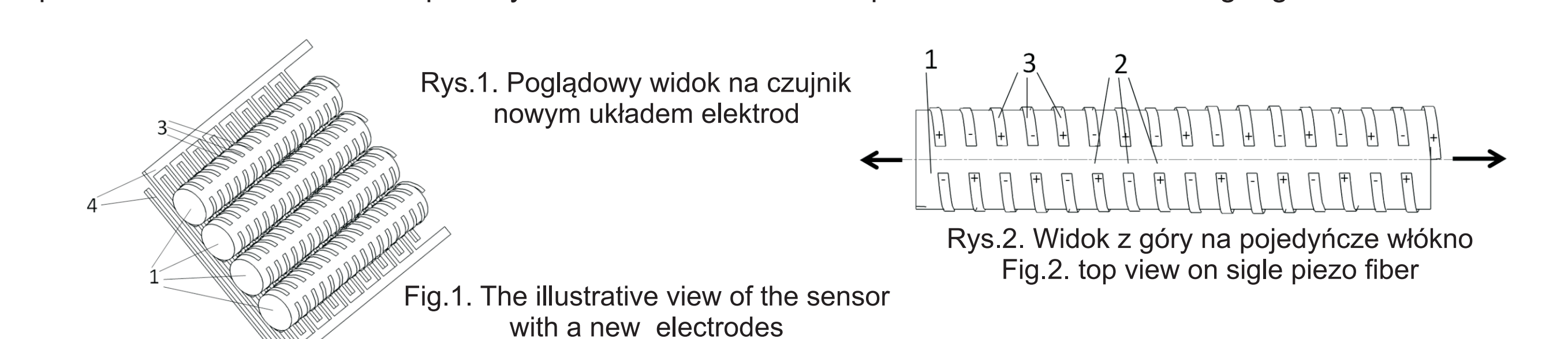
Zgłoszenie w Urzędzie Patentowym RP pod numerem: P.409809 The application in the Patent Office under number: P.409809

Nowy rodzaj elektrod na piezo włóknach, pozwala na szybkie i naniesienie warstwy elektrod z zachowaniem powtarzalności odstępu między elektrodami przeciwnych znaków.

Zostały przeprowadzone pierwsze testy istniejących prototypów czujnika.

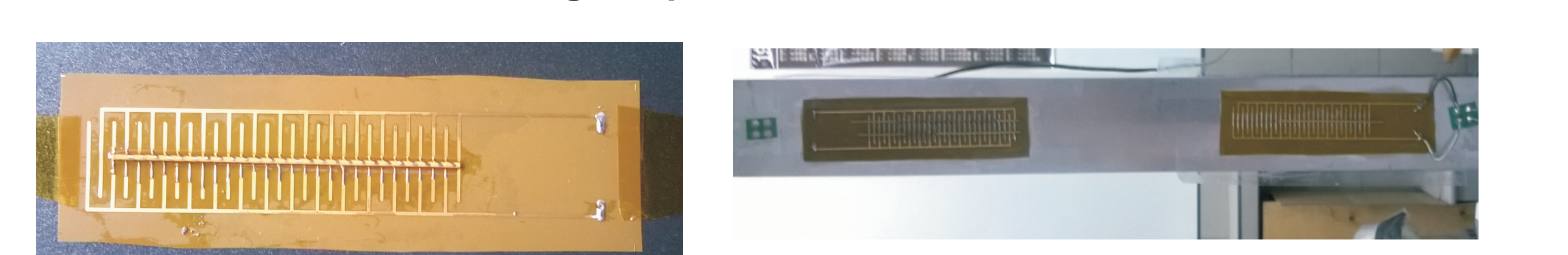
W pierwszych testach badano uproszczoną wersję posiadającą 1 włókno o długości ok. 50mm.

