

Jarosław Bienias^{1*}, Hubert Dębski²

¹ Politechnika Lubelska, Wydział Mechaniczny, Katedra Inżynierii Materiałowej, ul. Nadbystrzycka 36, 20-618 Lublin, Poland

² Politechnika Lubelska, Wydział Mechaniczny, Katedra Podstaw Konstrukcji Maszyn, ul. Nadbystrzycka 36, 20-618 Lublin, Poland

*Corresponding author. E-mail: j.bienias@pollub.pl

Otrzymano (Received) 22.01.2010

NUMERYCZNA ANALIZA TARCZ KOMPOZYTOWYCH ZBROJONYCH WŁÓKNAMI SZKLANYMI I WĘGLOWYMI W WARUNKACH ZŁOŻONEGO STANU OBCIĄŻENIA

Celem badań była analiza numeryczna struktury kompozytowej pod kątem doboru optymalnego układu warstw laminatu i uzyskania najkorzystniejszych parametrów wytrzymałościowych struktury poddanej działaniu złożonego stanu obciążenia (obciążenia rozciągającego i ścinającego). Przedmiot badań stanowiły materiały kompozytowe o osnowie żywicy epoksydowej wzmocnione włóknami szklanymi i węglowymi (jednokierunkowe taśmy prepeg, system HexPly M12, Excel) wytworzone metodą autoklawową. Obydwa systemy kompozytowe wykorzystywane są w budowie łopat śmigłowców i charakteryzują się wysoką trwałością zmęczeniową oraz dobrymi właściwościami eksploatacyjnymi. Budowę modelu numerycznego kompozytowych tarcz oparto na technice *Layup-Ply*, stanowiącej jeden z podstawowych sposobów modelowania materiałów kompozytowych w programie Abaqus. Podstawę oszacowania wytrzymałości badanych struktur stanowiły kryteria: maksymalnych naprężeń, Tsai-Hilla, kryterium tensorowe Tsai-Wu oraz kryterium Azzi-Tsai-Hilla. Obliczenia numeryczne stanowiły również wstępną analizę zniszczenia materiałów kompozytowych, polegającą na ocenie modelu numerycznego pod kątem występowania obszarów, w których na skutek obciążenia zewnętrznego istnieje ryzyko uszkodzenia laminatu. Przeprowadzona analiza numeryczna kompozytowych tarcz poddanych działaniu złożonego stanu obciążenia (rozciąganie i ścinanie techniczne) wykazała dominującą wytrzymałość badanych konstrukcji na przenoszenie obciążenia rozciągającego. Na podstawie otrzymanych wyników stwierdzono wyższą wytrzymałość kompozytu zbrojonego włóknami węglowymi w porównaniu z kompozytem zbrojonym włóknami szklanymi, pomimo prawie dwukrotnie mniejszej grubości tarczy. Wykorzystanie w tym zakresie metody elementów skończonych umożliwia optymalizację struktury kompozytu oraz doboru najkorzystniejszych parametrów materiałowych już na etapie projektowania konstrukcji.

Słowa kluczowe: metoda elementów skończonych, laminaty, wytrzymałość struktur kompozytowych, zniszczenie kompozytów, optymalizacja kompozytów

NUMERICAL ANALYSIS OF COMPOSITE PLATES REINFORCED GLASS AND CARBON FIBERS IN COMPLEX LOAD CONDITIONS

Numerical analysis was a purpose of researches on a composite structure in terms of two aspects. The first was to choose optimum configuration of a layer laminate and the second was to obtain the best parameters of strength structure, which was subjected to analysis in complex load (tension and shearing loads). A subject of researches was made by composite materials by a matrix epoxy reinforcement glass and carbon fibers (unidirectional tape of pre-pregs, system HexPly M12 Excel) which was created by an autoclave technology. These two composite systems are used to build helicopter blade. They are characterized a very high stability on fatigue and good exploitation properties.

