

Mateusz WĄSIK<sup>1\*</sup>  
Wojciech SKARKA<sup>2</sup>

## **OPTIMALIZACJA KOMPOZYTOWYCH ELEMENTÓW KONSTRUKCYJNYCH AUTONOMICZNEGO ROBOTA LATAJĄCEGO**

W artykule przedstawiono wyniki oraz metodykę przeprowadzonego procesu optymalizacyjnego kompozytowych elementów konstrukcyjnych latającego robota eksploracyjnego. Numeryczny proces optymalizacyjny został oparty na metodzie SIMP (Solid Isotropic Microstructure with Penalization), która jest metodą optymalizacji topologii kontinuum materialnego—jednorodnego, porowatego lub kompozytowego bazującą na fikcyjnie utworzonym materiale zastępczym. Proces optymalizacyjny zaimplementowano w oprogramowaniu HyperWorks Optistruct. W wyniku przeprowadzonej optymalizacji struktur elementów kompozytowych - płytki stanowiącej szkielet drona oraz pierścieni mocujących osłonę w sposób ruchomy, w odniesieniu do elementów bazowych zaprojektowanych bez użycia algorytmów optymalizacyjnych, uzyskano znaczącą redukcję masy ww. elementów oraz poprawę ich właściwości wytrzymałościowych.

### **1. WPROWADZENIE**

Ciągły rozwój techniki przedstawia coraz to nowe rozwiązania, jednocześnie dyktując nowe trendy rozwoju. Powszechnie stosowane od wielu lat rozwiązania zaczynają być rozwiązaniami niedostatecznie odpowiadającymi ewoluującym oraz nowopowstałym potrzebom. Rozwój pokrewnych dziedzin nauki niweluje wiele przeciwieństw w zastosowaniu danych technologii w lotnictwie oraz stwarza nowe możliwości dla konstruktorów. Potrzeby optymalizacji w celu zmniejszenia zużycia paliw i emisji szkodliwych związków chemicznych do atmosfery w połączeniu z kwestiami ekonomicznymi stają się poważnym czynnikiem napędowym konieczności opracowania i wprowadzenia nowatorskich rozwiązań napędów lotniczych. Po drugiej stronie zapotrzebowania znajdują się istniejące i dotychczas nierozwiązane problemy klasycznych metod realizowania napędu lotniczego. Przykładem takiego problemu może być, szczególnie zauważalna w ostatnich latach rosnąca popularność zdalnie sterowanych, niewielkich rozmiarów obiektów latających, zwanych powszechnie dronami, których stosowanie wyznaczyło nowe możliwości w dziedzinie lotnictwa, jak również stało się źródłem nowych potrzeb [4],[7].

---

<sup>1</sup> Politechnika Śląska, Katedra Budowy Maszyn, Gliwice

<sup>2</sup> Politechnika Śląska, Instytut Podstaw Konstrukcji Maszyn, Gliwice

\* E-mail: mateusz.wasik@polsl.pl

## 2. OBIEKT PROWADZONYCH BADAŃ

### 2.1. SPECYFIKA ANALIZOWANEGO OBIEKTU

Rozważając następującą sytuację - autonomiczny robot latający eksploruje odległą od Ziemi planetę. Badana planeta charakteryzuje się znacznie różniącą się, nie porównywalną do ziemskiej atmosferą, z reguły burzliwą, o miejscowych stanach turbulentnych, trudnych do przewidzenia lub znacznym rozrzedzeniem. Ze względu na autonomię robota, rozpatrywany jest również stan pracy w spokojnej atmosferze, który również jest uważany za trudne warunki. Robot w swojej pionierskiej misji eksploracyjnej nie posiada dostępu do zasobów energetycznych znanych na Ziemi, co wyzwała konieczność zapewnienia dodatniego bilansu energetycznego. Urządzenie badawcze pracuje w skrajnie nieprzyjazznych warunkach. Odległość od najbliższych ośrodków ludzkiej cywilizacji, w jakiej znajduje się eksplorator, ze względu na czas i jakość odpowiedzi ogranicza lub zupełnie uniemożliwia ciągłą komunikację. Poruszanie się w nieznanym, niezbadanym obszarze w połączeniu ze stanem braku ciągłego połączenia z centrum dowodzącym wymaga jego pełnej autonomii. Ze względu na charakter misji nie jest również dostępny jakikolwiek serwis, wymagana jest możliwość pracy w stanie niepełnej sprawności. Dla przykładu urwanie jednej z łopat wirnika napędu śmigłowego nie może unieruchomić jego działań, a jedynie ograniczyć wydajność wykonywanej pracy.