Wyniki uzyskane z nowego rodzaju czujnika zostały porównane z tensometrami oporowymi

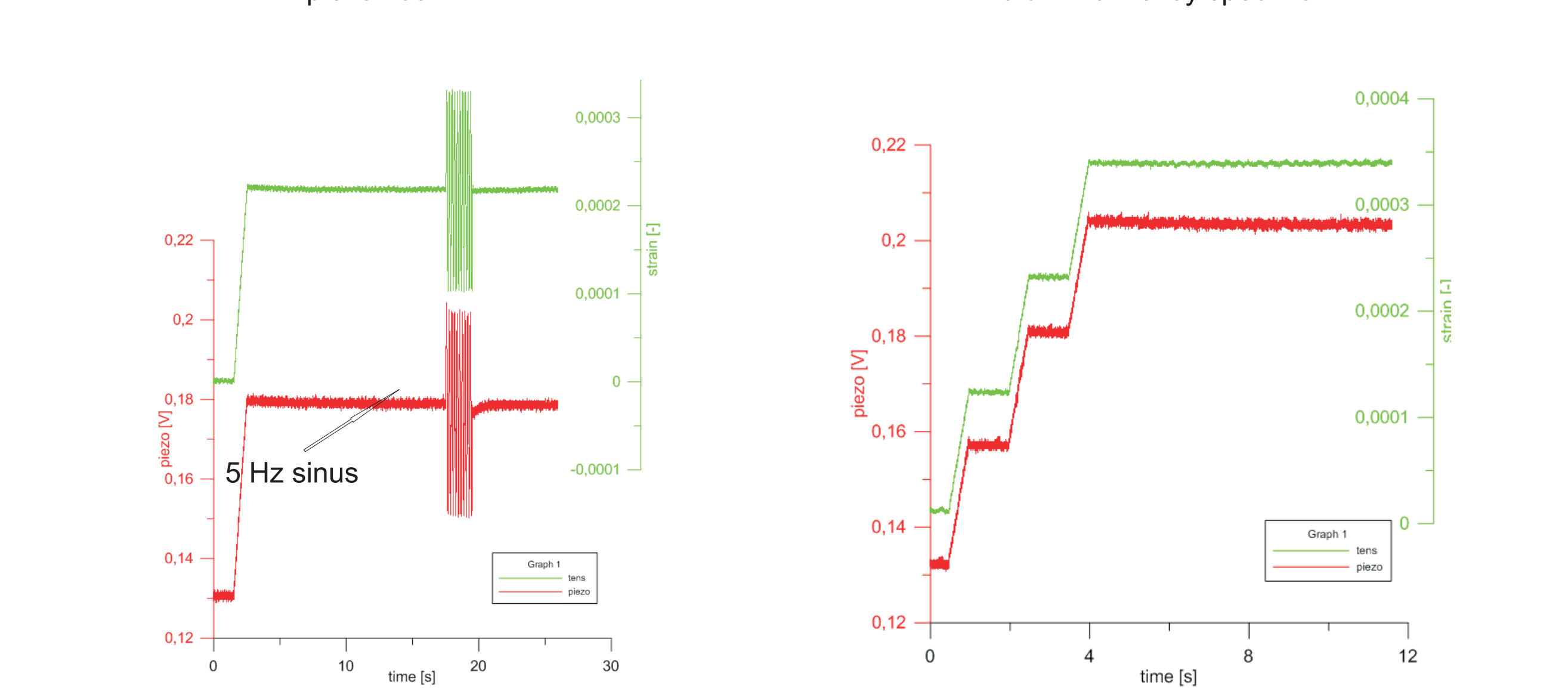


Rys. 1. Poglądowy widok na czujnik nowym układem elektrod  
Rys. 2. Widok z góry na pojedyncze włókno  
Fig. 1. The illustrative view of the sensor with a new electrodes  
Fig. 2. top view on single piezo fiber

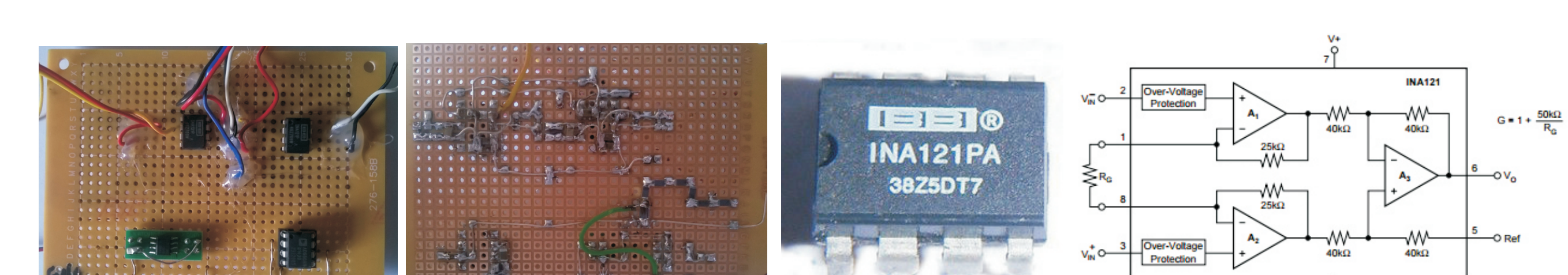
**Nowy rodzaj czujnika piezoelektrycznego - testy**  
New design of piezoelectric sensor - tests



