

Silesian University of Technology
Faculty of Mechanical Engineering
Department of Fundamentals of Machinery Design

POSZERZONE STRESZCZENIE ROZPRAWY
DOKTORSKIEJ

Optimisation of Unmanned Aerial Vehicle of Unlimited
Flight Endurance

Autor:
MSc, Eng. Kamil Zenowicz

Promotor:
Prof. Wojciech Skarka, PhD, DSc, Eng.

Gliwice, 2023

Spis treści

1. Wstęp	3
2. Cel i teza pracy	4
3. Omówienie przedstawionych badań	5
3.1. Pierwszy etap projektowania	6
3.2. Drugi etap projektowania	6
3.3. Trzeci etap projektowania	6
3.4. Czwarty etap projektowania	7
3.5. Optymalizacja konstrukcji głównego płata analizowanego UAV	7
4. Wnioski	9
5. Literatura	10

1. Wstęp

Bezzałogowe statki powietrzne (BSP) stanowią coraz większą część ruchu lotniczego. Obecnie zastosowania BSP są bardzo różnorodne. Wykorzystywane są np. do obserwacji ruchu, monitoringu stanu powietrza, monitoringu stanu trakcji kolejowej, filmowania, wyścigów oraz różnego rodzaju celów militarnych [1] [2].

Szerokie zastosowanie bezpośrednio wpływa na bardzo szybki rozwój gałęzi lotnictwa związanej z bezzałogowymi statkami powietrznymi, niezależnie od tego, czy są to konstrukcje wielowirnikowe, standardowe płatowce czy innego typu. Możliwości rozwoju bezzałogowych statków powietrznych są praktycznie nieograniczone. Jednym z wyznaczników przybliżających wybór odpowiedniej konstrukcji jest zadanie, do którego projektowany dron będzie wykorzystywany.

HALE UAV (High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle) to statki powietrzne, których prędkości przelotowe zwykle nie są wysokie, a największe wrażenie robi możliwa wysokość lotu. Są to głównie samoloty stratosferyczne, które latają na wysokościach przekraczających 15 kilometrów nad poziomem morza. Latanie na takiej wysokości to ogromne wyzwanie projektowe i produkcyjne. Każda niedoskonałość projektu lub odstępstwo podczas produkcji może spowodować natychmiastowe zniszczenie UAV podczas lotu. Frulla i Cestino w swojej pracy [3] przedstawiają proces projektowania, budowy modelu i testowania HALE UAV. Metodologia przedstawiona w ich artykule określa znaczenie dokładności na każdym etapie prac związanych z taką konstrukcją.

Ze względu na planowane porównania parametrów uzyskanych podczas analiz analitycznych oraz numerycznych obiektem badań został BSP Twin Stratos 1:7 (TS17). Jest to bezzałogowa platforma badawcza oparta na koncepcji opracowanej przez firmę SkyTech eLab.

Projekt Twin Stratos zakłada wykorzystanie głównego płata nośnego jako elementu generującego odpowiednią siłę do utrzymania samolotu w locie oraz jako elementu łączącego dwa kadłuby, na których umieszczone są silniki ciągnące. Kadłuby są również połączone ogonem za pomocą układu „A”. Głównym założeniem konstrukcyjnym analizowanego BSP jest wydłużenie, a docelowo uzyskanie nieograniczonej długotrwałości lotu i osiągnięcie dużych wysokości lotu. W celu uzyskania założonych parametrów model jest optymalizowany pod kątem zachowania odpowiedniej stateczności konstrukcji w określonych krytycznych warunkach lotu, zmniejszenia masy, zmniejszenia oporów lotu, zwiększenia siły nośnej, zwiększenia zdolności do akumulacji energii uzyskiwanej przez panele fotowoltaiczne oraz zmniejszenia zużycia mocy podczas lotu (Rys 1.).



Rysunek 1 Zdjęcie Twin Stratos 1:7

Platforma badawcza TS17 jest koncepcyjnym demonstratorem, którego głównym celem jest udowodnienie długotrwałości lotu opracowanego układu. Ze względu na dalsze plany związane z budową Twin Stratos 1:2 (TS12), konieczne jest opracowanie metodyki prowadzenia analiz oraz przygotowanie środowiska numerycznego w sposób umożliwiający zaadaptowanie ich do




wykorzystania w większym modelu, którego celem jest udowodnienie możliwości lotów stratosferycznych.