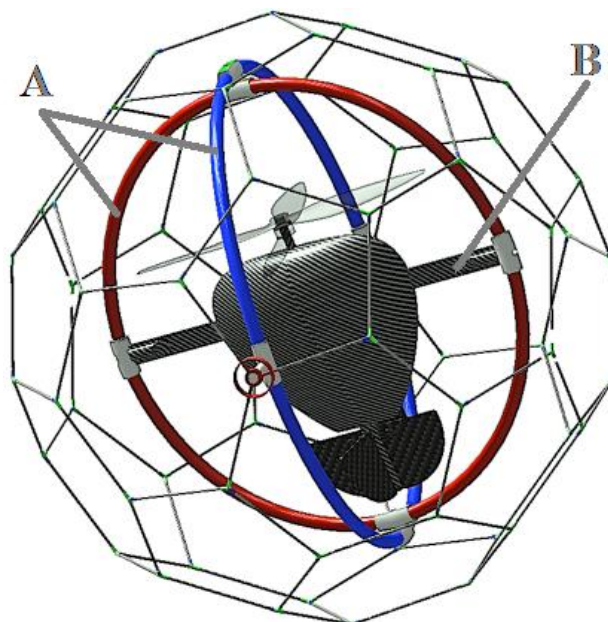
Rozważając alternatywną sytuację - charakteryzującą się mniej skrajnymi warunkami pracy, w której latający, autonomiczny robot bierze udział w górskiej misji ratunkowej. Priorytetowym kryterium misji ratowniczych jest czas dotarcia do poszkodowanego. Powszechnie stosowane urządzenia latające są przystosowane do pracy w ziemskiej atmosferze, jednakże występują specyficzne warunki zaburzające lot. Szczególnie w przypadku robotów latających o stosunkowo niskiej masie własnej, istnieje znaczne zaburzenie mechaniki lotu lub jego uniemożliwienie w warunkach turbulentnych i dynamicznie zmiennych. Nieprzewidywalne burzliwe środowisko niekorzystne dla lotu wymaga bardzo szybkiej reakcji napędu w celu stabilizacji oraz autonomności robota w doborze nastaw do panujących warunków. Urządzenie pracuje w warunkach, w których możliwości wylądowania na uzupełnienie źródła zasilania oraz czynności serwisowe są znacznie ograniczone ukształtowaniem terenu oraz możliwością szybkiego dotarcia do urządzenia, co generuje napięty bilans energetyczny, wymagający optymalizacji napędu pod kątem minimalizacji zużycia energii.

### 2.2. PRZEDMIOT BADAŃ

Przedmiotem przeprowadzonej optymalizacji laminatów są elementy konstrukcyjne autonomicznego latającego robota eksploracyjnego - pierścienie gimbała A, mocującego osłonę oraz płytki mocująca B, która stanowi szkielet, do którego zamocowane są wszystkie komponenty drona (rys.1). Obiekt latający składa się z układu napędowego,

układu sterującego i oprzyrządowania, zestawu baterii, elementów nośnych i łączących oraz osłony. Dron posiada osłonę chroniącą jego strukturę przed skutkami kolizji. Idea działania osłony została przedstawiona na rysunku (rys.2). Po lewej stronie rysunku przedstawiono osłonę sztywną, bez możliwości obrotu. Po prawej przedstawiono zastosowane rozwiązanie - osłonę zamocowaną przegubowo. Takie rozwiązanie podczas kolizji z przeszkodą pozwala na przejście energii kolizji przez osłony oraz rozproszenie jej na ugięcie osłony oraz jej obrót względem centralnie umieszczonego napędu, co skutkuje redukcją wpływu zderzenia na trajektorię lotu.

Elementy stanowiące przedmiot badań wykonane są z kompozytu składającego się ze spoiwa epoksydowego i materiału włóknistego typu Kevlar 149 [3] o następujących właściwościach: gęstość 1,47 g/cm<sup>3</sup>, Moduł Younga 179 GPa oraz liczba Poissona 0,36. Struktury laminatów optymalizowanych elementów przedstawiono w tabelach (tabela 1) oraz (tabela 2).



