Politechnika Śląska Wydział Mechaniczny Technologiczny Katedra Podstaw Konstrukcji Maszyn

POSZERZONE STRESZCZENIE ROZPRAWY DOKTORSKIEJ

Comparative analysis of the drone configuration in terms of stability criteria

Porównawcza analiza konfiguracji drona w odniesieniu do kryteriów stateczności

Mgr inż. Paulina Zenowicz

Promotor: Prof. dr hab.Wojciech Moczulski,

Gliwice, 2024

Spis treści

1.	Wst	ęp3
1	.1.	Cel pracy doktorskiej 3
2.	Omo	ówienie przedstawionych badan4
3.	Met	odyka analiz5
3	8.1.	Opracowanie koncepcji kształtów i założeń geometrycznych dla konfiguracji ogonowych 5
3	3.2.	Analiza układu części ogonowej BSP5
Э	8.3.	Analizy stateczności
4.	Przy	gotowanie środowiska obliczeniowego do weryfikacji metodologii8
Z	l.1.	Przygotowanie symulacji w ANSYS9
Z	1.2.	Opracowanie symulacji w XFLR9
Z	1.3.	Studia analityczne10
5.	Wyr	niki
5	5.1.	Badania porównawcze środowisk obliczeniowych i rozbieżności wyników11
5	5.2.	Analiza porównawcza wyników numerycznych i danych eksperymentalnych 11
	5.2.2	1. Prezentacja wyników w formie przyjętej tabeli i systemu punktowego 13
5	5.3.	Określenie optymalnej konfiguracji usterzenia na podstawie kryteriów stateczności 15
6.	Pod	sumowanie
e	5.1.	Wnioski
e	5.2.	Przyszłe prace 17
Bib	liogra	fia19

1. Wstęp

Bezzałogowe statki powietrzne (BSP), takie jak samoloty, stają się coraz popularniejsze we wszystkich branżach, w tym w nauce i przemyśle prywatnym (Ucgun, Yuzgec i Bayilmis 2021). Dzięki postępom w zakresie nowoczesnych lekkich materiałów i podzespołów elektronicznych, BSP mogą być projektowane jako małe, zwinne drony lub obiekty z dużą rozpiętością skrzydeł, zdolne do transportu ciężkich ładunków z jednego miejsca do drugiego (Heaphy i inni 2017). Rozwój metodyki analiz numerycznych projektowanych obiektów pozwala na szybsze i dokładniejsze określenie właściwości lotnych już na wczesnych etapach ich projektowania. Zastosowanie środowiska komputerowego oraz metod numerycznych pozawala też na przeprowadzenie analiz dla skrajnych parametrów lotu, dla których standardowe testy stanowiskowe oraz badania w tunelu aerodynamicznym byłyby bardzo kosztowne, a czasem i niemożliwe (Mozaffari i inni 2019).

1.1.Cel pracy doktorskiej

Celem niniejszej rozprawy doktorskiej było określenie metodami badań porównawczych optymalnej pod względem stateczności statycznej lotu konfiguracji części ogonowej bezzałogowego statku powietrznego dla przyjętych parametrów lotu. Badania skupiają się na innowacyjnych podejściach do projektowania BSP, uwzględniając zarówno aspekty technologiczne, jak i wymagania wynikające z misji lotniczych. Badania zostały przeprowadzone dla obiektu Twin Stratos w skali 1:7 (TS17) i uwzględniały porównanie możliwych do wykonania konfiguracji części ogonowych. Analizy zostały wykonane z zastosowaniem dwóch środowisk obliczeniowych, jakimi są ANSYS CFX (ANSYS, inc. 2024) oraz XFLR5 (xflr5 2024). Dla określenia poprawności wyników w obu środowiskach odwzorowano warunki panujące podczas testów lotu rzeczywistego demonstratora TS17. Zidentyfikowano kluczowe parametry aerodynamiczne dla wybranych konfiguracji układów ogona oraz przeanalizowano ich wpływ na stateczność drona, a wyniki symulacji porównano dla różnych faz lotu. Zaproponowano jedną optymalną konfigurację dostosowaną do założonych warunków zastosowania i specyfiki misji, a uzyskane rezultaty zostały porównane z opinią pilota Twin Stratos. Praca ma na celu rozwój innowacyjnych rozwiązań w zakresie symulacji konfiguracji dronów, umożliwiając lepsze dostosowanie ich do zróżnicowanych zastosowań.