W ramach prac związanych z projektem Twin Stratos powstały następujące wersje scale-up, które posłużą do testowania i weryfikacji poszczególnych podsystemów, a także do realizacji zaplanowanych misji badawczych:

- TwinStratos 110 (TS110) w skali 1:10 - UAV weryfikujący ogólną konstrukcję i uproszczony system sterowania;
- TwinStratos 17 (TS17) w skali 1:7 – jako zamiennik Twin Stratos 1:8, UAV umożliwiający weryfikację systemu zasilania, modelu symulacji zużycia energii oraz długotrwałości lotu;
- Twin Stratos 12 (TS12) w skali 1:2 – BSP umożliwiający weryfikację parametrów lotu i zakresu osiągnięć w trybie operacyjnym, przeznaczony do użytku komercyjnego oraz badawczego;
- Twin Stratos 11 (TS11) w skali 1:1 - BSP przeznaczony do badań i wdrażania usług komercyjnych.

Konstrukcje te miałyby za zadanie potwierdzać określone parametry podczas prób w locie i wykonywania założonych misji [4]. Możliwości zastosowania komercyjnego BSP z rodziny Twin Stratos podzielono na trzy główne kategorie:

Tabela 1 Możliwe zastosowania komercyjne platformy Twin Stratos

Możliwości telekomunikacyjne	Możliwości obserwacyjne	Możliwości badawcze i pomiarowe
		

2. Cel i teza pracy

Główne cele pracy to:

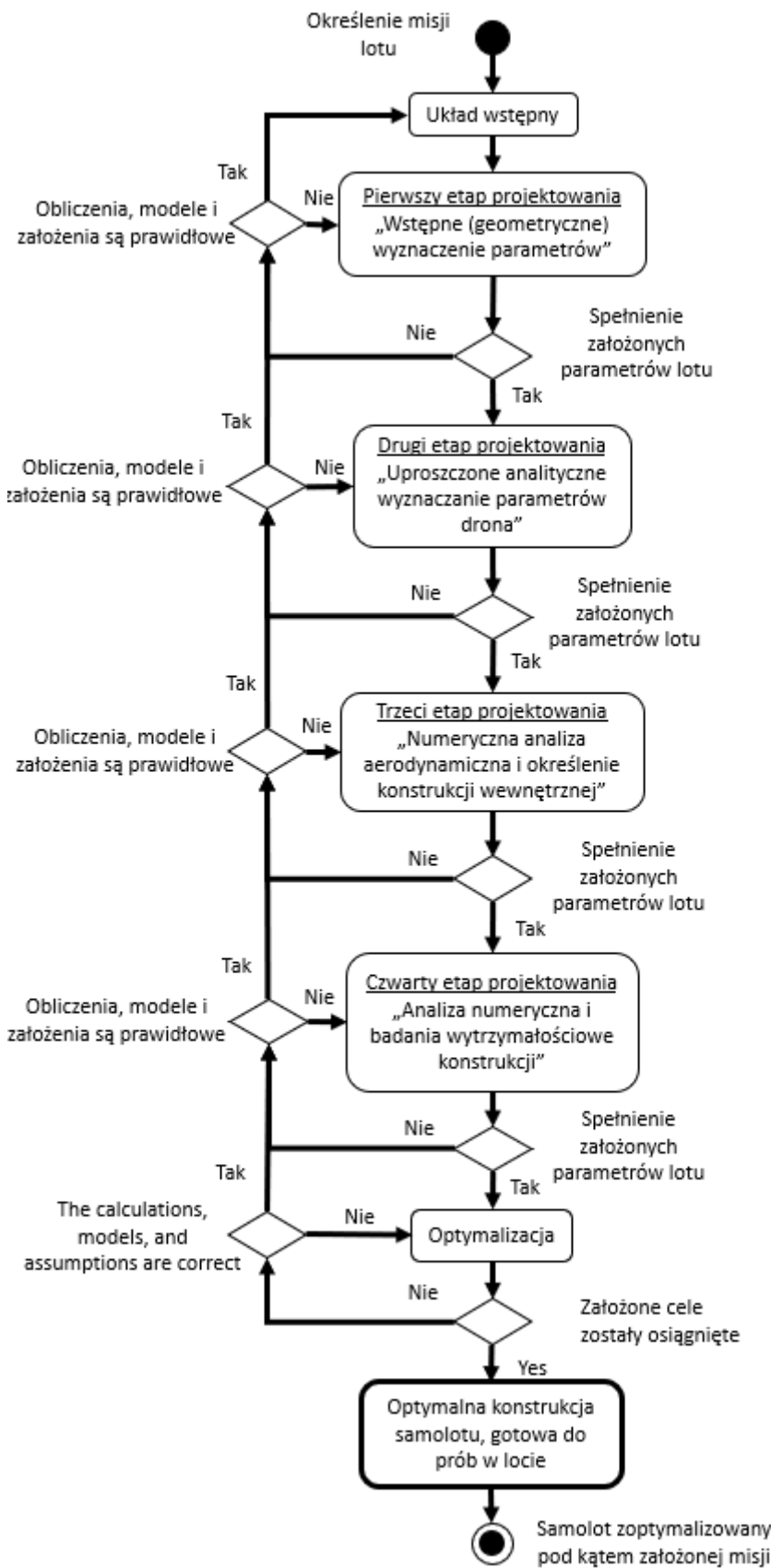
- opracowanie metodologii projektowania, analiz oraz optymalizacji bezzałogowych statków powietrznych o wysoce elastycznej konstrukcji opartej na wielowarstwowych strukturach kompozytowych,
- analiza regulacji prawnych dotyczących bezzałogowych statków powietrznych oraz określenie parametrów wstępnych badanego obiektu, optymalizacja koncepcji oraz określenie możliwości lotnych,
- przeprowadzenie numerycznych analiz aerodynamicznych oraz opracowanie i analiza struktury wewnętrznej opracowanego komponentu badanego obiektu oparta na wiązaniach odwzorowujących rzeczywisty układ,
- opracowanie modelu generatywnego badanego komponentu oraz częściowa automatyzacja procesu optymalizacji w oparciu o zakładane warunki brzegowe oraz cel w postaci redukcji masy badanego komponentu.