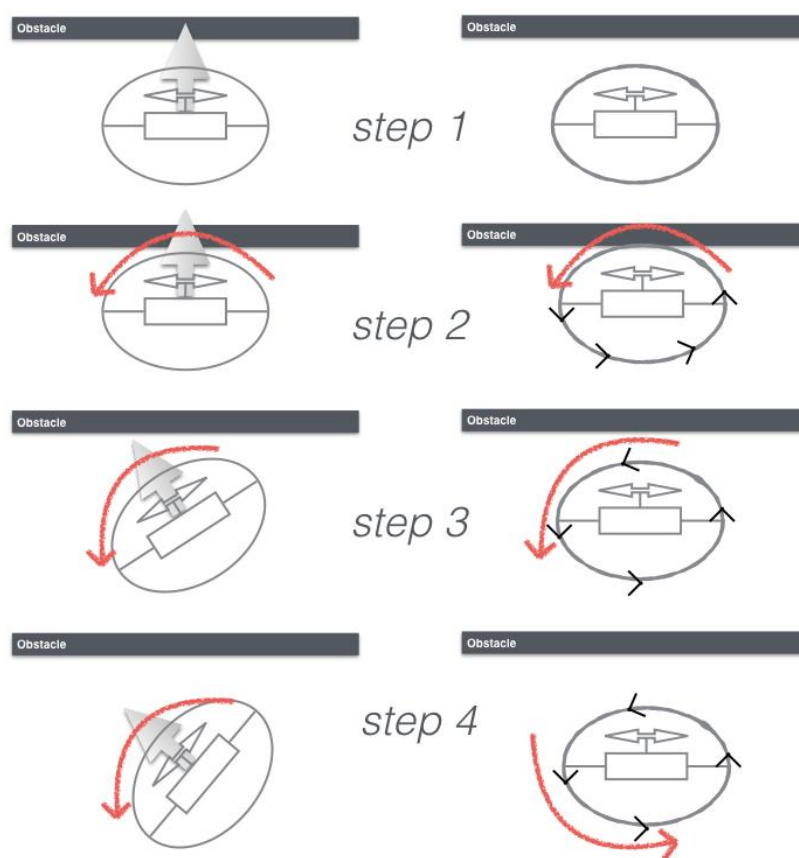
Rys. 1. Model geometryczny analizowanego latającego robota eksploracyjnego  
Fig. 1. Geometric model of the analyzed flying exploratory robot [13]

### 3. OPTYMALIZACJA

#### 3.1. METODA SIMP

Przeprowadzony proces optymalizacji bazuje na metodzie SIMP (Solid Isotropic Microstructure with Penalization) [8],[9],[10],[11],[12]. Metoda SIMP jest metodą optymalizacji topologii kontinuum materialnego-jednorodnego, porowatego lub kompozytowego należąca do metod GSO (Generalized Shape Optimization). Proces optymalizacji przebiega wewnątrz ograniczonego obszaru projektowego, który jest dzielony na podobszary wypełnione lub niewypełnione materiałem. Podczas optymalizacji zmieniają

się granice podobszarów strefy projektowej. Metoda SIMP jest metodą stosowaną do prowadzenia optymalizacji za pomocą narzędzi numerycznych tj. metoda elementów skończonych (MES) [2]. Opisywana metoda eliminuje materiał z elementów o zastępczym materiale o stosunkowo niewielkiej gęstości, a należących do obszaru projektowego. Zgodnie z podejściem SIMP wymaga się stosowania odpowiednio zdefiniowanego uaktualnionego modułu Younga oraz gęstości materiału dla poszczególnych elementów skończonych. Gęstość materiału zastępczego przyjmuje wartości pośrednie pomiędzy wielkością zadaną (maksymalną) a zerem. Materiał zastępczy jest w tym przypadku materiałem fikcyjnym.



Rys. 2. Wizualizacja idei działania osłony  
Fig. 2. Visualisation of the protection shield idea

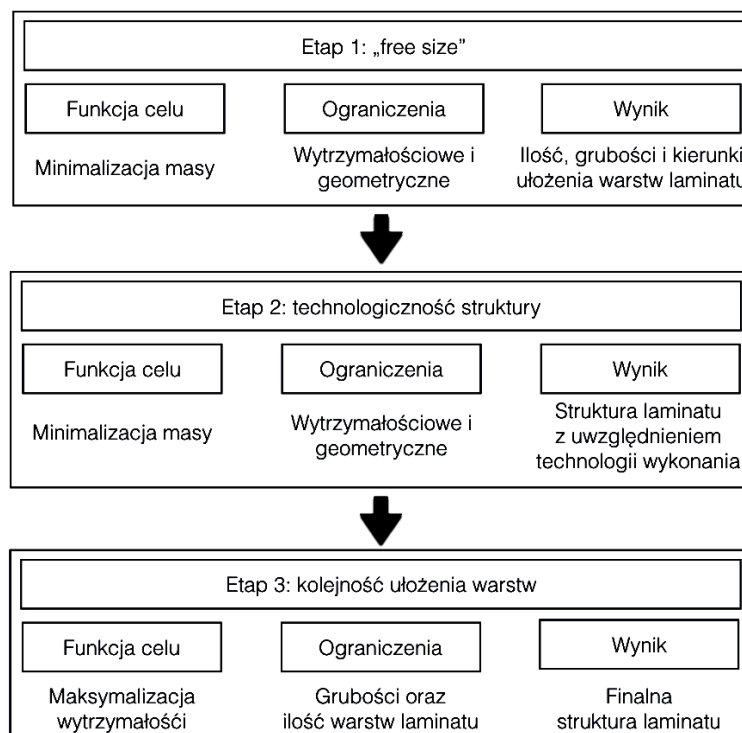
### 3.2. METODYKA PRZEPROWADZONEJ OPTYMALIZACJI

