

**Hubert Dębski\*, Jarosław Bieniaś**

<sup>1</sup> Politechnika Lubelska, Wydział Mechaniczny, Katedra Podstaw Konstrukcji Maszyn, ul. Nadbystrzycka 36, 20-618 Lublin, Poland

\* Corresponding author. E-mail: h.debski@pollub.pl

Otrzymano (Received) 22.01.2010

## NUMERYCZNE MODELOWANIE WŁAŚCIWOŚCI STRUKTUR KOMPOZYTOWYCH NA PRZYKŁADZIE FRAGMENTU ŁOPATY ŚMIGŁOWCA

Zaprezentowano przykłady numerycznego modelowania właściwości materiałów konstrukcyjnych z wykorzystaniem metody elementów skończonych na przykładzie fragmentu konstrukcji łopaty śmigłowca (struktura hybrydowa). Prowadzona analiza numeryczna miała na celu wyznaczenie stanu odkształcenia konstrukcji oraz określenia rozkładów naprężeń w podstawowych elementach cienkościennego ustroju nośnego. Zastosowanym do obliczeń narzędziem numerycznym był program Abaqus/Standard, umożliwiający modelowanie różnych rodzajów materiałów, w tym kompozytów, oraz prowadzenie obliczeń z uwzględnieniem zagadnień geometrycznie i fizycznie nieliniowych. Zaprezentowany w pracy sposób modelowania właściwości materiałowych złożonych struktur z elementami kompozytowymi umożliwia przeprowadzenie analizy stopnia odkształcenia i wytrzymałości konstrukcji w warunkach złożonych obciążeń zewnętrznych. Przeprowadzone obliczenia numeryczne umożliwiły identyfikację charakteru obciążenia poszczególnych elementów konstrukcji łopaty. Otrzymane wyniki wykazały, że najbardziej wyężonymi elementami struktury są elementy wykonane z materiałów kompozytowych, a w szczególności elementy dźwigara oraz poszycia. Natomiast materiały wypełnienia, w obszarze których otrzymano niskie poziomy naprężenia, spełniają jedynie rolę usztywniającą strukturę łopaty. Zaprezentowane obliczenia numeryczne stanowią nowoczesne podejście w procesie projektowania oraz analizy lotniczych struktur nośnych, stanowiących hybrydowe układy materiałowe.

**Słowa kluczowe:** laminaty, konstrukcje cienkościenne, metoda elementów skończonych, numeryczne modelowanie kompozytów

## NUMERICAL MODELLING OF COMPOSITE STRUCTURES PROPERTIES FOR EXAMPLE OF A PART IN HELICOPTER BLADE

In this paper was presented examples of numerical modeling properties of construction materials by using a FEM and an example of a part of helicopter blade construction (hybrid structure). Numerical analysis, which was carried out, have had an issue to assign a state of strain construction and to define reduced stress pattern in basic elements in thin-walled load carrying structure. A numerical tool, which was using, was a program Abaqus/Standard. It was possible to modelling a different kind of materials in this case of composites and to run calculations with allowing for geometric and physics non-linear problems. This paper was shown a way of modelling material properties in complex structures with composite elements. It was allowed to carry out degree analysis in deformations and efforts in construction of external load conditions complex. Numerical calculations were given to identify a character of loads in different parts of blade construction. The results were shown, that the most effort elements of the structure were elements, which were made of composites especially the elements of spar and skin. However a filling of materials in an area where the low level of stresses was received, realized only a role in stiffening of blade structure. Numerical calculations represents a new approach to process of projecting and analysis in aviation load carrying structure, which are made of a hybrid materials.