W rozprawie postawiono następującą tezę:

Stosując proces projektowania struktury polegający na wykorzystaniu generatywnych modeli symulacyjnych podsystemów i struktur oraz opracowaną metodykę optymalizacji, możliwe jest przeprowadzenie częściowo zautomatyzowanej optymalizacji bezzałogowego statku powietrznego o wysoce elastycznej konstrukcji mogącego osiągać niespotykane parametry długotrwałości oraz wysokości lotu.

3. Omówienie przedstawionych badań

Ścieżka projektowania i optymalizacji HALE UAV nie powinna znacząco odbiegać od ścieżek



projektowania małych samolotów użytkowych czy szybowców. Zasada utrzymywania się w powietrzu, rodzaje zastosowanych napędów oraz rodzaj sterowania podczas lotu to te same rozwiązania, które stosowane są w powyższych konstrukcjach od wielu lat. Ze względu na ograniczenia bilansu energetycznego i bilansu masowego konieczne jest określenie prawidłowej metodologii projektowania i optymalizacji dla zadanych wymagań projektowanej konstrukcji. Autor opracował ścieżkę przyjętą w trakcie prac związanych z analizą BSP Twin Stratos 1:7. Opracowana ścieżka projektowania oraz optymalizacji konstrukcji została przedstawiona w postaci zestawu etapów projektowania z uwzględnieniem informacji zwrotnej w przypadku przyjęcia błędnych założeń konstrukcyjnych do analiz prowadzonych na poprzednim etapie. Metodologię rozwoju i optymalizacji konstrukcji przedstawiono w sposób uproszczony na rysunku (Rys. 2). Każdy z przedstawionych etapów odpowiada za rodzaj przeprowadzonych analizy.

3.1. Pierwszy etap projektowania

Podczas badań przeprowadzonych na pierwszym etapie projektowania opracowana została koncepcja badanego obiektu. Na tym etapie zauważono niewystarczające parametry projektowanego BSP Twin Stratos 1:8 i podjęto decyzję o zwiększeniu skali projektowanego obiektu. Na tym etapie badań powstały też pierwsze szkice badanego BSP oraz określono geometrię głównego płata nośnego, którego powierzchnia w pierwotnym kształcie nie pozwalała na umieszczenie na jej powierzchni wystarczającej ilości paneli fotowoltaicznych.

3.2. Drugi etap projektowania

Możliwości lotu oraz parametry związane z nośnością i prędkością są funkcjami gęstości powietrza i temperatury, dlatego uwzględniono w metodyce projektowania model własności atmosferycznych ośrodka dla analizowanych wysokości lotu.