Optymalizacja wybranych elementów konstrukcyjnych [1],[5],[6] autonomicznego robota latającego została przeprowadzona iteracyjnie, w trzech etapach (rys.3). Jako funkcja celu optymalizacji we wszystkich etapach została przyjęta minimalizacja masy analizowanego elementu konstrukcyjnego. Rodzaje ograniczeń zależą od etapu przeprowadzonej optymalizacji. Proces optymalizacyjny bazujący na metodzie SIMP zaimplementowano w oprogramowaniu HyperWorks Optistruct.

W pierwszym etapie kompozyt został określony jako super-warstwa. Super warstwa jest elementem kompozytowym składającym się z pojedynczych warstw materiału włóknistego połączonych ze sobą osnową. Algorytm optymalizacyjny na podstawie danych wejściowych oblicza strukturę super-warstwy. Poprzez zmianę grubości oraz orientacji włókien w poszczególnych warstwach, uzyskiwana jest stała struktura elementu kompozytowego, a jego grubość jest zależna od liczby i grubości warstw składowych. Zmiany orientacji włókien, grubości poszczególnych warstw oraz całkowitej grubości laminatu ograniczone są zadanymi ograniczeniami wytrzymałościowymi oraz jednym z zestawów ograniczeń:

- zadana górna i dolna granica całkowitej grubości laminatu,
- zadana górna i dolna granica grubości poszczególnej warstwy wyrażona jako wartość bezpośrednia lub procentowa w odniesieniu do całkowitej grubości laminatu,
- zadana stała grubość dla wszystkich warstw.

Wynikiem pierwszego etapu optymalizacji jest zbiór parametrów laminatu: ilość warstw, grubość poszczególnej warstwy oraz orientacja włókien w poszczególnej warstwie.



Rys. 3. Schemat metodyki przeprowadzonej optymalizacji  
 Fig. 3. Optimization process scheme

W drugiej fazie optymalizacji analizowana jest grubość poszczególnej warstw laminatu. Struktura laminatu uzyskana w pierwszej fazie optymalizacji jest podstawą do dalszej analizy. Analogicznie do fazy pierwszej procesu optymalizacyjnego zmiennymi

parametrami warstwy są jej grubość oraz orientacja włókien kompozytu. Zmiany orientacji włókien oraz grubości poszczególnych warstw ograniczone są możliwościami technologicznymi wykonania elementu (minimalna grubość warstwy) oraz ograniczeniami wytrzymałościowymi. W odniesieniu do pierwszej fazy optymalizacji warstwy, które nie spełniają kryterium minimalnej grubości (technologicznie są niemożliwe do wykonania) zostają usunięte przy zwiększeniu grubości warstw sąsiadujących lub zostaje odpowiednio zwiększona ich grubość. Wynikiem drugiej fazy procesu jest technologicznie możliwa do wykonania struktura laminatu, o warstwach o stałym przekroju na całej długości.

W trzeciej fazie optymalizacji struktura otrzymanego laminatu została zoptymalizowana pod kątem kolejności ułożenia poszczególnych warstw. Algorytm „tasuje” układ warstw, testując różne zestawy względem zadanego stanu obciążeń. Celem tej fazy optymalizacji jest zwiększenie wytrzymałości na pęknięcie i delaminację kompozytu poprzez odpowiednie ułożenie warstw kompozytu. Faza trzecia jest finalnym etapem procesu optymalizacji. Przy optymalizacji został uwzględniony stan obciążeń wynikający z ciągu napędu oraz stan obciążeń powstały w wyniku kolizji z przeszkodą. W przeprowadzonej optymalizacji zostało uwzględnione zderzenie boczne podczas lotu w kierunku prostopadłym do siły grawitacji. Walidacja modeli numerycznych została przeprowadzona za pomocą zmniejszania wielkości siatki elementów skończonych, do momentu uzyskania braku istotnych zmian wyników przy dalszej zmianie wielkości elementu siatki.