The build of numerical model in composite shield was founded on a technique *Layup-Ply*, which was one of the basic way for modelling composite materials in a program Abaqus. Grounds for estimate to strength researches structures were criterions: Maximum Stress Criterion, Tsai-Hill's criterion, tensor criterion of Tsai-Wu's and Azzi-Tsai-Hill's criterion. Numerical calculations were an introductory analysis of failure composite materials. It was depend on judge numerical model in terms of appearance areas, in which a risk of damage laminate was existed by an effect of external loads. Numerical analysis in plates composites was carried out, where the plates were under complex loads (technical tension and shear). It was shown a dominant strength of researching construction for transfer a tension load. On the basis of receiving solutions was found a higher strength of composite which was created from carbon fibres in compare with glass fibres. The shield was nearly twice thinner. In this range using FEM is very useful and makes possible to optimality composite structure. It is easier to choose the best parameters of a material on the first step of projecting the construction.

Keywords: FEM, laminates, strength of composite structures, failure of composites, optimality of composites

WPROWADZENIE

Kompozyty stanowią grupę materiałów szeroko stosowanych w wielu współczesnych konstrukcjach, do

których można przede wszystkim zaliczyć lotnicze, cienkościenne struktury nośne. Dotyczy to w szerokim

zakresie kompozytów polimerowych, tzw. laminatów [1, 2]. Podstawowym kryterium stosowania kompozytów są ich korzystne wskaźniki wytrzymałość-gęstość. Aktualnie w przemyśle lotniczym zainteresowanie wzbudzają kompozyty o osnowie żywic epoksydowych wzmocnionych włóknami szklanymi i węglowymi ze względu na dobre właściwości mechaniczne, odporność chemiczną, niskie koszty i dobrze poznany proces wytwarzania kompozytów z włókien szklanych oraz niską gęstość, wysoką wytrzymałość, sztywność i charakterystyki zmęczeniowe włókien węglowych [3, 4].

Technologia kształtowania kompozytów obejmuje różnorodne techniki od formowania ręcznego, metod RTM, VRTM oraz najbardziej zaawansowanych – formowania w autoklawie z wykorzystaniem materiałów typu prepreg i pomieszczeń clean room. Materiały kompozytowe znajdują zastosowanie w wytwarzaniu głównych oraz pomocniczych struktur lotniczych, a niejednokrotnie elementów krytycznych. Stanowią one potencjalne rozwiązanie materiałowe m.in. jako: elementy poszycia, kadłuby, dźwigary, łopaty, elementy podwozia, stateczniki, klapy i wiele innych [5-8].

Współczesnym narzędziem wspomagającym proces projektowania struktur kompozytowych jest metoda elementów skończonych. Zastosowanie MES do analizy struktur kompozytowych umożliwia dokonanie dokładnej analizy stanu wyężenia zarówno całej struktury, jak również poszczególnych warstw laminatu [9-12]. Metoda ta umożliwia również modelowanie i optymalizację struktury materiału kompozytowego oraz analizę mechanizmu zniszczenia z uwzględnieniem kryteriów wytrzymałościowych stosowanych dla kompozytów [12-15].

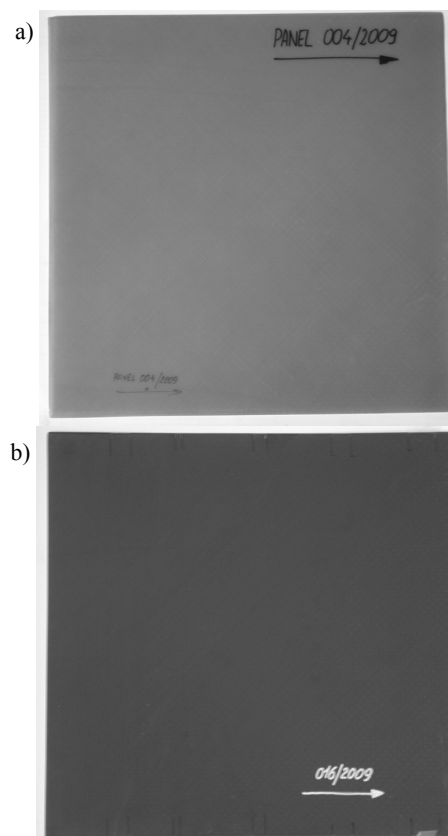
Celem badań była analiza numeryczna struktury kompozytowej pod kątem doboru optymalnego układu warstw laminatu i otrzymania najkorzystniejszych parametrów wytrzymałościowych struktury poddanej działaniu złożonego stanu obciążenia.