TEZA: Możliwe jest dokonanie wyboru konfiguracji części ogonowej danego bezzałogowego statku powietrznego (BSP), optymalnej pod względem spełnienia kryterium stateczności. Wybór ten uwzględnia typowe profile lotu oraz warunki ich wykonywania wynikające z przeznaczenia rozpatrywanego BSP. Proces optymalizacji może opierać się na wynikach uzyskanych zarówno metodami symulacyjnymi, jak i analitycznymi.

2. Omówienie przedstawionych badan

Wynikiem pracy autora jest określenie optymalnej konfiguracji części ogonowej badanego obiektu dla zakładanych parametrów lotu, przyjętej misji oraz ustalonej podczas prac nad projektem metody startu oraz lądowania. W ramach pracy, autorka przedstawiła także pozostałe możliwe do zastosowania konfiguracje części ogonowej określając ich parametry, wpływ na stateczność w locie, wady oraz zalety.

Przedmiotem badań pracy doktorskiej jest bezzałogowy statek powietrzny o zwiększonej długotrwałości lotu (HALE UAV, Rys. 1) opracowany przez SkyTech eLab sp. z o.o. w ramach projektu **"Long-endurance UAV for collecting air quality data with high spatial and temporal resolutions**" finansowaego w ramach Programu "Badania stosowane" w ramach Norweskiego Mechanizmu Finansowego na lata 2014 – 2021, będący modelem z rodziny Twin Stratos UAV (Polnor Leader 2019). Praca obejmuje analizę porównawczą różnych konfiguracji usterzenia tego drona pod kątem stateczności lotu.



Rys. 1 Wizualizacja Twin Stratos 1:7

Parametry analizowanego obiektu, dostarczone przez SkyTech eLab sp. z o.o., przedstawiono w tabeli (Tab 1). Zostały one określone na podstawie metodyki obliczeniowej opracowanej przez pracowników SkyTech eLab sp. z o.o.

Tab 1 Parametry TS17						
Skala	1:7	Jednostka				
Masa startowa	9,8	[kg]				
Współczynnik wydłużenia	14,46	[-]				
Powierzchnia głównego płata nośnego	0,70	[m ²]				
Maksymalna wysokość lotu	5000	[m]				
Zakładana maksymalna długotrwałość	24	[h]				
lotu						
Masa ładunku dodatkowego	2,5	[kg]				
Średnia cięciwa odniesienia	0,28	[m]				
Rozpiętość skrzydeł [A]	3,6	[m]				
Powierzchnia częsci ogonowej	0,25	[m ²]				
Długość samolotu [C]	1,8	[m]				
Wysokość części ogonowej [B]	0,29	[m]				
Zakładana moc silnika	300	[W]				

3. Metodyka analiz

Metodyka analizy stateczności statycznej bezzałogowego statku powietrznego przedstawiona w rozprawie doktorskiej uwzględnia wiele aspektów założeń projektowych. Metodyka została opracowana w celu przeprowadzenia analiz stateczności drona Twin Stratos oraz określenia optymalnej konfiguracji części ogonowej dla badanego obiektu pod względem stateczności. Na Rys. 2 przedstawiono schemat postępowania prowadzonych analiz.



Rys. 2 Schemat przeprowadzonych analiz

3.1. Opracowanie koncepcji i głównych cech konstrukcyjnych konfiguracji części ogonowej BSP

Na podstawie danych uzyskanych od zespołu firmy SkyTech eLab sp. z o.o., zaangażowanego w projektowanie obiektu badań, określono parametry stałe oraz zmienne dla każdej rozważanej konfiguracji usterzenia. Założono, że w konfiguracji Twin Stratos układ kadłubów, główny płat nośny oraz położenie sekcji usterzenia, a w szczególności jej odległość od krawędzi spływu, pozostaną niezmienne. Rozpiętość konfiguracji części ogonowej w postaci odległości między belkami ogonowymi została określona jako parametr stały.