## 4. WYNIKI PRZEPROWADZONEJ OPTYMALIZACJI

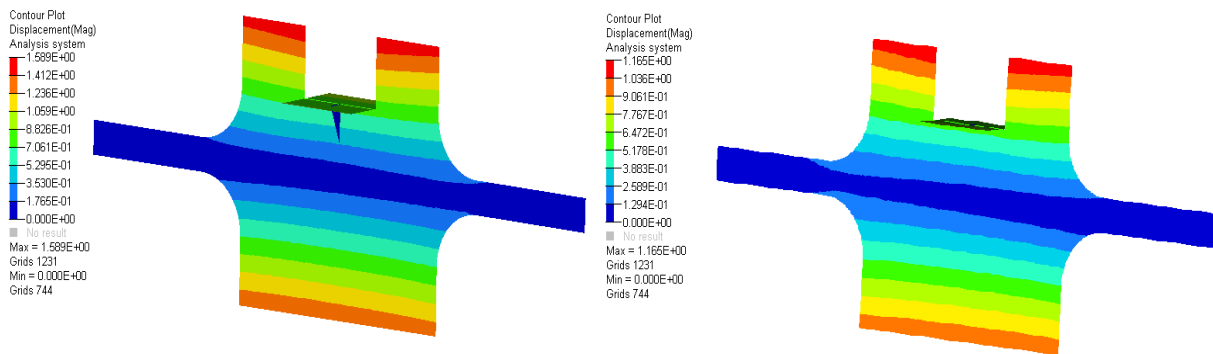
### 4.1. OPTYMALIZACJA MOCOWANIA NAPĘDU

W wyniku optymalizacji płytki mocującej napęd latającego robota uzyskano strukturę laminatu, która dzięki zmianie grubości poszczególnych warstw oraz ich orientacji, w porównaniu do laminatu wejściowego (tabela 1), zaprojektowanego bez użycia narzędzi optymalizacyjnych, posiada o 40% niższą masę.

Tabela 1. Porównanie struktury laminatu mocowania napędu przed i po optymalizacji  
Table 1. Comparison of proslutions mounting laminate structure before and after optimization

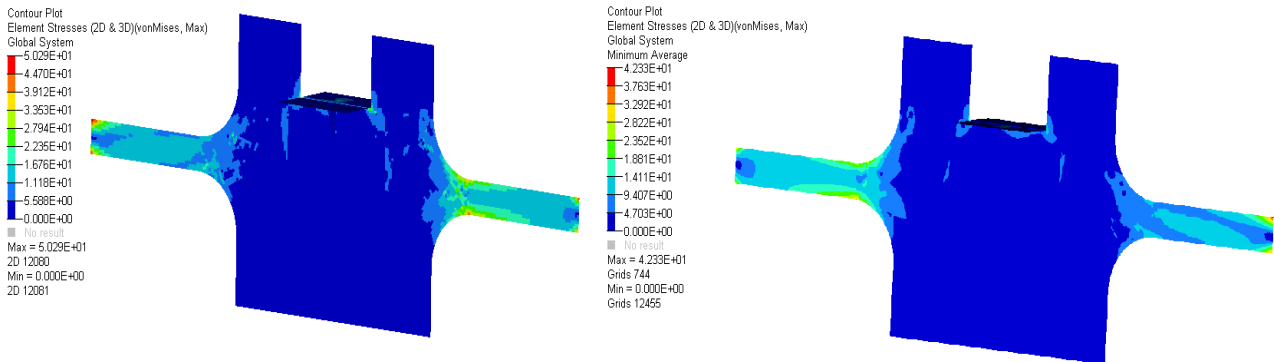
Warstwa		Typ materiału		Grubość warstwy [mm]		Orientacja warstwy [°]	
<i>Przed</i>	<i>Po</i>	<i>Przed</i>	<i>Po</i>	<i>Przed</i>	<i>Po</i>	<i>Przed</i>	<i>Po</i>
PLY 1	PLY 1	ortotroficzny	ortotroficzny	0,8	0,4	0	0
PLY 2	PLY 2	ortotroficzny	ortotroficzny	0,8	0,4	45	90
PLY 3	PLY 3	ortotroficzny	ortotroficzny	0,8	0,4	90	45
PLY 4	PLY 4	ortotroficzny	ortotroficzny	0,8	0,4	-45	-45
PLY 5	PLY 5	ortotroficzny	ortotroficzny	0,8	0,4	0	90
-	PLY 6	-	ortotroficzny	-	0,4	-	0
		Suma		4	2,4		

Całkowita grubość laminatu zmniejszyła się z 4 do 2,4 mm. Jak można zauważyć po optymalizacji uzyskano laminat składający się z większej ilości warstw, o innej stałej grubości oraz innych zadanych kierunkach. Optymalizacja struktury laminatu analizowanego elementu w zauważalnym stopniu zmniejsza maksymalne przemieszczenia w elemencie (rys. 4) oraz naprężenia (rys. 5) podczas kolizji drona z nieodkształcalną przeszkodą. Naprężenia w zoptymalizowanym elemencie zostały zmniejszone o 16% w stosunku do części nieoptymalizowanej. W przypadku odkształceń podczas stanu krytycznego zauważono zmniejszenie odkształcenia elementu o 27% w stosunku do części nieoptymalizowanej.