PRZEDMIOT BADAŃ

Badania prowadzono na strukturach kompozytowych szklano-epoksydowych oraz węglowo-epoksydowych (rys. 1) wykonanych z jednokierunkowych taśm prepreg (system HexPly M12, Hexcel) techniką

autoklawową (temperatura 135°C, ciśnienie 450 kPa, podciśnienie -80 kPa, czas procesu: 4,5 h).

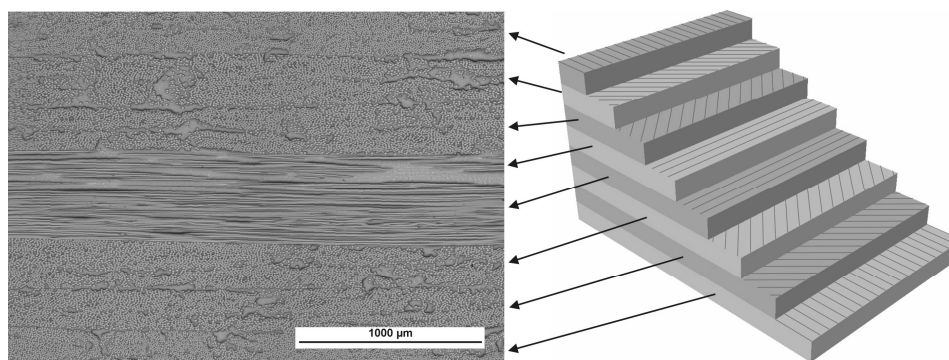
Osnowę kompozytów stanowiła żywica epoksydowa M12 ($\rho = 1,24 \text{ g/cm}^3$; $T_g = 128^\circ\text{C}$; $R_m = 64 \text{ MPa}$; $\nu = 0,4$; $E = 5,1 \text{ GPa}$), natomiast zbrojenie odpowiednio: włókna szklane TVR 380 typu R oraz włókna węglowe AS7J 12K. Nominalny udział objętościowy włókien zbrojących w kompozycie wynosił około 60%.



Rys. 1. Panele kompozytowe wykonane techniką autoklawową: a) włókna szklane, b) włókna węglowe. Układ quasi-izotropie $[0/\pm 45/90]_s$

Fig. 1. Composite panels produced by autoclave method: a) glass fibres, b) carbon fibres. $[0/\pm 45/90]_s$ quasi-isotropic system

Obydwa systemy kompozytowe wykorzystywane są w budowie łopat śmigłowców i charakteryzują się wysoką trwałością zmęczeniową oraz dobrymi właściwościami eksploatacyjnymi do temperatury 100°C.



Rys. 2. Mikrostruktura kompozytu szklano-epoksydowego w układzie quasi-izotropie $[0/\pm 45/90]_s$

Fig. 2. Microstructure of $[0/\pm 45/90]_s$ quasi-isotropic glass-epoxy composite

Właściwości wytrzymałościowe, niezbędne do obliczeń numerycznych wyznaczono na drodze eksperymentalnej zgodnie z przedmiotowymi w tym zakresie normami ISO.

Proces optymalizacji przeprowadzono dla układu 8 warstw w tarczy kompozytowej o wymiarach 250×250 mm, w której grubość pojedynczej warstwy utwardzonego kompozytu wynosiła 0,25 mm w przypadku włókien szklanych oraz 0,13 mm dla włókien węglowych. W tabeli 1 przedstawiono wybrane właściwości wytrzymałościowe materiałów kompozytowych wykorzystane w analizie numerycznej.

TABELA 1. Wybrane właściwości wytrzymałościowe kompozytów szklano- i węglowo-epoksydowych
TABLE 1. Selected mechanical properties of glass and carbon-epoxy composites

Wytrzymałość na rozciąganie F_{TU} , MPa		Moduł na rozciąganie E_T , GPa		Współczynnik Poissona ν		Wytrzymałość na ścinanie F_{SU} , MPa	Moduł na ścinanie G , GPa	Wytrzymałość na ściskanie F_{CU} , MPa
0°	90°	0°	90°	0°	90°	±45°	±45°	0°
1534	74,5	46,43	14,92	0,269	0,0896	57,55	5,233	1046,3
1973	28,6	130	5,29	0,32	0,02	114	4,7	1531