**Keywords:** laminates, thin-walled structure, FEM, numerical modeling of composites

### WSTĘP

Projektowanie współczesnych konstrukcji lotniczych (elementów nośnych) narzuca konstruktorom zastosowanie nowoczesnych materiałów, spełniających niekiedy bardzo rygorystyczne wymagania wytrzymałościowe oraz sztywnościowe [1, 2]. Do grupy tego typu materiałów można zaliczyć kompozyty, tj. laminaty oraz struktury typu sandwich, stanowiące aktualnie

jedną z najbardziej rozwojowych grup materiałowych stosowanych w lotnictwie. Wynika to z wysokich właściwości fizykochemicznych i mechanicznych, w szczególności stosunku wytrzymałości do niskiej gęstości materiału kompozytowego. Z szerokiej grupy kompozytów w przemyśle lotniczym zastosowanie znajdują głównie materiały o osnowie żywic epoksydowych

zbrojonych włóknami szklanymi, węglowymi, kevlarowymi oraz układy hybrydowe [1-4]. Nowoczesne techniki wytwarzania materiałów kompozytowych pozwalają zaś na aplikację tych materiałów w najbardziej obciążonych strukturach lotniczych określanych jako *primary structures* - elementów o charakterze krytycznym (m.in. łopaty śmigłowca) [1, 2, 5].

Obecnie najczęściej wykorzystywanym narzędziem wspomagającym proces projektowania i analizy struktur kompozytowych są metody numeryczne, w szczególności metoda elementów skończonych. W pracy zaprezentowano numeryczną analizę MES lotniczej struktury nośnej, stanowiącej połączenie różnych materiałów konstrukcyjnych, w tym materiałów kompozytowych [6-9]. Zaprezentowano metodę modelowania dyskretnego poszczególnych warstw laminatu z wykorzystaniem skończonego elementu powłokowego typu *continuum shell*. Zastosowanym w obliczeniach narzędziem numerycznym był program ABAQUS/Standard posiadający nowoczesne rozwiązania w zakresie modelowania numerycznego materiałów kompozytowych.

### WYBRANE MATERIAŁY W BUDOWIE ŁOPAT ŚMIGŁOWCÓW

Jednym z przykładów zastosowania materiałów kompozytowych w przemyśle lotniczym jest konstrukcja śmigłowca, w szczególności łopata, stanowiąca jeden z najbardziej wyężonych elementów struktury śmigłowca. Charakteryzować się ona powinna odpowiednimi wskaźnikami wytrzymałościowymi, zmężeńiowymi oraz niską masą. Łopata śmigłowca jest konstrukcją złożoną, stanowiącą zespolenie szeregu różnorodnych materiałów, do których możemy głównie zaliczyć laminaty oraz struktury typu sandwich z wypełnierzami Nomex oraz piankami.

W zakresie laminatów wykorzystuje się kompozyty o osnowie żywic epoksydowych wzmacnianych włóknami węglowymi oraz szklanymi, w formie rovingu, taśm jednokierunkowych i tkanin (łopaty w PZL Świdnik - kompozyty szklano-epoksydowe). Nowoczesnymi materiałami stosowanymi w wytwarzaniu łopat śmigłowca są materiały typu „prepreg”, z których struktury kompozytowe kształtuje się zaawansowaną techniką autoklawową (z wykorzystaniem czystych pomieszczeń - clean room) [2, 3].

Kompozyty wzmacniane włóknami jednokierunkowymi stosowane są na elementy, w których istotne jest przenoszenie obciążeń działających wzdłuż włókien, natomiast kompozyty tkaninowe wykorzystuje się na ścianki i powłoki - przenoszenie obciążeń ścinających. Tabela 1 przedstawia wybrane właściwości wytrzymałościowe materiałów kompozytowych o osnowie żywicy epoksydowej wzmacnianych włóknami szklanymi i węglowymi (taśmy jednokierunkowe i tkaniny typu prepreg, Hexcel, system HexPly M12).

