

Gliwice 23.06.2023

Szanowna Pani
Prof. dr hab. inż. Ewa Majchrzak
Przewodniczący Rady Dyscypliny
Inżynieria Mechaniczna
Politechnika Śląska
ul. Stanisława Konarskiego 18A,
44-100 Gliwice

Recenzja Rozprawy Doktorskiej

autorstwa mgr inż. **Kamila Zenowicza**

pt.

Optimisation of Unmanned Aerial Vehicle of Unlimited Flight Endurance

Promotor rozprawy: dr hab. inż. Wojciech Skarka, prof. PŚ

1. Podstawa prawna i przedmiot wykonania recenzji

Recenzję wykonano na podstawie uchwały Rady Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna Politechniki Śląskiej w Gliwicach z dnia 26 kwietnia 2023 roku oraz pisma Przewodniczącego ww. Rady Dyscypliny prof. dr hab. inż. Ewy Majchrzak z dnia 26.04.2023 roku.

Przedmiotem recenzji jest rozprawa doktorska o tytule „Optimisation of Unmanned Aerial Vehicle of Unlimited Flight Endurance”, której autorem jest mgr inż. Kamil Zenowicz. Dyscyplina naukowa pracy doktorskiej to: inżynieria mechaniczna.

2. Ocena układu rozprawy doktorskiej

Rozprawa licząca 117 strony została napisana w języku angielskim, składa się z 7 rozdziałów, streszczenia w języku polskim i angielskim, wykazu bibliograficznego o 119 pozycjach oraz obszernej trzy stronicowej listy akronimów oraz użytych w rozprawie symboli. Treść rozprawy jest napisana właściwym językiem technicznym, zawiera czytelne i prawidłowo oznaczone schematy, tabele, zdjęcia oraz wykresy.

Rozdział 1

Rozdział stanowi wprowadzenie do rozprawy definiując jej zakres, cel oraz tezę. Doktorant jako cel rozprawy wybrał opracowanie modelu numerycznego, metodyki analiz i metodologii optymalizacji bezzałogowego stratosferycznego statku powietrznego z napędem elektrycznym o wydłużonym lub nieograniczonym czasie lotu HALE UAV (High Altitude Long Endurance – Unmanned Aerial Vehicle). W ramach wprowadzenia Doktorant przedstawił tło zastosowań takich statków powietrznych wraz z taksonomią opartą na parametrach konstrukcyjnych oraz aerodynamicznych. Ponadto Doktorant zaplanował przeprowadzenie analiz aerodynamicznych oraz wytrzymałościowych, których efektem będzie optymalna konstrukcja głównego skrzydła. W rozdziale została podana też teza rozprawy „Wykorzystując proces projektowania konstrukcji z wykorzystaniem modeli generatywnych i symulacji podsystemów, struktur oraz opracowaną metodologię optymalizacji, możliwe jest przeprowadzenie częściowo zautomatyzowanej optymalizacji bezzałogowego statku powietrznego o wysoce elastycznej konstrukcji, która może osiągnąć niezwykłą wytrzymałość lotną i parametry wysokości lotu.” Zgodnie z przedstawioną tezą, metodologia optymalizacji dotyczy optymalizacji wielokryterialnej o co najmniej trzech zasadniczych parametrach, takich jak: minimalna masa, maksymalna wytrzymałość oraz maksymalna możliwa wysokość przelotowa.

Rozdział 2

W rozdziale drugim Doktorant przedstawił założenia zakresu optymalizacji dotyczącego najważniejszego komponentu składowego bezzałogowego statku powietrznego z napędem elektrycznym oraz zasilaniem solarnym, czyli głównego skrzydła. Doktorant ponadto dokonał przeglądu zastosowań tego typu statków powietrznych (obserwacje metrologiczne, obserwacje upraw, telekomunikacja itd.). W celu przyjęcia założeń konstrukcyjnych oraz odpowiedniej skali modelu, Doktorant wyselekcjonował cztery główne parametry konstrukcyjne statku powietrznego, które będą brane pod uwagę w procesie konstrukcji i optymalizacji: momentu zginający,