MODEL DYSKRETNY BADANYCH STRUKTUR KOMPOZYTOWYCH

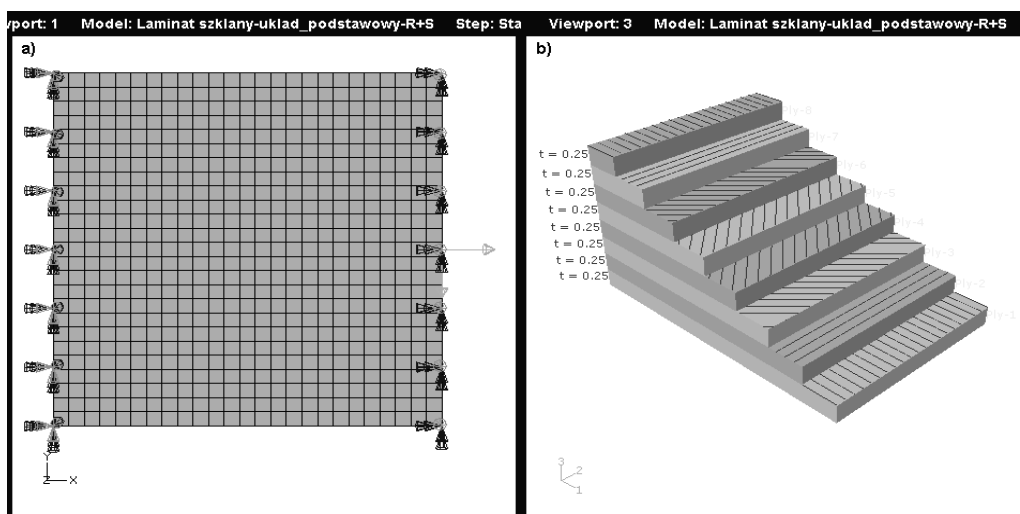
Budowę modelu numerycznego kompozytowej tarczy oparto na technice *Layup-Ply*, stanowiącej jeden z podstawowych sposobów modelowania materiałów kompozytowych w programie Abaqus [9, 10]. Do zamodelowania płaskiej tarczy kompozytowej wykorzystano czterowęzłowe elementy powłokowe typu *Shell - S4*, posiadające po 6 stopni swobody w każdym węźle. Doboru optymalnego pod kątem parametrów wytrzymałościowych układu warstw badanej struktury

kompozytowej dla obydwu rodzajów kompozytu prowadzono dla 6 konfiguracji ułożenia włókien w stosunku do krawędzi tarczy, stanowiących układy symetryczne względem płaszczyzny środkowej: *quasi-izotrop* [0/90/±45]_S, [0]₈, [90]₈, [±45]₄, [0/+45₂/0]_S, [0/90]_{2S}. Widok ogólny modelu numerycznego z układem warstw o właściwościach *quasi-izotrop* przedstawia rysunek 3.

Warunki brzegowe modelu numerycznego zrealizowano poprzez utwierdzenie lewej pionowej krawędzi tarczy, blokując węzłom wszystkie stopnie swobody. Dodatkowo węzłom znajdującym się na prawej pionowej krawędzi tarczy zablokowano translacyjny stopień swobody na kierunku prostopadłym do płaszczyzny tarczy - kierunek osi Z oraz rotacyjne stopnie swobody blokujące obrót względem osi X i Y globalnego układu współrzędnych modelu (rys. 3). Obciążenie konstrukcji stanowiły składowe złożonego stanu obciążenia: rozciąganie oraz ścinanie techniczne. Poszczególne składowe siły przyjęto na podstawie wyznaczonych oddzielnie (numerycznie) wartości dopuszczalnych dla rozciągania i ścinania, przyjmując dla złożonego stanu obciążenia ok. 50% wyznaczonych wartości maksymalnych.