Poza wymienionymi strukturami laminatowymi szerokie zastosowanie w konstrukcji łopat mają materiały

kompozytowe typu „sandwich” (struktury przekładkowe) [1, 2]. Składają się one ze sztywnych warstw wierzchnich - okładzin (laminatów epoksydowych wzmacnianych włóknami węglowymi, szklanymi, kevlarowymi) oraz wypełniacza - rdzenia. Jako rdzeń stosowane są wypełniacze komórkowe fenolowo-aramidowe (Nomex) lub np. pianki polimetakryloimidowe (PMI). Pianki charakteryzują się wysokimi właściwościami mechanicznymi w szerokim zakresie temperatur, niską gęstością, odpornością temperaturową do 220°C, wytrzymałością na obciążenia dynamiczne oraz długim okresem eksploatacji. Materiały kompozytowe typu sandwich mogą stanowić kompletne elementy struktury lotniczej oraz pełnić rolę miejscowego „dosztywnienia” konstrukcji [4]. W tabeli 2 przedstawiono wybrane właściwości wypełniaczy stosowanych w strukturach typu sandwich.

TABELA 1. Właściwości kompozytów szklano/węglowo-epoksydowych (prepreg, Hexcel) [3]  
TABLE 1. Properties of glass and carbon epoxy composites (prepreg, Hexcel) [3]

Wytrzymałość na rozciąganie MPa		Moduł E na rozciąganie GPa		Wytrzymałość na ściskanie MPa		Wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe MPa
0	90	0	90	0	90	
Kompozyt szklano-epoksydowy, taśma jednokierunkowa, włókna szklane typu R						
1560	55	56	16	1300	214	67
Kompozyt szklano-epoksydowy, tkanina, włókna szklane typu E, splot satynowy 8H						
510	415	29	26	500	460	80
Kompozyt węglowo-epoksydowy, taśma jednokierunkowa, włókna węglowe AS4 12K						
2207	81	141	10	1531	-	114

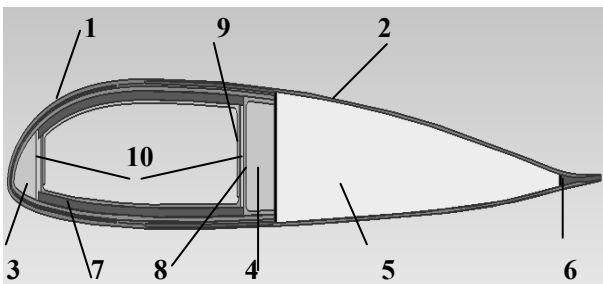
TABELA 2. Wybrane właściwości wypełniaczy w kompozytach typu sandwich [3, 4]  
TABLE 2. Selected properties of core of sandwich composites [3, 4]

Wypełniacz ulowy fenolowo-aramidowy hexagonalny (Nomex) Hexcel A1, A10 (właściwości w zależności od wielkości komórki)						
Gęstość kg/m <sup>3</sup>	Wytrzymałość na ściskanie MPa	Moduł MPa	Ścinanie			
			Wytrzymałość w kier. L (Ribbon direction) MPa	Moduł w kier. L MPa	Wytrzymałość w kier. W (Direction of expansion) MPa	Moduł w kier. W MPa
23÷144	0,6÷15	38÷600	0,5÷3,5	16÷115	0,25÷1,9	11÷69
Pianka PMI, Evonic						
Gęstość kg/m <sup>3</sup>	Wytrzymałość na ściskanie MPa	Wytrzymałość na rozciąganie MPa	Wytrzymałość na ścinanie MPa	Moduł elastyczności MPa	Moduł na ścinanie	Wydłużenie
52	0,9	1,9	0,8	70	19	3

## PRZEDMIOT I ZAKRES OBLICZEŃ

Przedmiotem badań jest numeryczne modelowanie materiałów konstrukcyjnych (struktury hybrydowej) na przykładzie fragmentu łopaty wirnika nośnego śmigłowca dla wybranego przypadku obciążeń eksploatacyjnych. Schemat konstrukcyjny przekroju łopaty wg specyfikacji przedstawionej na rysunku 1 można opisać następująco: 1 - pokrycie dźwigara łopaty, 2 - pokrycie części spływowej łopaty, 3, 4 - wypełnienie noska i ceownika dźwigara, 5 - wypełnienie części spływowej łopaty, 6 - wypełnienie krawędzi spływu, 7 - pasy dźwigara łopaty (górny i dolny), 8 - ceownik dźwigara łopaty, 9 - górny i dolny kątownik dźwigara, 10 - ścianka przednia i tylna dźwigara.