masa projektowanego statku powietrznego, pole powierzchni skrzydła, warunki lotu na założonej wysokości wyrażone poprzez osiągany ciąg w trakcie lotu z maksymalną oraz minimalną (przeciągnięcie) dopuszczalną prędkością. W dalszym ciągu rozprawy analizie numerycznej został poddany model docelowego statku powietrznego oznaczony jako Twin Stratos 17. Demonstrator ten o ograniczonej funkcjonalności w stosunku do pełnowymiarowego demonstratora Twin Staratos 11 został wykonany w skali 1:7 a parametrem, którego wartość uległa obniżeniu przy budowie TS17 w stosunku do TS11 jest maksymalna wysokość lotu do 5 km nad powyżej poziomu morza.

Rozdział 3

Rozdział zawiera omówienie podstawowych kryteriów projektowych statku powietrznego typu HALE UAV. Jednym z najważniejszych kryteriów projektowych bezzałogowych statków powietrznych jest kryterium maksymalnej wysokości lotu, co determinuje zastosowania statku. Kryterium to określa zdolność do poruszania się statku na znacznych wysokościach względem poziomu morza ($>10\text{km}$). W celu maksymalizacji tego kryterium, koniecznej jest zapewnienie dostępu komputera sterującego do takich danych jak ciśnienie atmosferyczne, temperatura, gęstości powietrza oraz spadek wartości przyspieszenia grawitacyjnego. Kolejnym kryterium projektowym, jest kryterium optymalnego rozłożenia masy konstrukcji statku oraz wyposażenia. W tym celu konieczne jest wyznaczenie położenia środka ciężkości wszystkich elementów konstrukcji wraz z oprzyrządowaniem i akumulatorami stanowiącymi źródło zasilania buforowego. W wyniku prowadzonej analizy wyznacza się parametry bezwładności analizowanej konstrukcji oraz jej wyważenie. W tym celu Doktorant stosuje metody analityczno-numeryczne polegające na sumowaniu mas poszczególnych elementów konstrukcji i wyposażenia statku powietrznego, a następnie całkowaniu podanych wartości w odniesieniu do całego statku powietrznego. Metoda analizy bezwładności polega na obliczeniu momentu bezwładności każdego elementu statku powietrznego względem jego własnego środka ciężkości, a następnie wyznaczeniu momentu bezwładności względem położenia środka ciężkości całego statku powietrznego i zsumowaniu tych momentów. Analiza rozkładu obciążenia i parametrów aerodynamicznych ma kluczowe znaczenie dla projektowania i testowania osiągnięć samolotu z użyciem podejścia CAD. W jej rezultacie Doktorant proponuje wyznaczenie charakterystyk dynamicznych UAV, które opisują zależność zmian sił i momentów aerodynamicznych w zależności od kąta natarcia, kąta skrętu oraz opływu powietrza wokół badanego obiektu. Następnym kryterium projektowym, jest kryterium maksymalnej efektywności aerodynamicznej. Optymalny współczynnik aerodynamiczny w rezultacie pozwala na wydłużenie czasu trwania lotu i zwiększenie osiągalnej wysokości lotu. Istotnym kryterium projektowym jest sprawność układu napędowego o określonym przez projektanta ciągu, wyrażanym

najczęściej w postaci zależności procentowej od masy projektowanej konstrukcji. Krytycznym kryterium projektowym jest kryterium wytrzymałości mechanicznej statku powietrznego.

Doktorant omawia również założenia numerycznego modelu mechaniki płynów, który został użyty do symulacji statku powietrznego w trakcie lotu. Jednym z wyzwań o których wspomina Doktorant jest uwzględnienie nieliniowości, a w szczególności wybór właściwej metody reprezentacji zjawiska przepływów turbulentnych w modelu numerycznym oraz tzw. „solvera” czyli algorytmu rozwiązującego silnie sprzężony układ nieliniowych równań Naviera-Stokesa. Przepływy turbulentne są związane z aerodynamiką statku oraz siłą ciągu wytwarzana przez jego napęd śmigłowy.