Rys. 3. Badany prototyp czujnika z jednym włóknem piezoelektrycznym  
Rys. 4. Badany prototyp czujnika przyklejony do próbki ze stopu aluminium  
Fig. 3. Prototype of piezoelectric sensor with one active piezo fiber  
Fig. 4. Prototype of piezoelectric sensor bonded to aluminium alloy specimen



Rys. 5. Odpowiedź z prototypowego czujnika (linia czerwona) porównana z odpowiedzią z tensometru (linia zielona). Wymuszenie jednostkowe, utrzymanie i sinus 5Hz  
Rys. 6. Odpowiedź na postępujące wymuszenia jednostkowe z odpowiednią z tensometru (linia zielona) porównana z odpowiedzią z tensometru (linia zielona)  
Fig. 5. Response from prototype sensor (red line) compared with resistive strain gauge (green). Step function, hold and 5Hz sinus  
Fig. 6. Response from prototype sensor loaded by subsequent unit step function (red line) compared with resistive strain gauge (green)



Rys. 7. Nowy wzmacniacz ładunku do badania wolno zachodzących odkształceń z zastosowaniem czujników piezoelektrycznych. Dwukanałowy wzmacniacz oparty jest o układ scalony Texas Instruments INA121PA, przeznaczony do pracy ze źródłami o wysokiej impedancji  
Fig. 7. New charge amplifier for small frequency strain measurements with piezoelectric sensors. The two-channel amplifier is based on a chip from Texas Instruments INA121PA, dedicated to work with high impedance source tar balls

**Cechy elektrod spiralnych i sposób ich wykonania**  
Spiral electrodes description and manufacturing

Od ostatniej prezentacji wykonane zostały następujące modyfikacje w technologii wykonywania elektrod:  
• konieczność naniesienia galwanicznie warstwy miedzi na napyłoną na włókno piezoelektryczne warstwę srebra. Warstwa srebra była zbyt cienka i ulegała uszkodzeniu w procesie łączenia z elektrodami zbiorczymi  
• zmiana procesu łączenia z elektrodami zbiorczymi na lutownię

Since the last presentation of the following modifications were made in the technology of performing electrodes:  
• a necessity of making the plated copper layer deposited on the fiber piezoelectric layer of silver. Silver layer was too thin and underwent damage in the process of connecting the collecting electrodes  
• change the process of combining with collecting electrodes for soldering

**Podsumowanie Summary**

- nowy, zgłoszony do opatentowania czujnik piezoelektryczny charakteryzuje się dobrą dokładnością w badaniu odkształceń
- na uwagę zasługują fakt możliwości użycia go do badania wolnozmiennych przebiegów, dzięki zastosowaniu nowego wzmacniacza ładunków o wysokiej impedancji wejścia
- nowa konstrukcja pozwala na budowę tańszych czujników, bez naruszania obowiązujących praw patentowych
- now, patent-pending piezoelectric sensor has good accuracy in the study of deformation
- worth noting the possibility of using it to study low-frequency waveforms, using the new charge amplifier with high impedance input
- new construction permits for the construction of cheaper sensors, without prejudice to existing patent rights

**Przykłady zastosowania w lotnictwie**  
Examples of application in aviation

- Czujnik odkształceń poszycia. Strain sensor.
- Aktywny tłumik drgań. Active vibration dumper.

**Wskaźniki realizacji celów projektu**  
Indicators of the project

**Publikacje:**  
1. W. Rządowski, P. Pyrzanowski "Determination of damage to piezoelectric sensor by measuring the electrical capacitance" Solid State Phenomena, w druku, planowana publikacja - 3kw. 2015