MODEL MATERIAŁOWY KOMPOZYTU ZASTOSOWANY W OBLICZENIACH MES

Zastosowana do zamodelowania struktury kompozytowej technika *Layup-Ply* umożliwia zdefiniowanie różnych modeli materiałowych dla poszczególnych warstw kompozytu. W prowadzonych obliczeniach numerycznych zastosowano sprężysty model materiału typu *Lamina*, umożliwiający opis własności materiału na poszczególnych kierunkach, w odniesieniu do kierunku ułożenia włókien. Przyjęty do obliczeń model materiału wymaga zdefiniowania wartości modułu Younga na kierunku włókien, tzn. kierunku 0° oraz kierunku 90° prostopadłego do włókien, liczby Poisso-



Rys. 3. Model dyskretny tarczy kompozytowej z układem warstw o właściwościach *quasi-izotrop*
Fig. 3. Discrete numerical model of composite plate for *quasi-izotrop* system

na, a także wartości modułu Kirchhoffa na trzech prostopadłych kierunkach związanych z ułożeniem włókien.

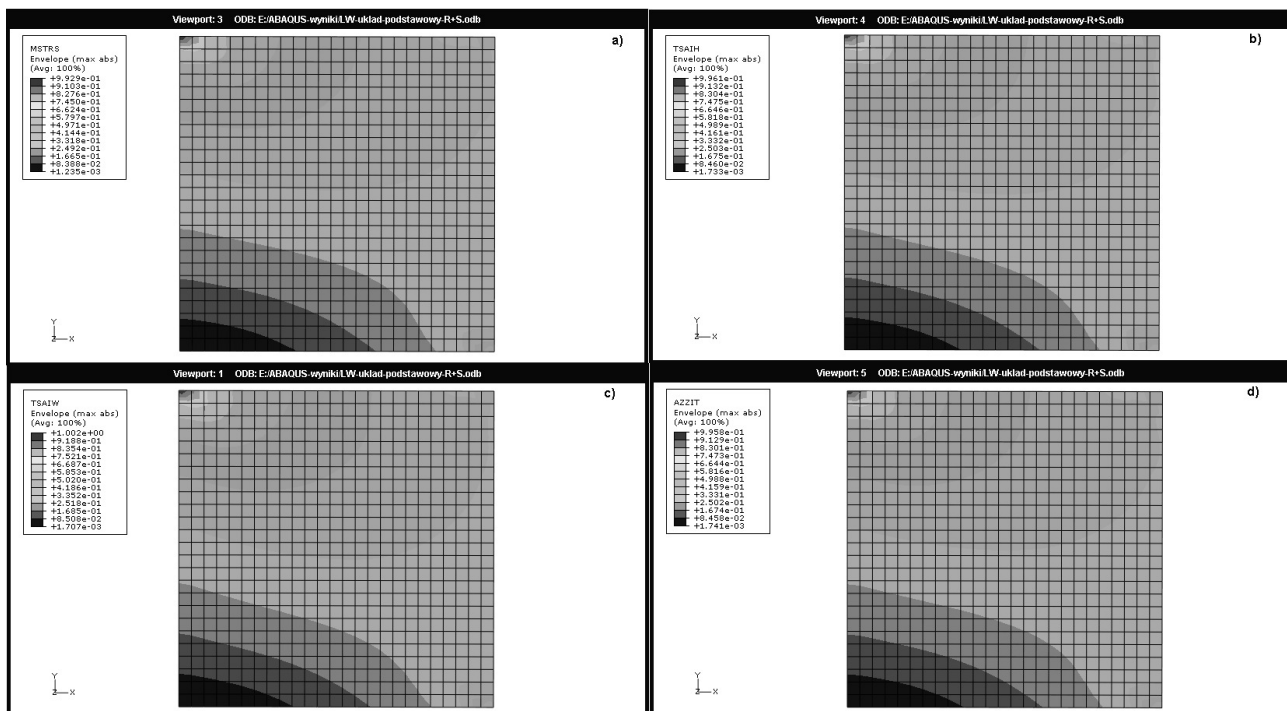
Obliczenia numeryczne stanowiły również wstępną analizę zniszczenia materiałów kompozytowych, polegającą na ocenie modelu numerycznego pod kątem występowania obszarów, w których na skutek obciążenia zewnętrznego istnieje ryzyko uszkodzenia laminatu. Przeprowadzenie takiej analizy wymaga określenia dodatkowych parametrów badanego materiału, związanych z wyznaczeniem wybranych właściwości wytrzymałościowych kompozytu na poszczególnych kierunkach (tab. 1). Podstawę oszacowania wytrzymałości badanych struktur kompozytowych stanowiły powszechnie stosowane w tym zakresie kryteria: maksymalnych naprężeń, kryterium Tsai-Hilla, kryterium tensorowe Tsai-Wu oraz kryterium Azzi-Tsai-Hilla [9, 10, 13, 15]. Obliczenia numeryczne prowadzono do momentu osiągnięcia granicy wytrzymałości kompozytu w oparciu o jedno z wymienionych kryteriów. Prowadzona analiza stanowiła również zagadnienie geometrycznie nieliniowe z wykorzystaniem przyrostowo-iteracyjnej metody Newtona-Raphsona [9-11].