Rozdział 4

Rozdział przedstawia schemat projektowania statku powietrznego typu HALE UAV składający się z trzech zasadniczych etapów:

- Etap pierwszy (Rozdział 4.1) obejmuje przyjęcie zasadniczych założeń co do zastosowania statku, przybliżonych wartości prędkości lotu oraz wysokości, opracowanie koncepcji kształtu i założeń geometrycznych, przybliżonych rozmiarów powierzchni łóżysk i sterów, typu napędu, przybliżonych wartości parametrów prędkości lotu i masy.
- Etap drugi (Rozdział 4.2.) obejmuje działania związane z projektowaniem i optymalizacją kształtu statku, wykazuje poprawność przyjętych założeń konstrukcyjnych wyznaczonych w postaci wyników obliczeń analitycznych, na które składają się: współczynniki aerodynamiczne, rozmiary poszczególnych powierzchni, założenia dotyczące wychYLENIA steru oraz wpływu warunków atmosferycznych na możliwość lotu na poszczególnych wysokościach. Ponadto na tym etapie dobierany jest układ napędowy. Doktorant wyznacza na tym etapie stateczność wzdużną i poprzeczną konstrukcji, momenty bezwładności i sterowności, rozkład masy i położenie środka ciężkości, parametrów geometrycznych oraz aerodynamicznych dla przyjętych parametrów powietrza na rozpatrywanych wysokościach lotu,
- Etap trzeci (Rozdział 4.3) obejmuje odwzorowanie struktury zewnętrznej analizowanego statku, przeprowadzenie numerycznej analizy aerodynamicznej w oprogramowaniu ANSYS-Fluent, określenie i modelowanie początkowej struktury wewnętrznej, dobór materiałów poszczególnych integralnych komponentów statku, analiza masy w wyniku której zostało określone położenie

środka ciężkości dla różnych rozważanych wariantów konstrukcji projektowanego UAV

- Etap czwarty (Rozdział 4.4) zatwierdza dane uzyskane z wcześniejszych etapów po wprowadzeniu niezbędnych korekt w parametrach konstrukcyjnych statku powietrznego lub założeniach projektowych. Jest to ostateczna weryfikacja poprawności zaprojektowanej konstrukcji. Zapis geometrii konstrukcji statku stanowi wsad do końcowych analiz wytrzymałościowych z użyciem oprogramowania do symulacji numerycznych.

Rozdział 5

Rozdział zawiera wyniki procesu analizy projektowania statku powietrznego zgodnie z czterema etapami przedstawionymi w Rozdziale 4. Doktorant wzoruje się w tym przypadku na istniejącej konstrukcji statku HALE UAV TS17 (SkyTech eLab Project Twins Stratos) pracując z użyciem modelu geometrycznego demonstratora w skali 1:7. Efektem pracy Doktoranta jest model CFD który pozwolił wyznaczyć parametry konstrukcyjne statku powietrznego uwzględniające aerodynamikę dla przyjętych trzech krytycznych stanów lotu (kąt natarcia skrzydła 0° , 14.25° oraz -5°) oraz przyjętego pułapu lotu (5 km). W dalszej kolejności powstał model FEA, który posłużył do wyznaczenia wytrzymałości konstrukcji statku powietrznego. Wyzwanie stanowiło uwzględnienie w modelu dość złożonej struktury materiału kompozytowego, który wykazuje silne właściwości anizotropowe, a także przyjęcie właściwych kryteriów wytrzymałości.

Rozdział 6

Rozdział przedstawia wyniki analizy numerycznej w zakresie wytrzymałości konstrukcji statku powietrznego w locie, gdzie symulacja była prowadzona w warunkach ustalonych sił i momentów oddziałujących na konstrukcję w locie. Doktorant wprowadził w zapisie geometrii statku powietrznego zmiany strukturalne polegające na zmianie położenia części dźwigara głównego skrzydła oraz zmianie liczby warstw materiału usztywniającego w danym przekroju. W tym celu wyznaczył macierz odpowiedzi dla każdego z założonych scenariuszy symulacji, które obejmowały określenia wartości skrajnych położenia dźwigara nośnego, wysokości i długości warstw materiałów kompozytowych oraz mas w jednym oprogramowaniu symulacyjnym. Optymalizacja składała się z szeregu eksperymentów numerycznych dla wszystkich zaproponowanych zmian strukturalnych oraz warunków wynikających z obciążeń aerodynamicznych. W eksperymentach numerycznych pominięto przypadki nie technologiczne ze względu na rozmiary komponentów użytych do budowy statku