Analizy położenia środka ciężkości są zwykle identyczne, niezależnie od typu projektowanego statku powietrznego. Metodologia określona przez Stafieja w jego pracy nad projektowaniem szybowców [5] została z powodzeniem wykorzystana do prowadzenia analiz masowych projektowanego BSP. Wyniki badań prowadzonych na tym etapie badań, ze względu na przygotowany schemat obliczeń oraz prostą adaptację do innej skali BSP Twin Stratos opracowano dla czterech skal. Wyniki przedstawiono w tabeli (Tab. 2).

Tabela 2 Parametry określone dla analizowanych BSP Twin Stratos

Skala	1:8	1:7	1:2	1:1	Unit
Masa startowa	7,1	9,8	30	80	[kg]
Wydłużenie płata (AR)	16,91	14,46	19,15	17,87	[-]
Powierzchnia skrzydła	0,55	0,70	8,6	34,4	[m ²]
Maksymalna wysokość lotu	5000	5000	20000	20000	[m]
Maksymalna długotrwałość lotu	12	24	24	>24	[h]
Maksymalne obciążenie dodatkowe	2,5	2,5	2,5	5	[kg]
Średnia cięciwa odniesienia	0,2	0,28	0,8	1,4	[m]
Rozpiętość płata	3,0	3,6	12,4	24,8	[m]
Powierzchnia ogona	0,21	0,25	1,2	2,4	[m ²]
Długość samolotu	1,4	1,8	5,6	11,2	[m]
Wysokość części ogonowej	0,24	0,29	1,2	2,4	[m]
Zakładana moc silników	150	300	2200	5500	[W]

3.3. Trzeci etap projektowania

Na tym etapie opracowywane są wstępne grubości warstw zastosowanych materiałów, planowane są usztywnienia, określana jest struktura wewnętrzna oraz inne parametry związane z przygotowaniem projektowanego UAV do produkcji. Na tym etapie projektowany BSP jest odwzorowywany jako cyfrowy bliźniak. Kluczowe dla danego etapu jest prawidłowe określenie parametrów materiałów użytych w przygotowywanym modelu, rodzajów połączeń pomiędzy poszczególnymi elementami konstrukcji oraz wprowadzenie uproszczeń dla punktów usztywnień, które często występują podczas modelowania. Na danym etapie prac prowadzone są pierwsze numeryczne analizy aerodynamiczne a uzyskane przez nie wyniki stanowią źródło obciążeń działających na badany obiekt.

3.4. Czwarty etap projektowania

Dane przyjęto po wcześniejszych analizach oraz korektach na trzech poprzednich etapach projektowania. Jest to ostateczna weryfikacja poprawności zaprojektowanej konstrukcji. Na tym etapie prac przeprowadzane są wszelkiego rodzaju analizy wytrzymałościowe oraz badania stanowiskowe.

BSP zaprojektowany, przeanalizowany i zoptymalizowany zgodnie z tym schematem nie powinien wykazywać nieprzewidzianych wcześniej właściwości. Kluczem do przeprowadzenia jakiegokolwiek analizy, zarówno analitycznej, jak i numerycznej, jest precyzja w ustaleniu danych wyjściowych. Jeżeli założono wartości początkowe, a w trzecim etapie projektowania założenie okazało się błędne, należy zmienić parametr w miejscu występowania i przeliczyć wartości, na które ona wpływa. Na tym etapie wykonywane są następujące czynności:

- Opracowanie konstrukcji wewnętrznej analizowanego skrzydła,
- Analiza wytrzymałości konstrukcji we wcześniej określonych stanach krytycznych.

3.5. Optymalizacja konstrukcji głównego płata analizowanego UAV

Ze względu na mnogość planowanych do wykonania obliczeń konieczne było opracowanie metody usystematyzowania badań. W związku z taką potrzebą podjęto próbę automatyzacji obliczeń w oparciu o parametryzację modelu. Głównym wymaganiem automatyzacji było określenie ścieżki zmian parametrów opisujących model, wyznaczenie stałych oraz kolejności wykonywania analiz. Założenia metody obliczeniowej oparto na czasie potrzebnym do zmiany danej wartości. Podczas analiz parametry obciążenia zmieniono jeden raz dla wszystkich parametrów. Następnie zmieniono wartości położenia głównego dźwigara wzdłuż cięciwy odniesienia skrzydła, uwzględniając zmianę wysokości dźwigara. Ostatecznie zmieniono długości warstw materiału użytego do usztywnienia dźwigara. Ze względu na tak zdefiniowany typ obliczeń, możliwe było zautomatyzowanie analiz w oparciu o arkusz kalkulacyjny MS Excel w połączeniu z modelem generatywnym w oprogramowaniu Ansys.