Rys. 4. Porównanie przemieszczeń dla elementu: (po lewej) nieoptymalizowanego oraz (po prawej) zoptymalizowanego

Fig. 4. Displacement comparison for elements: non-optimized (pictured left) and optimized (pictured right)



Rys. 5. Porównanie średnich naprężeń dla elementu: (po lewej) nieoptymalizowanego oraz (po prawej) zoptymalizowanego

Fig. 5. Major stress comparison for elements: non-optimized (pictured left) and optimized (pictured right)

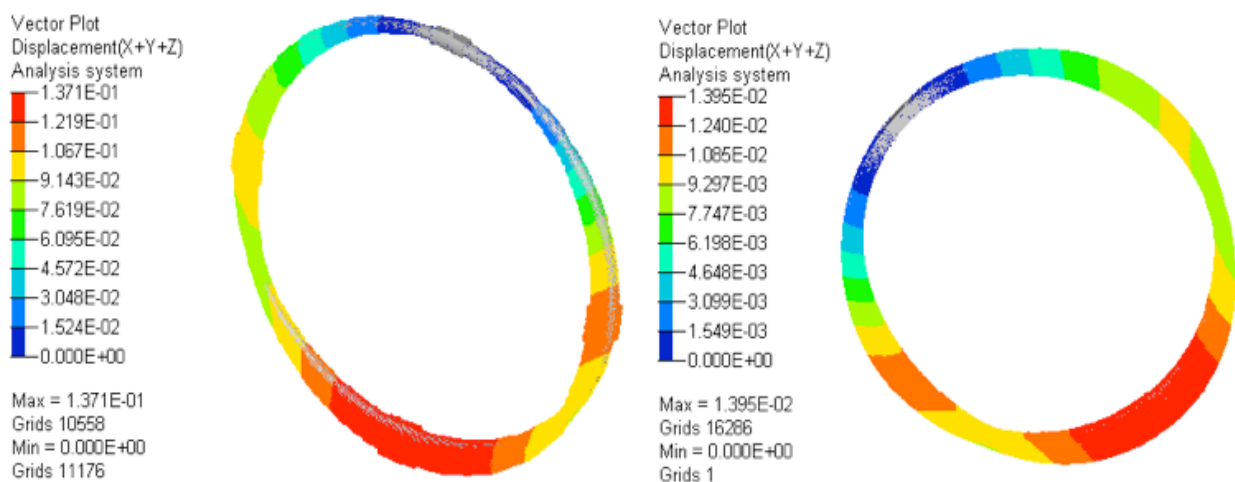
#### 4.2. OPTYMALIZACJA PIERŚCIENI GIMBALA

W wyniku optymalizacji pierścieni gimbału mocującego osłonę latającego robota uzyskano strukturę laminatu (tabela 2), która dzięki zmianie grubości poszczególnych

warstw oraz ich orientacji, w porównaniu do laminatu wejściowego (tabela 2) zaprojektowanego bez użycia narzędzi optymalizacyjnych, posiada o 20% niższą masę. Całkowita grubość laminatu zmniejszyła się z 10 do 8 mm. Jak można zauważyć po optymalizacji uzyskano laminat składający się z większej ilości warstw o zmiennej grubości oraz innych zadanych kierunkach. Optymalizacja struktury laminatu analizowanego elementu w znaczącym stopniu zmniejsza maksymalne naprężenia w elemencie (rys. 7) oraz przemieszczenia (rys. 6) podczas kolizji drona z nieodkształcalną przeszkodą.

Tabela 2. Porównanie struktury laminatu pierścieni gimbała przed i po optymalizacji  
Table 2. Comparison of gimbal rings laminate structure before and after optimization