3.2. Analiza układu części ogonowej BSP

Celem analiz była zmiana konstrukcji części ogonowej, podczas gdy pozostałe parametry i wymiary obiektu badań, takie jak układy napędowe, płaty, śmigła itp., pozostawały niezmienione. Konstrukcja zewnętrzna BSP została zaprojektowana w taki sposób, aby w każdej analizowanej konfiguracji usterzenia zastosowano ten sam profil aerodynamiczny. Kąt zaklinowania płata jest stały, a przyjęte materiały użyte w każdej z proponowanych części usterzenia są stałe i zgodne z istniejącym projektem drona. Aproksymację parametrów masowych przeprowadzono na podstawie kształtu zewnętrznego konstrukcji proponowanych konfiguracji oraz różnicy długości w stosunku do istniejącej konfiguracji.

Ze względu na wpływ konfiguracji ogona na parametry obiektu badań dokonano zestawienia kluczowych wartości. Przedstawiono je w Tab 2.

	-				
Konfiguracja	I	П		IV	V
Kąt natarcia podczas lotu poziomego α [°]	4,30	4,29	2,87	3,50	3 <i>,</i> 30
Współczynnik siły nośnej CL	0,96	0,96	0,90	0,89	0,87
Współczynnik oporu aerodynamicznego CD	0,038	0,038	0,034	0,034	0,033
Doskonałość aerodynamiczna CL/CD	25,44	25,48	26,40	26,37	26,40
Siła nośna L [N]	112,83	112,75	105,73	104,14	101,85
Opór aerodynamiczny D [N]	4,43	4,43	4,01	3 <i>,</i> 95	3,86
Zakładana masa BSP <i>m</i> [kg]	9,80	9,80	10,30	10,30	10,30
Zakładana masa części ogonowej <i>m</i> tu [kg]	0,76	0,76	1,26	1,26	1,26

Tab 2 Parametry aerodynamiczne rozważanych konfiguracji

Wersje usterzenia zostały zaprojektowane poprzez rzutowanie geometrii początkowej konfiguracji. Modele badanych obiektów przedstawiono w tabeli Tab 3.



Tab 3 Rozpatrywane konfiguracje ogona konfiguracje ogona

3.3. Analizy stateczności

Badania stateczności obejmują analizę sił i momentów działających na każdą z rozważanych konfiguracji usterzenia przy użyciu programów ANSYS CFX i XFLR5. Analizy przeprowadzono dla ekstremalnych parametrów lotu, aby określić stateczność konfiguracji zarówno podczas lotu poziomego, jak i przy wyższych prędkościach oraz kątach natarcia. Przeanalizowano zachowanie obiektu w płaszczyźnie poprzecznej, uwzględniając stateczność boczną, przechyłu i odchylenia, a także aerodynamiczne elementy takie jak skrzydła oraz stateczniki pionowe i poziome. Bezzałogowe statki powietrzne muszą spełniać wymogi bezpieczeństwa oraz warunki misji lotniczych, zachowując jednocześnie odpowiednią efektywność lotu. Kluczową rolę w tym procesie odgrywa analiza stateczności statycznej oraz kryteria jej oceny, które w przyszłości będą usprawniane dzięki rozwojowi zaawansowanych narzędzi analitycznych.

Stateczność statyczna odnosi się do zdolności statku powietrznego do powrotu do stanu równowagi po niewielkich zaburzeniach bez ingerencji zewnętrznej. W kontekście dronów o stałopłatowej konstrukcji ma kluczowe znaczenie, ponieważ wpływa na ich zdolność do utrzymania statecznego lotu w różnych warunkach atmosferycznych i operacyjnych. Na podstawie uzyskanych wyników oraz przeglądu literatury, oceniono stateczność statyczną różnych wariantów analizowanego obiektu. Dla wszystkich konfiguracji określono kryteria oceny stateczności statycznej oraz kąty natarcia podczas lotu poziomego, dla których momenty pochylające są równe zeru. Kryteria stateczności statycznej przedstawiono na Rys. 3.