Celem prowadzonej analizy numerycznej jest przedstawienie sposobu modelowania różnych materiałów konstrukcyjnych w celu określenia stanu odkształcenia badanej struktury oraz wyznaczenia rozkładów naprężenia w poszczególnych elementach konstrukcji. Obliczenia prowadzono w zakresie geometrycznie nieliniowym z wykorzystaniem przyrostowo-iteracyjnej metody Newtona-Raphsona, stanowiącej podstawową metodę obliczeń nieliniowych wykorzystywaną w programie Abaqus/Standard [6, 7, 10].



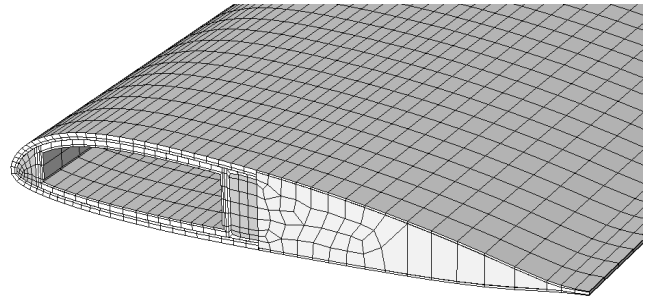
Rys. 1. Przekrój geometryczny konstrukcji łopaty śmigłowca

Fig. 1. Cross-section of the helicopter rotor blade

## MODELE MATERIAŁOWE MES ELEMENTÓW KONSTRUKCJI

Budowę modelu dyskretnego fragmentu łopaty oparto o przestrzenne elementy objętościowe typu *solid* oraz

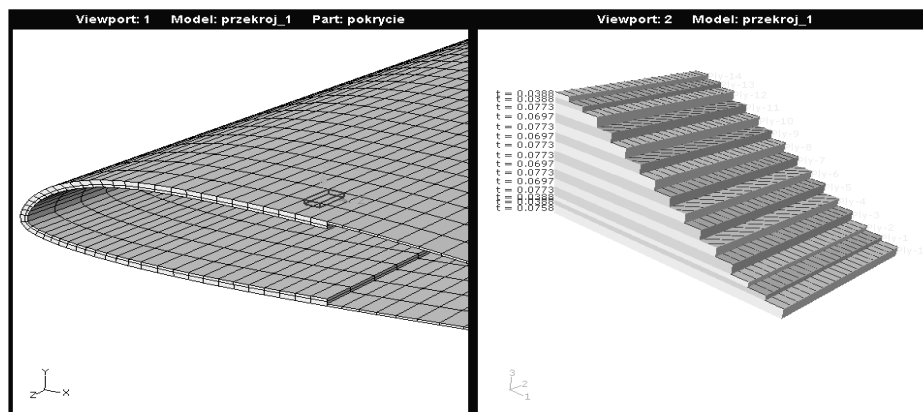
kontynualne elementy powłokowe typu *continuum shell*, posiadające po 3 translacyjne stopnie swobody w każdym węźle. Występujące w strukturze łopaty typy materiałów konstrukcyjnych podzielono na 2 zasadnicze grupy, charakteryzujące się odmiennym sposobem opisu właściwości materiałowych oraz modelowaniem struktury elementu - materiały kompozytowe i materiały stanowiące wypełnienie. Podział elementów konstrukcji uwzględniający zastosowanie sposobu modelowania poszczególnych grup materiałów przedstawiono na rysunku 2.