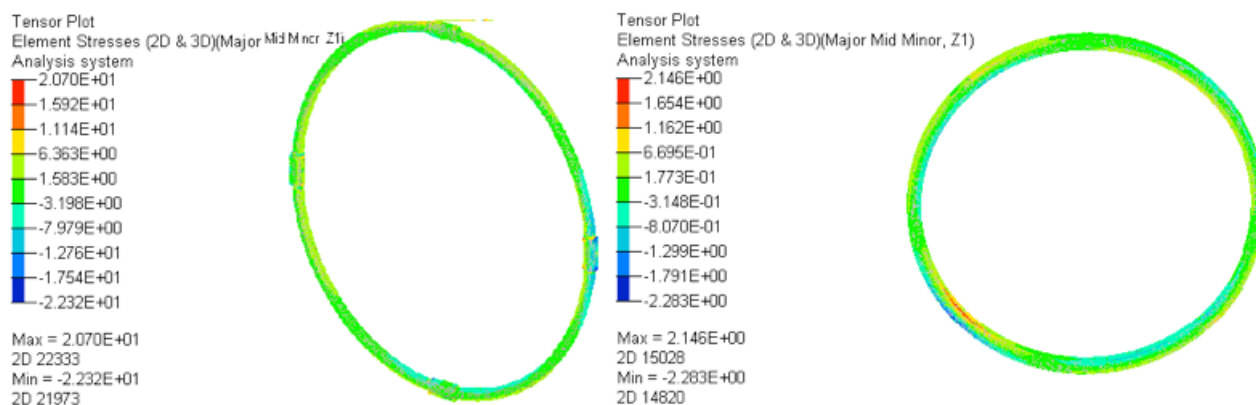
Warstwa		Typ materiału		Grubość warstwy [mm]		Orientacja warstwy [°]	
<i>Przed</i>	<i>Po</i>	<i>Przed</i>	<i>Po</i>	<i>Przed</i>	<i>Po</i>	<i>Przed</i>	<i>Po</i>
PLY 1	PLY 1	ortotroficzny	ortotroficzny	1	0,5	0	90
PLY 2	PLY 2	ortotroficzny	ortotroficzny	1	0,5	45	0
PLY 3	PLY 3	ortotroficzny	ortotroficzny	1	1	90	-45
PLY 4	PLY 4	ortotroficzny	ortotroficzny	1	0,5	-45	0
PLY 5	PLY 5	ortotroficzny	ortotroficzny	1	0,5	0	45
PLY 6	PLY 6	ortotroficzny	ortotroficzny	1	2	45	90
PLY 7	PLY 7	ortotroficzny	ortotroficzny	1	0,5	-45	45
PLY 8	PLY 8	ortotroficzny	ortotroficzny	1	0,5	90	0
PLY 9	PLY 9	ortotroficzny	ortotroficzny	1	1	45	-45
PLY 10	PLY 10	ortotroficzny	ortotroficzny	1	0,5	0	0
-	PLY 11	-	ortotroficzny	-	0,5	-	90
		Suma		10	8		



Rys. 6. Porównanie przemieszczeń dla elementu: (po lewej) nieoptymalizowanego oraz (po prawej) zoptymalizowanego

Fig. 6. Displacement comparison for elements: non-optimized (pictured left) and optimized (pictured right)





Rys. 7. Porównanie średnich naprężeń dla elementu: (po lewej) niezoptymalizowanego oraz (po prawej) zoptymalizowanego

Fig. 7. Major stress comparison for elements: non-optimized (pictured left) and optimized (pictured right)

Zarówno dla przemieszczeń, jak i naprężeń zauważono prawie 10-krotnie niższe wartości w przypadku elementu zoptymalizowanego względem elementu bazowego.

## 5. WNIOSKI

W wyniku przeprowadzonej optymalizacji struktur elementów kompozytowych płytki, stanowiącej szkielet drona oraz pierścieni mocujących osłonę w sposób ruchomy, uzyskano znaczącą redukcję masy ww. elementów przy niezmiennych właściwościach wytrzymałościowych, a w przypadku pierścieni gimbała uzyskano ich polepszenie. Z punktu widzenia zasięgu i czasu pracy robota jest to niezwykle istotne, gdyż zmniejszenie masy elementów konstrukcyjnych wpływa na redukcję wydatku energetycznego podczas pracy oraz umożliwia zwiększenie liczby pakietów zasilających, nie przekraczając granicznej masy całkowitej. Maksymalne naprężenia pojedynczej warstwy w zoptymalizowanym elemencie szkieletowej płytki mocującej zostały zmniejszone o 16% w stosunku do części niezoptymalizowanej, co przy jednoczesnej redukcji masy (o 40%) jest satysfakcjonującym wynikiem. W przypadku odkształceń podczas stanu krytycznego zauważono zmniejszenie odkształcenia elementu o 27% w stosunku do części niezoptymalizowanej. W odniesieniu do wartości przemieszczeń (<2mm) i powrotu odkształconego elementu do pierwotnego stanu oraz braku przerwania ciągłości warstw laminatu, osiągnięty rezultat można również uznać za satysfakcjonujący. W przypadku pierścieni mocujących osłonę napędu, zarówno dla przemieszczeń, jak i naprężeń zauważono prawie 10-krotnie niższe wartości w przypadku elementu zoptymalizowanego. Element bazowy zapewnia odpowiednie właściwości wytrzymałościowe, lecz element zoptymalizowany posiada dodatkowo o 20% niższą masę, co jest szczególnie istotne, gdyż osłona jest zamocowana na dwóch takich pierścieniach. Bardzo niskie naprężenia i przemieszczenia elementu świadczą o tym, iż element został przewymiarowany. Alternatywnym rozwiązaniem projektu struktury nośnej drona, może być laminat typu „sandwich”, zawierający między warstwami materiału włóknistego, warstwę materiału