- Kryteria oceny:
 - Współczynnik momentu pochylającego (*Cm*): Jego zmienność w funkcji kąta natarcia.
 - Współczynnik siły nośnej (*Cl*): Stateczność aerodynamiczna.
 - Współczynnik oporu aerodynamicznego (*Cd*): Optymalizacja aerodynamiczna..
 - Położenie środka aerodynamicznego (AC): Stateczność wzdłużna.
 - Margines stateczności (SM): adekwatny zapas stateczności.

Ocena poszczególnych konfiguracji ogona.

- Metoda ewaluacji:
 - Skala od 1 do 10 dla każdego kryterium.
 - o Średnia ważona na podstawie trafności każdego kryterium.



Rys. 3 Składowe oceny stateczności

Aby ocenić znaczenie kryteriów stateczności statycznej dla bezzałogowych statków powietrznych (UAV), na podstawie dokonanego w pracy doktorskiej porzeglądu literaturowego, przypisano wagi procentowe, przedstawiając względne znaczenie każdego kryterium.

4. Przygotowanie środowiska obliczeniowego do weryfikacji metodyki

Wszystkie analizy przeprowadzone w ramach niniejszej pracy doktorskiej wykonano na jednej stacji roboczej, aby wyeliminować zmienność wyników wynikającą z różnic sprzętowych. W badaniach wykorzystano dwa środowiska programowe: ANSYS oraz XFLR5. Przygotowane analizy, niezależnie od zastosowanego oprogramowania, były zgodne ze schematem przedstawionym na Rys. 4.



Rys. 4 Procedura przeprowadzania analiz numerycznych

Testy przeprowadzono przy uwzględnieniu ograniczeń, takich jak prędkość lotu i kąt natarcia. Oprogramowanie wykorzystano do uzyskania współczynników siły nośnej i oporu aerodynamicznego dla rozważanych konfiguracji usterzenia, odwzorowanych na badanym obiekcie. Pierwsze, wstępne obliczenia wykonano dla maksymalnych wartości prędkości lotu poziomego drona.



Rys. 5 Procedura metody analizy badanego obiektu

Standaryzacja metody przygotowania i przeprowadzania analiz umożliwi spójne porównanie wyników, niezależnie od zastosowanego środowiska obliczeniowego.

4.1. Przygotowanie symulacji w ANSYS

Schemat analiz UAV Twin Stratos przy użyciu oprogramowania ANSYS, przedstawiona na Rys. 5, wykorzystała możliwość równoległego przeprowadzania wielu niezależnych symulacji. Podejście to wymagało utworzenia modeli badanego obiektu, obejmujących różne konfiguracje usterzenia oraz otaczające środowisko. Następnie modele poddano dyskretyzacji. Na zdyskretyzowane modele nałożono warunki brzegowe, takie jak parametry wlotu do układu, ściany nieprzepuszczalne, gęstość ośrodka, temperatura oraz ścianę wylot. Szczegóły przedstawiono na Rys. 6.



Rys. 6 Przygotowanie modelu w środowisku ANSYS

4.2. Opracowanie symulacji w XFLR

XFLR5 to narzędzie służące do analizy płatowców, skrzydeł oraz całych statków powietrznych (xflr5 2024). Umożliwia ono zarówno bezpośrednią, jak i odwrotną analizę w module XFoil,

a także projektowanie i analizowanie skrzydeł na podstawie teorii linii nośnej, metody siatki wirów oraz metody paneli 3D. Modelowanie skrzydeł w module XFoil jest przeznaczone do dwuwymiarowej analizy samego profilu skrzydła oraz usterzenia (Rys. 7).