Ze względu na prowadzenie analizy w środowisku numerycznym możliwości związane z wyznaczaniem parametrów są bardzo wąskie i opierają się głównie na gotowych bazach materiałowych oraz danych dostarczonych przez innych naukowców pracujących nad badanymi materiałami. Zdecydowano by nie optymalizować elementów konstrukcji składających się z kompozytów hybrydowych (materiałów warstwowych), lecz odtworzyć je za pomocą modułu APC oprogramowania Ansys. Problem polega na odwzorowaniu danej struktury. Z tego powodu zdecydowano się na dalszą dyskretyzację materiałów zastosowanych na danych komponentach.

Znając gęstość założonego materiału oraz dysponując danymi dostarczonymi przez producentów materiałów o zbliżonych parametrach, wybrano najodpowiedniejsze materiały a na ich podstawie wykonano modele warstwowe kompozytu, którymi następnie pokryto odpowiednie powierzchnie.

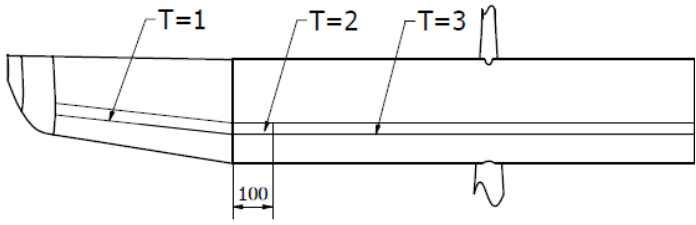
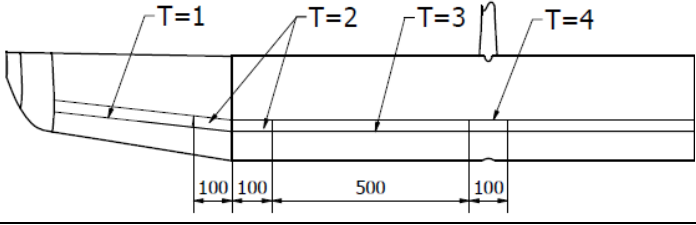
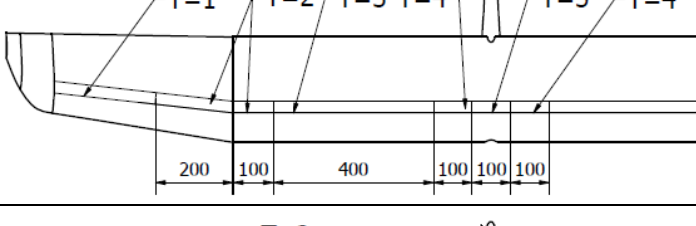
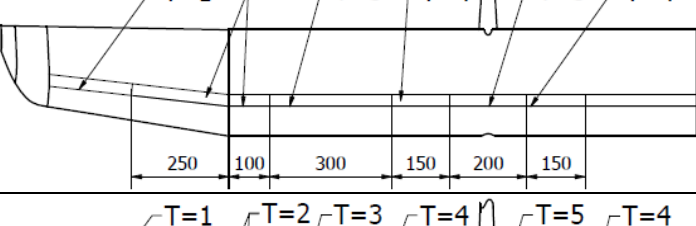
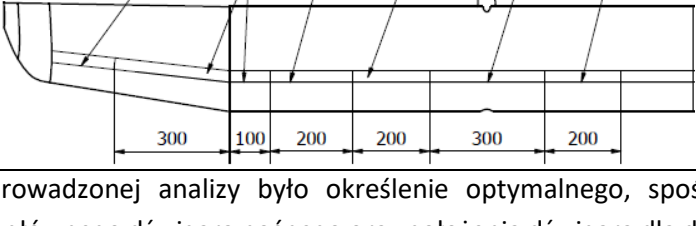
Analiza optymalizacyjna została przeprowadzona w dwóch etapach.