WYNIKI OBLICZEŃ NUMERYCZNYCH

Przeprowadzone obliczenia numeryczne umożliwiają dokonanie oceny stanu wyęteżenia badanych struktur kompozytowych w zależności od zastosowanego materiału oraz układu warstw kompozytu. Wyniki analizowano pod kątem określenia optymalnego układu

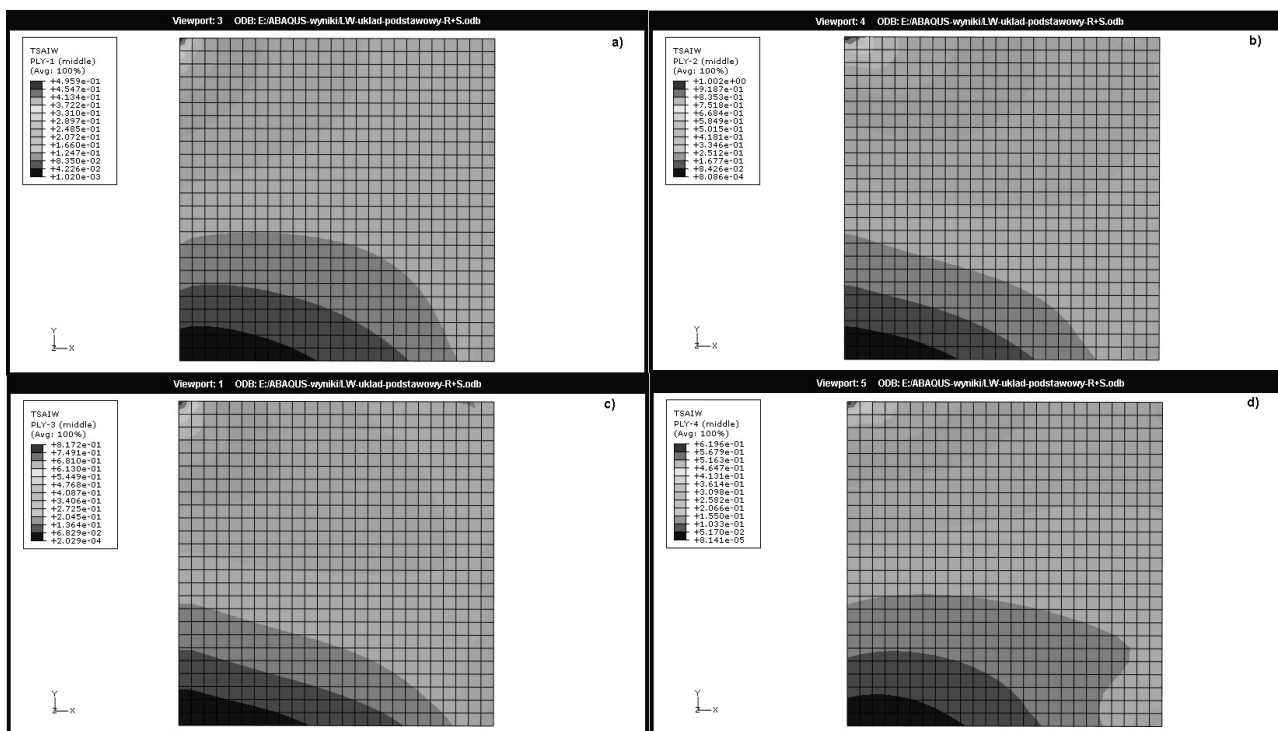
warstw laminatu, zapewniającego najlepsze właściwości wytrzymałościowe konstrukcji pod działaniem obciążenia rozciągającego i ścinającego. Analizie podlegała również ocena stopnia wyęteżenia konstrukcji w zależności od zastosowanego rodzaju kompozytu, tzn. kompozytu szklano-epoksydowego oraz węglowo-epoksydowego. W obydwu przypadkach analizę stanu wyęteżenia przeprowadzono dla wartości naprężenia osiągającego wartość granicy wytrzymałości materiału, co umożliwiło wyznaczenie i porównanie maksymalnych wartości obciążenia zewnętrznego konstrukcji. Przykład wyznaczonych rozkładów wyęteżenia tarczy dla kompozytu węglowo-epoksydowego dla układu włókien *quasi-izotropie* przedstawiono na rysunkach 4 i 5.