Rys. 2. Schemat modelowanych materiałów w strukturze łopaty

Fig. 2. Materials design of the rotor blade structure

Do zamodelowania elementów kompozytowych struktury łopaty, takich jak: poszycie, elementy nośne dźwigara oraz krawędź spływu zastosowano technikę Layup-Ply, umożliwiającą modelowanie poszczególnych warstw kompozytu w objętości elementu typu *continuum shell*. Właściwości materiałowe poszczególnych warstw kompozytu zamodelowano, używając sprężystego modelu materiału typu *Lamina*, umożliwiającego opis własności materiału na poszczególnych kierunkach, związanych z ułożeniem włókien [11-14]. Zastosowany model materiału wymaga zdefiniowania wartości modułu Younga w kierunkach 0 i 90°, liczby Poissona, a także wartości modułu Kirchhoffa na trzech prostopadłych kierunkach związanych z ułożeniem włókien. Przykład modelowania poszczególnych warstw laminatu w pokryciu łopaty przedstawia rysunek 3.



Rys. 3. Schemat modelowania układu warstw kompozytu w elementach continuum shell

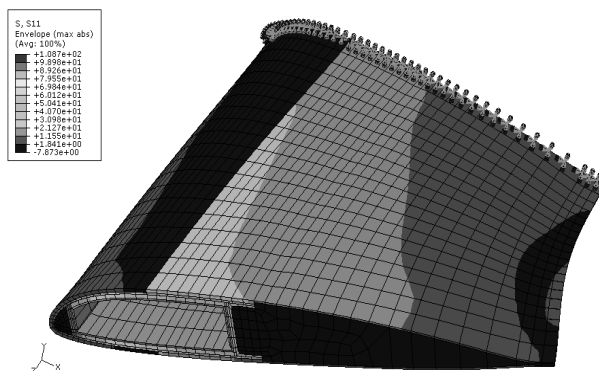
Fig. 3. Numerical modeling of composite layers system in continuum shell elements

Modelowanie materiałów stanowiących wypełnienie struktury łopaty oparto na objętościowych elementach bryłowych typu *solid*. Do zamodelowania właściwości materiału wypełnienia części spływowej, stanowiącego strukturę typu plaster miodu zastosowano ortotropowy model materiału sprężystego, oparty na współczynnikach inżynierskich, zdefiniowanych dla 3 wzajemnie prostopadłych kierunków, takich jak: moduły Younga  $E_1, E_2$  i  $E_3$ , moduły Kirchhoffa  $G_{12}, G_{13}, G_{23}$  oraz liczby Poissona  $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ . W przypadku wypełnienia noska i ceownika dźwigara, stanowiącego materiał piankowy, zdefiniowano izotropowy model materiału sprężystego, wymagający zdefiniowania modułu Younga  $E$  oraz liczby Poissona  $\nu$  do opisu właściwości materiału. Zastosowane w przypadku elementów wypełnienia modele materiałowe umożliwiają odwzorowanie właściwości sztywnościowych konstrukcji łopaty dla poszczególnych składowych stanu obciążenia [7, 8]. Obciążenie modelu numerycznego stanowiły następujące składowe złożonego stanu obciążenia odpowiadające wartościom obciążeniom dopuszczalnym wyznaczonym dla łopaty: siła rozciągająca (odśrodkowa), moment gnący w płaszczyźnie mniejszej sztywności, moment gnący w płaszczyźnie większej sztywności łopaty oraz moment skręcający.