Pierwszy etap – określenie wpływu zmiany położenia głównego dźwigara nośnego względem cięciwy odniesienia badanego skrzydła na wyniki uzyskanego kryterium zniszczenia Tsai-Wu, naprężenia wewnętrzne struktury oraz maksymalne odkształcenia. Przyjętymi podczas analiz obciążeniami były wyniki uzyskane podczas numerycznych analiz aerodynamicznych badanego skrzydła dla trzech przyjętych stanów krytycznych. Analizy były prowadzone dla dźwigara o stałej wartości warstw materiału usztywniającego na całej rozpiętości płata. Na podstawie uzyskanych wyników zawężono wstępnie przyjęty obszar prowadzenia analiz dla położenia dźwigara wzdłuż cięciwy. Wynikiem analizy było określenie przedziału badanych pozycji w drugim etapie badań. W związku z uzyskanymi wynikami przyjęto, że kolejna analiza zostanie przeprowadzona dla położenia dźwigara

głównego analizowanego skrzydła w przedziale od 25% do 37% długości cięciwy referencyjnej, z krokiem 3%.

Drugi etap – Analiza mająca na celu określenie optymalnego rozłożenia warstw usztywniających analizowany dźwigar oraz jego położenie względem krawędzi natarcia. Badania prowadzono dla obciążeń uzyskanych podczas numerycznej analizy aerodynamicznej określonych dla pierwszego przyjętego stanu krytycznego lotu. Określono pięć układów usztywnień dźwigara, od najbliższego do najcięższego. Układy, dla których przeprowadzono analizę, składały się z założonych warstw o określonej długości. Zgodnie z opisem poszczególnych warstw usztywnień. Układy przedstawiono w tabeli (Tab. 3)

Tabela 3 Przyjęte rodzaje usztywnienia

NR	Wizualizacja rodzaju usztywnienia	Łączna długość występowania poszczególnych warstw
I		T=1: 1000 [mm] T=2: 200 [mm] T=3: 2200 [mm] T=4: 0 [mm] T=5: 0 [mm]
II		T=1: 800 [mm] T=2: 400 [mm] T=3: 2000 [mm] T=4: 200 [mm] T=5: 0 [mm]
III		T=1: 600 [mm] T=2: 600 [mm] T=3: 1600 [mm] T=4: 400 [mm] T=5: 200 [mm]
IV		T=1: 500 [mm] T=2: 700 [mm] T=3: 1200 [mm] T=4: 600 [mm] T=5: 400 [mm]
V		T=1: 400 [mm] T=2: 800 [mm] T=3: 800 [mm] T=4: 800 [mm] T=5: 600 [mm]

Wynikiem przeprowadzonej analizy było określenie optymalnego, spośród rozpatrywanych, rodzaju usztywnienia głównego dźwigara nośnego oraz położenia dźwigara dla danego usztywnienia w stosunku do krawędzi natarcia skrzydła.

Parametr ten został wyznaczony na podstawie wyników dla parametrów kryterium Tsai-Wu, maksymalnego naprężenia oraz maksymalnego przemieszczenia. Wyniki przedstawiono w tabeli zależności położenia wzdłuż cięciwy referencyjnej (RC) oraz rodzaju przyjętego usztywnienia dla danego parametru.

Położenie dźwigara		Rodzaj usztywnienia														
		I	II	III	IV	V	I	II	III	IV	V	I	II	III	IV	V
[mm]	[%] RC	Maksymalne naprężenia [Mpa]					Kryterium zniszczenia kompozytu (Tsai-Wu)					Maksymalne przemieszczenie [mm]				
68	25	217	207	191	172	150	1,032	0,914	0,797	0,749	0,730	28,0	27,2	25,8	25,1	24,3
76	28	209	200	168	166	157	1,073	0,912	0,683	0,706	0,656	27,8	27,0	25,6	24,9	24,5
85	31	185	183	171	156	163	0,970	0,910	0,709	0,684	0,719	28,2	27,2	26,6	25,1	24,8
93	34	202	192	164	159	164	0,853	0,875	0,797	0,689	0,733	28,5	27,7	28,5	26,2	25,2
101	37	206	198	172	153	158	0,986	0,974	0,832	0,744	0,773	29,0	28,3	27,0	26,1	25,5

Przeprowadzone badania wykazały zastosowanie trzeciego proponowanego rozkładu warstw usztywniających oraz położenia głównego dźwigara w odległości 28% cięciwy referencyjnej jako optymalnego.