Wyznaczone w badaniach eksperymentalnych właściwości wytrzymałościowe kompozytów szklano-epoksydowego i węglowo-epoksydowego przedstawione w tabeli 1 wykazują wzrost wytrzymałości struktury kompozytowej na korzyść włókien węglowych. Porównując otrzymane wyniki obliczeń numerycznych badanych tarcz kompozytowych, stwierdzono, że struktura wzmacniana włóknami węglowymi pozwala na osiągnięcie wyższych wartości dopuszczalnego obciążenia konstrukcji, pomimo znacznie mniejszej grubości tarczy w porównaniu ze strukturą wzmacnianą włóknami szklanymi. Dotyczy to przede wszystkim wytrzymałości kompozytu na rozciąganie w kierunku włókien, na którym osiągnięto najwyższe wartości obciążenia dopuszczalnego. Otrzymane wartości obciążenia dla poszczególnych konfiguracji układów warstw laminatu przedstawiono w tabeli 2.



Rys. 4. Wyęteżenie kompozytu dla układu włókien *quasi-izotropie* we wszystkich warstwach kompozytu: a) kryterium maksymalnych naprężeń, b) kryterium Tsai-Hilla, c) kryterium Tsai-Wu, d) kryterium Azzi-Tsai-Hilla

Fig. 4. Composite effort of *quasi-izotropie* system for all layers: a) the maximum stress criterion, b) Tsai-Hill's criterion, c) Tsai-Wu criterion, d) Azzi-Tsai-Hill's criterion



Rys. 5. Wytyżenie kompozytu dla układu włókien *quasi-izotrop*ic w warstwach 1-4 wg kryterium Tsai-Wu: a) warstwa 1, b) warstwa 2, c) warstwa 3, d) warstwa 4

Fig. 5. Composite effort of *quasi-izotrop*ic system for the 1-4 layers: a) Ply 1, b) Ply 2, c) Ply 3, d) Ply 4

TABELA 2. Wartości obciążenia dopuszczalnego - obliczenia numeryczne

TABLE 2. The values of permissible load - numerical analysis

	Układ <i>quasi-izotrop</i> ic	Układ 0°	Układ 90°	Układ ±45°	Układ 0°+45°	Układ 0°+90°
kompozyt szklano-epoksydowy						
Max siła rozciągająca <i>R</i> , N	41 000	255 000	31 000	25 000	53 500	64 500
Max siła tnąca <i>T</i> , N	7000	22 500	4300	5700	10 800	7600
Obciążenie złożone, N	<i>R</i> = 20 500 <i>T</i> = 3500	<i>R</i> = 130 000 <i>T</i> = 13 000	<i>R</i> = 15 500 <i>T</i> = 2150	<i>R</i> = 12 500 <i>T</i> = 2850	<i>R</i> = 26 750 <i>T</i> = 5400	<i>R</i> = 32 300 <i>T</i> = 3900
kompozyt węglowo-epoksydowy						
Max siła rozciągająca <i>R</i> , N	47 500	330 000	7050	16 000	85 000	93 000
Max siła tnąca <i>T</i> , N	8100	22 500	1040	4550	9100	7750
Obciążenie złożone, N	<i>R</i> = 23 750 <i>T</i> = 4050	<i>R</i> = 170 000 <i>T</i> = 12 500	<i>R</i> = 3500 <i>T</i> = 530	<i>R</i> = 8000 <i>T</i> = 2250	<i>R</i> = 58 000 <i>T</i> = 6500	<i>R</i> = 48 000 <i>T</i> = 4000

Na podstawie otrzymanych wyników obliczeń numerycznych stwierdzono najkorzystniejsze właściwości wytrzymałościowe dla kompozytu węglowo-epoksydowego w układzie warstw [0]₈ - tabela 2. Jest to uwa-

runkowane dominującym stanem rozciągania tarczy, co potwierdzają wartości obciążeń dopuszczalnych otrzymane dla wszystkich konfiguracji układu warstw kompozytu.