powietrznego. W eksperymencie przyjęto warunki brzegowe związane przykładowo minimalną i maksymalną liczbą warstw usztywniających, czy też skrajnymi długościami wartości usztywniających. Doktorant wykazał poprawność przyjętej gęstości siatki elementów skończonych w metodzie elementów skończonych poprzez inkrementalne zwiększanie jej gęstości aż do uzyskania asymptotycznie stałej wartości wyznaczanych sił aerodynamicznych (siły oporu oraz nośnej). Rezultatem numerycznych eksperymentów jest trójwymiarowy wykres obejmujący trzy zmienne: położenie głównej ściany dźwigara na długości cięciwy skrzydła, rodzaj zastosowanych warstw usztywniających oraz wartości współczynnika bezpieczeństwa na podstawie kryteriów zniszczenia optymalizowanego skrzydła Tsai-W. Wyznaczony współczynnik został zweryfikowany w odniesieniu do trzech krytycznych parametrów lotu (wznoszenie, wyrównanie, opadanie). Do automatyzacji prowadzonych eksperymentów numerycznych został użyty arkusz kalkulacyjny MS Excel, a opracowany plan eksperymentu przeniesiono do oprogramowania Ansys Workbench. Głównym założeniem wykorzystania arkusza obliczeniowego była możliwość wygenerowania dużej liczby macierzy wynikowych prezentujących współczynnik bezpieczeństwa optymalizowanego skrzydła dla założonych parametrów. Właściwości materiałów użytych w symulacji zostały pozyskane z wiarygodnych baz materiałowych oprogramowania Ansys, ponadto uwzględniono ich właściwości anizotropowe.

Rozdział 7

Rozdział przedstawia podsumowanie, wnioski końcowe oraz zarys sugerowanych dalszych prac badawczych w zakresie niniejszej rozprawy.

3. Główne osiągnięcia rozprawy

Rozprawa dotyczy optymalnego projektowania ultralekkich bezzałogowych statków powietrznych o wydłużonym lub nieograniczonym czasie lotu HALE UAV (High Altitude Long Endurance – Unmanned Aerial Vehicle) z uwzględnieniem elementów optymalizacji ich konstrukcji. Warto nadmienić, że istnieje ograniczona liczba konstrukcji bezzałogowych statków powietrznych dopuszczonych do lotów, dodatkowo posiadająca udokumentowaną historię od założeń projektowanych po testy naziemne oraz w locie. W wielu przypadkach, szczegóły techniczne opracowywanych konstrukcji nie są ujawniane stanowiąc własnością intelektualną zastrzeżoną przez producenta. W rezultacie stan techniki jest na chwilę obecną stosunkowo mało kompletny w zakresie pozwalającym nawet na przyjęcie parametrów wyjściowych do projektu. W tym świetle rozprawa stanowi wartościową pozycję pokazującą metodykę projektowania z elementami optymalizacji krytycznych parametrów konstrukcyjnych ultralekkich bezzałogowych statków powietrznych o wydłużonym lub nieograniczonym

czasie lotu. Tematyka podjęta przez Doktoranta regulowana jest poprzez świeże i wciąż doskonałe przepisy lotnicze, a dobre praktyki projektowe są wciąż rozwijane.