Rys. 7 Opcje analizy w programie XFLR

4.3. Studia analityczne

Pierwszym etapem analizy było zebranie danych z testów w locie, które obejmowały kluczowe parametry aerodynamiczne, takie jak prędkość lotu, kierunek i prędkość wiatru, masa własna obiektu, typ napędu oraz inne czynniki (Tab 4). Na tej podstawie przeprowadzono iterację modeli numerycznych, aby określić, które oprogramowanie dostarcza wyników najbliższych danym eksperymentalnym. Zebrane dane obejmowały parametry lotu (prędkość, wysokość, kąt natarcia, kąt ślizgu), odczyty czujników (siły i momenty działające na statek, reakcje sterów) oraz reakcje obiektu na zakłócenia (zmienne warunki atmosferyczne, manewry sterowania). Dane analizowano z użyciem równań dynamiki lotu, wyprowadzając równania ruchu w celu identyfikacji sił i momentów działających na UAV oraz oceny stateczności statycznej poprzez badanie kątów natarcia, ślizgu i ich odpowiedzi na zakłócenia. Na podstawie danych testowych dostarczonych przez pilota-operatora, dra inż. Wawrzyńca Panfila, obliczono współczynniki siły nośnej (CL), oporu (CD) i momentu (CM).

Stratos 1-7	Test 1	Test 2	Test 3	Test 4	Test 5	Jednostka
Prędkość lotu	20	14	14,6	15	16	m/s
Prędkość wiatru	3-4	3-7	3-7	3-7	3-7	m/s
Kierunek wiatru względem drona	0 E	45 (SW)	45 (SW)	45 (SW)	45 (SW)	-
Masa drona	10,75	10,75	10,75	10,75	10,75	Kg
Rozmiar śmigła	16x6,1	16x6,1	16x6,1	16x6,1	16x6,1	Inch
Prędkość śmigła	-	-	-	-	-	rev/s
Kąt natarcia drona	11	8	7	7-8		0
Prędkość oderwania się od ziemi	16	13-14	13	13		m/s

Tab 4 Parametry lotu testowego

Testy przeprowadzono podczas lotu w ściśle określonym kierunku, co umożliwiło określenie kierunku wiatru względem badanego obiektu.

5. Wyniki

Opracowana metodyka umożliwia przeprowadzenie badań porównawczych konfiguracji części ogonowej, oszacowanie błędu statystycznego analiz oraz numeryczne wyznaczenie optymalnej konfiguracji usterzenia dla założonej misji. Uwzględniono również ocenę stateczności na podstawie opinii pilota i testu Harpera-Coopera oraz porównanie wyników z rzeczywistym demonstratorem obiektu. Uzyskane parametry pozwalają na ocenę poprawności i zbieżności przeprowadzonych analiz. W pierwszym etapie badań wybrano optymalne oprogramowanie CFD do dalszych prac.

5.1.Badania porównawcze środowisk obliczeniowych i rozbieżności wyników

Analiza polegała na porównaniu wyników uzyskanych w XFLR5 i ANSYS dla krytycznych warunków lotu oraz ocenie rozbieżności wyników w zależności od zastosowanego środowiska obliczeniowego. Wybór odpowiedniego środowiska dokonano na podstawie wyników dla tych samych parametrów lotu, określonych dla trzech krytycznych stanów wyznaczonych przez konstruktorów BSP STRATOSna podstwie jego obwiedni obciążeń, oraz jednego statecznego stanu lotu poziomego. Parametry analiz przedstawiono w Tab 5.

Nazwa anailzy	Stan krytyczny I	Stan krytyczny II	Stan krytyczny III	Lot stateczny
Prędkość lotu $[m/s]$	35	19	-5	14,5
Kąt natarcia [°]	0	14,25	22	Zależne od konfiguracji
Gęstość powietrza $[kg/m^3]$	1,12	1,12	1,12	1,12
Temperatura powietrza [°C]	25	25	25	25

Tab 5 Analiza parametrów na podstawie obwiedni obciążeń dostarczonej przez zespół konstruktorów BSP STRATOS

Analiza lotu poziomego dla każdej konfiguracji wymagała wyznaczenia kąta natarcia, dla którego moment pochylający analizowanej konfiguracji wzdłuż rozpiętości skrzydeł jest równy zeru. Wyniki neutralnych kątów natarcia przedstawiono w Tab 6.