WNIOSKI

Zaprezentowane w pracy podejście do modelowania struktur kompozytowych z wykorzystaniem techniki *Layup-Ply* pozwala na dokonanie oceny stanu wytyżenia konstrukcji oraz próby doboru najkorzystniejszego pod kątem wytrzymałościowym układu warstw laminatu w zależności od działającego obciążenia zewnętrznego. Otrzymane wyniki obliczeń umożliwiają również dokonanie oceny stopnia wytyżenia każdej z warstw, co przedstawiono na rysunku 5. Prowadzone obliczenia umożliwiają dodatkowo dokonanie identyfikacji mechanizmu zniszczenia kompozytu, co stanowi podstawę prowadzenia dokładniejszych analiz w tym zakresie.

Przeprowadzona analiza numeryczna kompozytowych tarcz poddanych działaniu złożonego stanu obciążenia (rozciąganie i ścinanie techniczne) wykazała dominującą wytrzymałość konstrukcji na przenoszenie obciążenia rozciągającego, o czym świadczą otrzymane wartości sił dopuszczalnych (tab. 2). W takim przypadku najkorzystniejszą konfiguracją laminatu jest układ [0]₈. Najniższe wartości obciążenia otrzymano dla układu warstw [±45]_{2S} w przypadku kompozytu szklano-epoksydowego oraz układu [90]₈ dla kompozytu węglowo-epoksydowego. Otrzymane wartości obciąże-

nia dopuszczalnego wykazały również większą wytrzymałość kompozytu zbrojonego włóknami węglowymi, pomimo prawie dwukrotnie mniejszej grubości tarczy (1,04 mm) w porównaniu z kompozytem zbrojonym włóknami szklanymi (2 mm). Ma to istotne znaczenie zwłaszcza w projektowaniu struktur lotniczych, dla których poszukuje się najkorzystniejszych stosunków masy do wytrzymałości konstrukcji. Przeprowadzona analiza numeryczna na prostych geometrycznie strukturach może stanowić cenne źródło informacji w projektowaniu bardziej złożonych konstrukcji, jak np. kompozytowe pokrycie łopat śmigłowców. Wykorzystanie w tym zakresie metody elementów skończonych umożliwia optymalizację struktury kompozytu oraz doboru najkorzystniejszych parametrów materiałowych już na etapie projektowania konstrukcji.

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] Soutis C., Carbon fibre reinforced plastics in aircraft construction, *Materials Science and Engineering A* 2005, 412, 171-176.
- [3] Prepreg technology, Hexcel Publication, March 2005.
- [4] Chung D., Carbon Fiber Composites, Butterworth-Heinemann, USA 1994.
- [5] Campbell F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials, Elsevier 2006.
- [6] Freeman, W.T., The use of composites in aircraft primary structure, *Composites Engineering* 1993, 3, 767-775.
- [7] Miracle D.P., Donaldson S.L. (eds), *ASM Handbook*, Vol. 21 Composites, ASM International, 2001.
- [8] Swanson S.R., Introduction to Design and Analysis with Advanced Composite Materials, Prentice-Hall, 1997.
- [9] Abaqus Theory Manual version 5.8, Hibbit, Karlsson & Sorensen, 1998.
- [10] Abaqus/Standard User's Manual version 6.5, Hibbit, Karlsson & Sorensen, 2005.
- [11] Rusiński E., Czmochoński J., Smolnicki T., Zaawansowana metoda elementów skończonych w konstrukcjach nośnych, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2000.
- [12] Tenek L.T., Argyris J., Finite element analysis of composite structures, Kluwer 1998.
- [13] Tsai S.W., Introduction to Composite Materials, Technomic 1980.
- [14] 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.
- [15] Hyla I., Śledziona J., Kompozyty, Elementy mechaniki i projektowania, Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice 2004.