porowatego np. pianki poliuretanowej. Zoptymalizowane elementy, wykazywały odporność na pękanie i rozwarstwienie. Ponadto lokalne wykruszenie części epoksydowej osnowy laminatu, bez uszkodzenia włókien, nie powoduje przerwania ciągłości elementu. Jest to szczególnie istotne z uwagi na utrudniony dostęp do źródeł energii i serwisu drona, gdyż pozwala na kontynuowanie lotu w stanie niepełnej sprawności.

#### LITERATURA

- [1] BENDSØE M.P., 1995, *Optimization of Structural Topology, Shape and Material*, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, New York.
- [2] CHANDRUPATLA T.R., BELEGUNDU A.D., 1991, *Introduction to Finite Element Method in Engineering*, Prentice-Hall, London.
- [3] REBOUILLAT S., PENG J.C.M., DONNET J.B., 1999, *Polimer*, 40, 7341-7350.
- [4] GUDMUNDSSON S., 2014, *General Aviation Aircraft Design Applied; Methods and Procedures*, Elsevier.
- [5] JACOBSEN J.B., OLHOFF N., RONHOLT E., 1997, *Generalized Shape Optimization of Three-Dimensional Structures Using Materials With Optimum Microstructures*, Report of Institute of Mechanical Engineering, Aalborg University, Dania.
- [6] KUTYŁOWSKI R., 2004, *Optymalizacja topologii kontinuum materialnego*, Oficyna Wydaw. Politechniki Wrocławskiej, Wrocław.
- [7] LINDSEY Q., MELLINGER D., KUMAR V., 2011, *Construction of Cubic Structures With Quadrotor Teams*, in: Proc. of Robotics: Science and Systems, RSS.
- [8] PAYTEN W.M., LAW M., 1997, *Optimising Multiple Load Case Structures Using a Self-Organising Density Approach*, Proceedings of WCSMO-2, World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, Instytut Podstawowych Problemów Techniki, Warszawa - Zakopane, 26-30 maja 1997, 133-138.
- [9] RIETZ A., 2001, *Sufficiency of a Finite Exponent in SIMP (power law) Methods*, Struct. and Mult. Optim., 21, 159-163.
- [10] ROZVANY G.I.N., ZHOU M., BIRKER T., 1992, *Generalized Shape Optimization Without Homogenization*, Struct. Optim., 4, 250-252.
- [11] RAMM E., BLETZINGER K-U., REITINGER R., MAUTE K., 1994, *The Challenge Of Structural Optimization*, Advances in Structural Optimization, in: Topping B.H.V., Papadrakakis M., Advanced in Structural Optimization, Proc. Int. Conf. on Computational Structures Technology, Ateny, 27-2.
- [12] STOLPE M., SVANBERG K., 2001, *On the Trajectories of Penalization Methods in Topology Optimization*, Struct. and Mult. Optim., 21, 128-139.
- [13] WĄSIK M., SKARKA W., 2015, *Design Optimization of Electric Propulsion of Flying Exploratory Autonomous Robot*, in: Transdisciplinary lifecycle analysis of systems, Proceedings of the 22nd ISPE Inc. International Conference on Concurrent Engineering, July 20-23th, 2015, Ed. by Richard Curran, Nel Wognum, Milton Borsato, Josip Stjepandić and Wim J.C. Verhagen, Amsterdam, IOS Press, 367-376.

#### FLYING EXPLORATORY ROBOT COMPOSITE ELEMENTS OPTIMIZATION

In the article are presented the results and methodology of conducted optimization process of autonomous flying robot composite construction elements Numerical optimization process has been based on the SIMP (Solid Isotropic Microstructure with Penalization) method. SIMP is a method for optimization of the topology of the continuum of homogeneous porous or a composite material, base on a fictitiously created replacement material. The optimization process was implicated in HyperWorks Optistruct software. As the result of conducted optimization of movable cover fixing rings and mounting plate that is the housing to which all of the drone components, in relation to the base elements designed without optimization algorithms, significant mass reduction and their strength properties improvement were achieved.

Keywords: *optimization, flying exploratory robot, drone, composite, FEM*