### WYNIKI OBLICZEŃ NUMERYCZNYCH

Przeprowadzone obliczenia numeryczne dają możliwość oszacowania stanu odkształcenia i wyężenia badanej struktury hybrydowej - łopaty. Otrzymane wyniki analizowano pod kątem oceny rozkładów naprężeń na poszczególnych kierunkach związanych z kierunkami ułożenia włókien w kompozytowych elementach łopaty, poddanych działaniu złożonego stanu obciążenia. Na rysunku 4 przedstawiono ogólny stan odkształcenia modelu dyskretnego łopaty z naniesioną mapą naprężenia  $S_{11}$  (naprężenia odpowiadające kie-

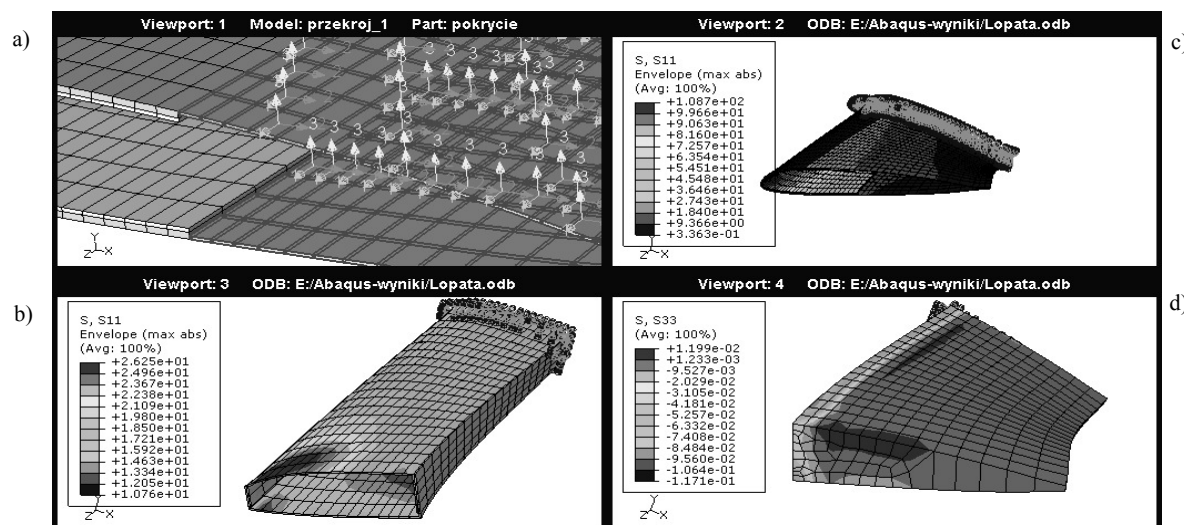
runkowi ułożenia włókien) w kompozytowych elementach konstrukcji.



Rys. 4. Ogólny stan odkształcenia i wyężenia konstrukcji fragmentu łopaty

Fig. 4. General state of strain and effort in part of the rotor blade

Otrzymany stan odkształcenia badanego fragmentu łopaty śmigłowca pozwala oszacować wyężenie poszczególnych elementów konstrukcji. Z mapy rozkładów naprężenia w kierunku ułożenia włókien przedstawionych na rysunku 4 wynika, że najbardziej wyężonymi elementami konstrukcji są poszczególne elementy składowe dźwigara łopaty, w których występują najwyższe poziomy naprężenia rozciągającego. Dźwigar łopaty stanowi zatem element o zasadniczym znaczeniu wytrzymałościowym, co potwierdza założenia konstrukcyjne struktury łopaty. Pozostałe elementy konstrukcji, a w szczególności pokrycie oraz elementy wypełnienia spełniają rolę zapewniającą aerodynamiczny kształt profilu łopaty oraz dodatkowo usztywniającą strukturę. Na rysunku 5 zaprezentowano rozkłady naprężenia  $S_{11}$  w kompozytowych elementach konstrukcji oraz mapy naprężenia  $S_{33}$  w elementach wypełnienia części spływowej zamodelowanych jako materiał ortotropowy.