Tab 6 Neutralny kąt natarcia (AoA) dla analizowanych konfiguracji usterzenia

Konfiguracja ogona				IV	V
Kąt natarcia [°]	4,30	4,29	2,87	3,50	3,30

Ze względu na znaczące rozbieżności w wynikach uzyskanych dla rozważanych warunków lotu podjęto decyzję o przygotowaniu dodatkowej analizy dla parametrów lotu występujących podczas testów demonstratora wyposażonego w usterzenie typu A.

5.2. Analiza porównawcza wyników numerycznych i danych eksperymentalnych

Aby określić poprawność i zbieżność wyników rzeczywistych z uzyskanymi podczas analizy numerycznej, podjęto decyzję o odwzorowaniu istniejącego obiektu testowego zgodnie z jego kształtem zewnętrznym, położeniem środka ciężkości oraz dodatkowymi elementami zewnętrznego osprzętu. Obiekt testowy użyty w lotach przedstawiono na Rys. 8.



Rys. 8 Testowany TS17 (Polnor Leader 2019)

Analizę przeprowadzono poprzez przygotowanie numerycznych testów lotu w obu środowiskach obliczeniowych: XFLR5 i ANSYS. Ze względu na brak bezpośrednich danych dotyczących oporu aerodynamicznego i siły nośnej generowanych przez obiekt podczas lotu, konieczne było analityczne wyznaczenie tych parametrów na podstawie danych uzyskanych w trakcie testów. Dane konfiguracji, na której przeprowadzono testy, przedstawiono w Tab 7.

TS17 Parametry konfiguracji testowej					
Wymiary śmigła	16.0 x 6.1	Inch			
Masa TS17	10.75	kg			
Powieżchnia głównego płata nośnego	0,901	m ²			
Rozpiętość skrzydłą	3.6	m			
Konfiguracja części ogonowej	A	-			
Pole powierzchni części ogonowej	0.258	m ²			
Moc jednego silnika	1800	W			

Tab 7 Parametry testowanych konfiguracji

Parametry uzyskane podczas przeprowadzonych lotów przedstawiono w Tab 8. Na podstawie zaprezentowanych parametrów dokonano aproksymacji wartości siły nośnej, oporu aerodynamicznego oraz momentów pochylających dla trzech wybranych prób podczas przeprowadzonych testów.

Tah 8	Przvantowanie	środowiska	obliczeniowego	do we	rvfikacii	metodyki
1000	112ygotowanic	51000015100	obliczeniowego	uo wc	ryjikacji	metodyni

TS17 test	Test 1	Test 2	Test 3
Prędkość lotu $[m/s]$	14	14.6	15
Prędkość wiatru $[m/s]$	5	5	5
Kierunek wiatru względem BSP	45 (SW)	45 (SW)	45 (SW)
Moc pobierana przez silnik [W]	190	182	200
Natężenie prądu [A]	8.45	8.1	8.9
Kąt natarcia [°]	8	7	7.5
Wysokość lotu [m]	200	200	200
Gęstość powietrza $[kg/m^3]$	1.201	1.201	1.201

Na podstawie wartości wyznaczonych parametrów oraz zachowanego układu równowagi w locie statku powietrznego określono parametry siły nośnej i oporu aerodynamicznego badanego obiektu. Wyniki przedstawiono w Tab 9.