Doktorant jako główne kryteria optymalizacji przyjmuje masę, wytrzymałość oraz warunki operacyjne w jakich może znajdować się statek powietrzny (pułap, kąt wzniosu). Rozprawa rozważa projekt takiego statku zakładając użycie napędu elektrycznego, gdzie źródłem zasilania w energię elektryczną stanowią panele słoneczne wspomagane zestawem zasilania buforowego w postaci akumulatorów. Tak sformułowane zadanie projektowe stanowi aktualny i wymagający temat badawczo-rozwojowy w zakresie coraz bardziej zyskującej na znaczeniu kategorii bezzałogowych statków powietrznych. HALE UAV zdolne są do operowania na bardzo wysokich wysokościach, zazwyczaj na poziomie od kilku do kilkunastu kilometrów nad poziomem morza. Dzięki temu mogą unikać wielu przeszkód atmosferycznych i mieć szerokie pole widzenia. Statki tego typu są zoptymalizowane pod względem efektywności energetycznej, dlatego mogą znajdować się w locie przez bardzo długi czas, zazwyczaj od kilku do kilkunastu godzin, a nawet dni, w zależności od modelu i zastosowań. Zaawansowane technologie komunikacyjne umożliwiają utrzymywanie łączności ze statkiem w czasie rzeczywistym korzystając z naziemnych stacji kontroli. Statki powietrzne tego typu mają bardzo wiele potencjalnych zastosowań – w tym militarne (np. ochrona granic), monitorowanie (np. ruchu drogowego, pól uprawnych, środowiska), obserwacji meteorologicznych oraz telekomunikacyjne. Ich przydatność determinuje możliwość autonomicznego działania bez udziału pilota połączona z wysokim pułapem lotu sięgającym stratosfery.

Celem doktoranta było opracowanie metodyki badań oraz optymalizacja struktury wewnętrznej głównego płata nośnego dla konstrukcji Twin Stratos 1:7 opartej na parametrycznym modelu sprzężonym z wynikami wirtualnej analizy aerodynamicznej. Badania przeprowadzono w ramach projektu LEADER, a przedmiotem badań był statek powietrzny Twin Stratos. HALE UAV Twin Stratos jest przeznaczony do lotów na dużych wysokościach. Rozprawa przedstawia rezultaty czterech etapów projektowania, zastosowane parametry oraz założenia procedury optymalizacji.

Przeprowadzone badania optymalizacyjne posłużyły Doktorantowi do określenia położenia głównego dźwigara nośnego wzdłuż cięciwy odniesienia oraz określenia sposobu rozmieszczenia warstw usztywniających strukturę nośną optymalizowanego skrzydła. W trakcie badań Doktorant wykorzystał model numeryczny CFD struktury wewnętrznej głównego płata nośnego dla konstrukcji Twin Stratos TS17, który umożliwił przeprowadzenie symulacji numerycznych z uwzględnieniem wysokości poszczególnych warstw kompozytu, parametrów materiałowych oraz kierunku ułożenia włókien struktur kompozytowych. Analizy były prowadzone w oparciu o stały układ mocowań analizowanego obiektu odwzorowujący nietypowy układ kadłubów.

Optymalny kształt badanej struktury został określony na podstawie parametrów maksymalnego przemieszczenia oraz maksymalnego naprężenia. W przypadku naprężenia mechanicznego Doktorant uwzględnił stan naprężenia złożonego w formie kryterium von Misesa oraz kryterium zniszczenia Tsai-Wu stosowanego dla materiałów kompozytowych.

Osiągnięcia doktoranta oraz oryginalność jego podejścia dotyczy wielu aspektów technicznych oraz komercyjnych. Istotnymi z punktu widzenia doktoratu wdrożeniowego jest osiągnięcie celu komercjalizacji przeprowadzonych badań oraz uzyskanie efektu wdrożenia w praktyce przemysłowej.

Do najważniejszych osiągnięć doktoranta zaliczam:

- Sformułowanie czteroetapowej metodologii optymalnego projektowania ultralekkich bezzałogowych statków powietrznych o wydłużonym lub nieograniczonym czasie operacji, typu (ang. HALE UAV). Proces optymalizacji uwzględnia aerodynamiczne analizy numeryczne (CFD) połączone z analizami wytrzymałościowymi (FEA) konstrukcji statku powietrznego przeprowadzonymi na podstawie określonych wartości parametrów początkowych, warunków brzegowych oraz kryteriów optymalizacyjnych. Metodologia proponuje prowadzenie projektu według czterech zasadniczych etapów:
 - wstępne wyznaczenie parametrów lotu,
 - uproszczone analityczne wyznaczanie parametrów konstrukcyjnych,
 - numeryczna analiza aerodynamiczna wraz z projektowaniem wewnętrznej konstrukcji
 - analiza numeryczna i badania wytrzymałościowe konstrukcji
- Wykonanie modelu numerycznego typu CFD (ang. Computational Fluid Dynamics) umożliwiającego przeprowadzenie analizy aerodynamicznej bezzałogowego statku powietrznego TS17 (Twin Stratos w skali 1:7). Model został zaimplementowany przez Doktoranta w oprogramowaniu do symulacji inżynierskich Ansys.
- Wykonanie modelu numerycznego typu FEA (ang. Finite Element Method) umożliwiającego poprowadzenie analizy materiałowej oraz strukturalnej płata nośnego bezzałogowego statku powietrznego TS17 (Twin Stratos w skali 1:7). Model został zaimplementowany przez Doktoranta w oprogramowaniu do symulacji inżynierskich Ansys.
- Podział modelu skrzydła na wiązania w poszczególnych osiach, co pozwoliło na częściowe odwzorowanie struktury analizowanego obiektu i zasymulowanie możliwości przemieszczenia punktów mocowania kadłuba względem siebie. Proponowany system uwzględnia zadaną zależność bez konieczności modelowania całej struktury badanego obiektu.

- Przeprowadzenie obliczeń pozwalających na wyznaczenie sił oraz momentów masowych projektowanego statku weryfikujących stateczności oraz sterowności statku.

Doktorant w ramach zadania optymalizacji konstrukcji statku powietrznego sformułował problem optymalizacyjny, określił cele, zidentyfikował ograniczenia, opracował modele analityczne oraz numeryczne, a następnie znalazł rozwiązania cząstkowe, które maksymalizowały lub minimalizowały lokalne funkcje celu przy uwzględnieniu ograniczeń.

Ze względu na bardzo złożony i unikalny charakter konstrukcji ultralekkiego bezzałogowego statków powietrznego wymagane są dalsze badania umożliwiające uwzględnienie w procesie optymalizacji kryteriów wynikających z właściwości montowanych paneli fotowoltaicznych, ich rozmieszczenia, temperatur panujących na wysokościach przelotowych oraz wpływu prądów powietrznych oraz wiatrów oddziałujących w kierunku prostopadłym do toru lotu projektowanego statku. Doktorant nadmienia, że przy obecnym stanie wiedzy nie jest możliwe ujęcie tych zagadnień w mierzalne parametry projektowe. Jednakże dalsze badania w ramach prowadzonych projektów, w tym projektu LEADER, doprowadzą do pełnej identyfikacji i mierzalności wszystkich parametrów uzupełniając już istniejącą metodologię projektowania.

4. Ocena merytoryczna rozprawy

4.1. Uwagi krytyczne o charakterze ogólnym

- 4.1.1. Doktorant przeprowadził statyczną analizę wytrzymałościową konstrukcji statku stosując kryterium równoważnych naprężeń złożonych von Mises'a oraz kryterium Tsai-W rekomendowane dla elementów konstrukcyjnych wykonanych z kompozytów włóknistych które charakteryzuje anizotropowa wytrzymałość. Rozprawa nie porusza jednak dość istotnej kwestii wytrzymałości dynamicznej (zmęczeniowej) konstrukcji statku, która uwzględniałaby historię obciążenia oraz zmienność sił i momentów obciążających w czasie. Obciążenia takie w przypadku statku powietrznego będą miały charakter losowy o szerokim pasmie częstotliwości. W ogólności określenie wytrzymałości dynamicznej (zmęczeniowej) kompozytu włóknistego anizotropowego jest skomplikowanym procesem, który wymaga przeprowadzenia badań eksperymentalnych lub stosowania modeli matematycznych opartych na mechanice uszkodzeń, które mogą przewidywać wytrzymałość zmęczeniową kompozytu włóknistego. Modele muszą wtedy uwzględnić mikroskopową strukturę materiału, hipotezy powstawania uszkodzeń, naprężenia lokalne, zmęczenie włókien, itd. Modele takie

wymagają ponadto odpowiednich danych wejściowych, takich jak właściwości materiałowe, geometria kompozytu, warunki obciążenia. Zakres takich badań znacznie przekroczyłby zakres recenzowanej rozprawy, tym nie mniej Doktorant powinien przedstawić w tym zakresie jakiś plan walidacji numerycznej i/lub eksperymentalnej.