Rys. 5. Rozkłady naprężeń w wybranych elementach konstrukcji: a, b) pokrycie łopaty -  $S_{11}$ , c) ceowniki dźwigara - górny i dolny -  $S_{11}$ , d) wypełnienie części spływowej -  $S_{33}$

Fig. 5. Stress distribution in the structure elements: a, b) rotor blade covering -  $S_{11}$ , c) channels of spar - top and bottom -  $S_{11}$ , d) fillet part solidity -  $S_{33}$

## PODSUMOWANIE

Zaprezentowany w pracy sposób modelowania właściwości materiałowych złożonych struktur z elementami kompozytowymi umożliwia przeprowadzenie analizy stopnia odkształcenia i wyężenia konstrukcji w warunkach złożonych obciążeń zewnętrznych. Jest to niezwykle istotne w przypadku elementów nośnych, które we współczesnych konstrukcjach lotniczych w coraz szerszym zakresie wykonywane są z materiałów kompozytowych. Znajomość rozkładów naprężenia w elementach krytycznych stanowi zatem zagadnienie o pierwszorzędym znaczeniu, a zastosowanie metody elementów skończonych pozwala analizować wyężenie elementów konstrukcyjnych jeszcze na etapie ich projektowania. Analizy numeryczne umożliwiają również optymalizację układu warstw laminatu w celu zaprojektowania najkorzystniejszego rozwiązania konstrukcyjnego pod kątem możliwości przenoszenia określonych obciążeń eksploatacyjnych.

Przeprowadzone obliczenia numeryczne umożliwiły identyfikację charakteru obciążenia poszczególnych elementów konstrukcji łopaty. Do najbardziej wyężonych elementów struktury można zaliczyć elementy wykonane z materiałów kompozytowych, a przede wszystkim elementy dźwigara oraz poszycia, natomiast materiały wypełnienia, dla których otrzymano niskie poziomy naprężenia, spełniają jedynie rolę usztywniającą strukturę łopaty.

## Podziękowania

*Badania realizowane w ramach Projektu Nr POIG.0101.02-00-015/08 w Programie Operacyjnym Innowacyjna Gospodarka (POIG). Projekt współfinansowany przez Unię Europejską ze środków Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego.*

## LITERATURA

- [1] Baker A., Dutton S., Donald Kelly D., Composite materials for aircraft structures, American Institute of Aeronautics and Astronautics, USA 2004.
- [2] Campbell F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials, Elsevier 2006
- [3] www.hexcel.com, styczeń 2010.
- [4] www.rohacell.com, styczeń 2010.
- [5] Freeman W.T., The use of composites in aircraft primary structure, Composites Engineering 1993, 3, 767-775.
- [6] Abaqus Theory Manual version 5.8, Hibbit, Karlsson & Sorensen 1998.
- [7] Abaqus/Standard User's Manual version 6.5, Hibbit, Karlsson & Sorensen, 2005.
- [8] Alfano G., Crisfield M. A., Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites: mechanical and computational issues, International Journal for Numerical Methods in Engineering 2001, 50, 1701-1736.
- [9] Aceves C.M., Skordos A.A., Sutcliffe M.P.F., Design selection methodology for composite structures, Materials & Design 2008, 29, 418-426.
- [10] Rusiński E., Czmochoński J., Smolnicki T., Zaawansowana metoda elementów skończonych w konstrukcjach nośnych, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2000.
- [11] Hyla I., Śledziona J., Kompozyty, Elementy mechaniki i projektowania, Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice 2004.
- [12] Miracle D.P., Donaldson S.L. (eds), ASM Handbook, Vol. 21 Composites, ASM International 2001.
- [13] Swanson S.R., Introduction to Design and Analysis with Advanced Composite Materials, Prentice-Hall, 1997.
- [14] Tenek L.T., Argyris J., Finite Element Analysis of Composite Structures, Kluwer 1998.
- [15] Tsai S.W., Introduction to Composite Materials, Technomic, 1980.