4. Wnioski

- Praca dotyczy metodologii badań i optymalizacji bezzałogowych statków powietrznych o wydłużonym lub nieograniczonym czasie lotu. Badania przeprowadzono w ramach projektu LEADER, a przedmiotem badań jest samolot Twin Stratos. HALE UAV Twin Stratos jest przeznaczony do lotów na dużych wysokościach.
- Metodologia badań zaproponowana dla standardowych statków powietrznych pozwala na oszacowanie parametrów osiągniętych na poziomie morza, ale nie uwzględnia parametrów na wysokościach osiągniętych przez konstrukcje HALE UAV. Zmiany parametrów i warunków powietrza na dużych wysokościach mają istotny wpływ na właściwości strukturalne materiałów, które pod wpływem temperatury stają się mniej plastyczne.
- Optymalizacja została oparta na modelu generatywnym i połączeniu numerycznych analiz aerodynamicznych z analizami wytrzymałościowymi konstrukcji. Zagadnienie wymagało sformułowania założeń dotyczących analizowanego obiektu oraz określenia parametrów początkowych, na podstawie których wykonano etapy projektowe.
- Zaobserwowano zależność między współczynnikiem kształtu a dużą elastycznością BSP. Ze względu na konieczność wykonania wielu obliczeń przygotowano arkusz kalkulacyjny, który pozwala na automatyczne wyznaczenie głównych parametrów po zmianie geometrii optymalizowanego skrzydła.
- Brak przepisów określających współczynniki bezpieczeństwa konstrukcji bezzałogowych statków powietrznych wymaga od projektanta określenia podanych parametrów. Powoduje to istotny wpływ założeń projektowych na osiągi projektowanego UAV. Obwiednia obciążenia generowana do określenia krytycznych warunków lotu jest w pełni zależna od parametrów przyjętych przez projektanta.
- Zastosowanie modelu generatywnego optymalizowanego skrzydła pozwoliło na częściową automatyzację analizy. Zastosowanie parametryzacji modelu pozwala na znaczne skrócenie badań optymalizacyjnych.

- W wyniku opracowanej metodyki i etapów analizy wskazano optymalną lokalizację dźwigara głównego oraz rodzaju usztywnienia optymalizowanego skrzydła.
- Ze względu na rodzaj konstrukcji oraz niewielkie siły działające na analizowany obiekt, duża elastyczność badanego skrzydła została potwierdzona numerycznie wynikami maksymalnych przemieszczeń.
- Ze względu na bardzo złożony i unikalny charakter konstrukcji przewiduje się w kolejnych krokach narzucenie określonej metodologii propozycji dalszych kryteriów wynikających z właściwości montowanych paneli i ich rozmieszczenia, temperatur panujących na danych wysokościach oraz wpływ wiatrów bocznych występujących na rozpatrywanych wysokościach lotu. Przy obecnym stanie wiedzy nie jest możliwe ustosunkowanie się do danego zagadnienia w sposób wymierny, ale w kolejnych badaniach będą podejmowane próby realizacji tego celu, dlatego przedstawiona metodologia optymalizacji polega raczej na kompromisach i identyfikacji zjawisk niż skończone funkcje celu.

5. Literatura

- [1] K. Nonami, „Prospect and Recent Research & Development for Civil Use Autonomus Unmanned Aircraft as UAV and MAV,” *Journal of System Design and Dynamics*, Vol. 1, No. 2, pp. 120-128, 24 January 2007.
- [2] N. H. Motlagh, M. Bagaa i T. Taleb, „UAV-Based IoT Platform: A Crowd Surveillance Use Case,” *IEEE Communications Magazine*, pp. 128-134, February 2017.
- [3] G. Romeo, G. Frulla i E. Cestino, „HELIPLAT®: a high altitude very-long endurance solar powered platform for border patrol and forest fire detection,” *WIT Transactions on The Built Environment*, Vol 82, pp. 459-469, 2005.
- [4] K. Mateja, W. Skarka, M. Peciak, R. Niestrój i M. Gude, „Energy Autonomy Simulation Model of Solar Powered UAV,” *MDPI - Energies*, 1 January 2023.
- [5] W. Stafiej, *Obliczenia stosowane przy projektowaniu szybowców*, Warszawa: Politechnika Warszawska, 2000.