- 4.1.2. Doktorant wskazuje na zalety statków powietrznych typu HALE UAV w zakresie lotów stratosferycznych, natomiast analizy numeryczne zostały ograniczone do niższych pułapów przelotowych. Czy w ocenie i zgodnie z wiedzą Doktoranta, parametry projektowanego demonstratora Twin Stratos 1:7 są skalowalne w zakresie lotów stratosferycznych?
- 4.1.3. Procedura optymalizacyjna została wykonana dla modelu statku powietrznego w skali 1:7. Doktorant rozważał również demonstrator w skali 1:8, który jednak okazał się zbyt mały aby pomieścić ogniwa fotowoltaiczne. Czy w tym przypadku jest możliwe pełne lub częściowe przeniesienie wyników optymalizacji strukturalnej na demonstrator projektowany/wykonany innych skalach.
- 4.1.4. Optymalizacja to proces dążenia do osiągnięcia najlepszego możliwego wyniku lub stanu, z uwzględnieniem ograniczeń i celów. Ogólnie rzecz biorąc, optymalizacja polega na znalezieniu najlepszego rozwiązania spośród dostępnych możliwości, które zaspokajają określone kryteria lub minimalizuje określone wskaźniki. Proces optymalizacji można przyspieszyć poprzez zastosowanie wielu metod wspomagających do których niewątpliwie należy redukcja liczby poziomów zmiennych oraz liczby zmiennych w ramach planu eksperymentu, który w tym przypadku dotyczyłby badań symulacyjnych. Czy Doktorant rozważał skorzystanie z takiej możliwości w celu zmniejszenia kosztów symulacji oraz uproszczenia przeprowadzanych analiz?
- 4.1.5. Zastosowane przez Doktoranta modele numeryczny to klasyczne podejście znane w mechanice płynów jako CFD (ang. Computational Fluid Dynamics) oraz mechanice strukturalnej jako FEA (ang. Finite Element Analysis). Natomiast sformułowany przez Doktoranta problem optymalizacyjny to zagadnienie złożone typu FSI (ang. Fluid-Structure Interaction) w którym analiza strukturalna (przemieszczenie i naprężenie) łączy się mechaniką płynów (siły aerodynamiczne). Czy Doktorant rozważał użycie FSI w planie badań symulacyjnych?
- 4.1.6. Teza rozprawy doktorskiej powinna być klarownym i zwięzłym stwierdzeniem, które określa główne zagadnienie badawcze, problem lub cel badania, który

zostanie omówiony i zbadany w rozprawie. W kontekście takiej definicji, teza sformułowana przez Doktoranta, nie umożliwia przypisania żadnych mierzalnych kryteriów oraz przedziałów wartości do użytych bardzo ogólnych pojęć: „**highly flexible** structure”, „**unusual** flight endurance and flight altitude parameters”.

- 4.1.7. Przeprowadzone symulacje uwzględniają warunki obciążenia quasi-statyczne. W jaki sposób Doktorant planuje uwzględnić dynamikę obciążeń występującą podczas startu i lądowania, negatywne oddziaływanie zjawisk atmosferycznych jak podmuchy wiatru, chwilową utratę siły nośnej i nagłą zmianę wysokości lotu, przyziemienie, itd. Czy uwzględnienie dynamiki lotu spowoduje znaczną zmianę kryteriów wytrzymałości (bezpieczeństwa) konstrukcji ?
- 4.1.8. Rozprawa pomija analizę konstrukcji pod względem powstawania zjawiska flatteru. Konstrukcja demonstratora Twin Stratos z pewnością jest podatna na inicjowanie się drgań samowzbudnych w pewnych warunkach aerodynamicznych (określone prędkości, kąty natarcia), czemu sprzyja niska masa, duża powierzchnia skrzydła oraz niska sztywność poprzeczna.
- 4.1.9. Rozprawa nie zawiera planu eksperymentalnej walidacji zoptymalizowanej struktury statku powietrznego, który nawiązywałby do przeprowadzonych obliczeń i końcowego zapisu konstrukcji demonstratora.
- 4.1.10. Projekt Twin Stratos 1:7 nie porusza tematu pomiarów w locie w celu zebrania eksperymentalnych profili obciążeń aerodynamicznych. Pomiar z użyciem akcelerometrów dostarczyłby wielu wskazówek projektowych i pozwoliły oszacować zgodność symulacji z warunkami w locie, a także przeprowadzić testy stanowiskowe z użyciem wzbudników elektromagnetycznych w laboratorium w zakresie wytrzymałości zmęczeniowej.
- 4.1.11. Doktorant nie zamieścił szerszego wprowadzenia w zagadnienie optymalizacji, które stanowi temat przewodni rozprawy. Brak jest szerszego omówienia metod optymalizacji z punktu widzenia ich taksonomii (np. jedno lub wielokryterialna) oraz wyjaśnienia do której z tych kategorii klasyfikuje się temat podjęty przez Doktoranta?
- 4.1.12. Metodologia projektowania została zastosowana tylko dla jednego reprezentanta ultralekkich bezzałogowych statków powietrznych o wydłużonym lub nieograniczonym czasie, w związku z tym oraz brakiem

testów eksperymentalnych nie można przyjąć że została ona w pełni zweryfikowana.

4.2. Uwagi krytyczne o charakterze szczegółowym

- 4.2.1. Strona 92: Jest [Mpa] winno być [MPa].
- 4.2.2. Strona 101: Prezentacje wyników w postaci trójwymiarowej mapy wskaźnika wytrzymałości Tsai-Wu (Rys. 101) polepszyłoby wykonanie jej w oprogramowaniu Matlab, w postaci wykresy konturowego lub trójwymiarowego, z zastosowaniem gradientu koloru w zależności od wartości wskaźnika.
- 4.2.3. Strona 107: Rozprawa została napisana w języku angielskim, natomiast angielski tytuł artykułu z pozycji bibliografii o numerze [35] został zastąpiony tytułem w języku polskim?

5. Wniosek końcowy

Podsumowując uważam, że w opiniowanej rozprawie doktorskiej pt.: „Optimisation of Unmanned Aerial Vehicle of Unlimited Flight Endurance”, mgr inż. Kamila Zenowicza samodzielnie rozwiązał postawione zadanie badawcze i wykazał się wiedzą oraz umiejętnościami wymaganymi dla uzyskania stopnia doktora nauk technicznych.

Podjęcie tematu badań przedstawionych przez Doktoranta, uważam za uzasadnione, z punktu widzenia naukowego, a przede wszystkim użytecznego. Merytoryczny zakres rozprawy dowodzi, że Doktorant wykazał się umiejętnością prowadzenia badań teoretycznych i eksperymentalnych oraz posiadał umiejętność zastosowania ich wyników w praktyce przemysłowej.

Zawartość rozprawy przedstawia oryginalne osiągnięcia własne Doktoranta o charakterze badawczo-użytecznym w obszarze eksploatacji układów mechatronicznych, a w szczególności pojazdów elektrycznych.

Stwierdzam, że rozprawa mgr inż. Kamila Zenowicza spełnia wymagania formalne stawiane rozprawom doktorskim określone w art.187 ustawy z dnia 20 lipca 2018 roku, Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce (Dz. U. z 2022r. poz. 574 z późn. zm.). Wniosuję o dopuszczenie rozprawy do publicznej obrony w dyscyplinie Budowa i Eksploatacja Maszyn. Sformułowane przez mnie uwagi krytyczne nie wpływają na ogólną pozytywną ocenę rozprawy.

dr hab. inż. Piotr Czop, prof. AGH

Katedra Robotyki i Mechatroniki
Wydział Inżynierii Mechanicznej i Robotyki
Akademia Górniczo Hutnicza im. St. Staszica
Al. Mickiewicza 30
30-059 Kraków

/podpis odręczny/

*wyłączenie jawności w zakresie danych osobowych oraz ochrony prywatności osoby fizycznej
na podstawie art. 5 ust. 2 ustawy z dnia 6 września 2001 r. o dostępie do informacji publicznej
(tj. Dz.U. z 2016 r., poz. 1764)