TS17 test	Test 1	Test 2	Test 3
Przyjęta prędkość obrotowa śmigła [<i>rmp</i>]	5085	5013	5173
Przyjęty ciąg statyczny [g]	1814	1761	1879
Przyjęty współczynnik siły nośnej CL [-]	1.2613	1.2194	1.2402
Siła nośna [N]	133.61	140.48	150.81
Opór aerodynamiczny [N]	12,78	12,41	13,20
Doskonałość aerodynamiczna [-]	10,45	11,32	11,43

Tab 9 Parametry lotu obliczone na podstawie prób w locie

Dane uzyskane podczas lotów, uwzględniające takie parametry jak prędkość i kierunek lotu, prędkość wiatru, prędkość obrotowa silnika oraz kąt natarcia w locie poziomym, umożliwiły implementację tych parametrów w dwóch rozważanych środowiskach obliczeniowych oraz przeprowadzenie numerycznych analiz aerodynamicznych. Analiza wykazała niewielkie rozbieżności między wynikami uzyskanymi w środowisku ANSYS a danymi z testów w locie. Potwierdzając poprawność wyników analiz numerycznych oraz biorąc pod uwagę ocenę pilota, możliwe było jednoznaczne określenie optymalnej konfiguracji usterzenia pod kątem stateczności lotu dla przyjętej misji.

5.2.1. Prezentacja wyników w formie przyjętej tabeli i systemu

punktowego

Na podstawie wyników analiz przedstawionych powyżej przygotowano tabelę (Tab 10), która zawiera wszystkie parametry stateczności rozważanych konfiguracji usterzenia.

Konfiguracja	- 1	- II		IV	V
Siła nośna do <i>O</i>	1	5	4	3	2
Opór do Θ	1	3	4	5	2
Moment pochylający do <i>O</i>	5	1	3	2	4
Moment przechylający do Ø	3	4	1	5	2
Moment obracający do Θ	5	1	3	4	2
Suma dla Ø	15	14	15	19	12
Siła nośna do β	2	3	1	4	5
Opór do β	3	5	2	4	1
Moment pochylający do β	5	2	1	4	3
Moment przechylający do β	5	3	2	4	1
Moment obracający do β	5	1	2	4	3
Suma dla β	20	14	8	20	13
Siła nośna do $arphi$	2	1	5	4	3
Opór do $arphi$	1	5	3	4	2
Moment pochylający do $arphi$	4	1	3	5	2
Moment przechylający do $arphi$	4	5	3	2	1
Moment obracający do $arphi$	3	2	5	1	4
Suma dla φ	14	14	19	16	12
Suma wszystkich punktów	49	42	42	55	37

Tab 10 Ocena konfiguracji ogonów na podstawie przeprowadzonych analiz

Następnie parametry te oceniono w systemie punktowym, co umożliwiło statystyczne podsumowanie wyników oraz wyznaczenie optymalnej konfiguracji spośród analizowanych części usterzenia, zgodnie z wynikami analiz numerycznych w środowisku ANSYS. Oceny przyznano na podstawie wartości uzyskanych podczas konkretnych testów. Konfiguracji

o najgorszych osiągach w danym teście przypisano wartość 1, a konfiguracji o najlepszych osiągach — wartość 5.

Na podstawie uzyskanych wyników jako optymalną pod względem stateczności lotu przyjęto konfigurację I (usterzenie typu A). Konfiguracje, które uzyskały więcej punktów, odrzucono ze względu na konieczność stałego montażu dodatkowego systemu podwozia, co koliduje z metodą lądowania na brzuchu. Konfiguracja I (A) wykazuje stateczne wartości momentu pochylającego i przechylającego przy różnych kątach, co sprzyja przewidywalnemu zachowaniu w locie oraz łatwości sterowania orientacją pionową i boczną. Mniejsze wahania momentów (zwłaszcza przechyłu i odchylenia) w porównaniu do innych konfiguracji wskazują na stateczność i łatwość kontroli w standardowych warunkach lotu.

Konfiguracja ogonowa	I	II		IV	V			
	Mar	gines stateczno:	ści [%]					
Wartość	-27,52	-27,13	-43,02	-34,5	-43,02			
Ocena	8	10	4	6	4			
Ocena ważona	32	40	16	24	16			
	Pozycja cen	trum aerodynai	micznego [m]					
Wartość	0,40	0,40	0,37	0,39	0,37			
Ocena	10	10	6	8	6			
Ocena ważona	20	20	12	16	12			
	Mom	nent statecznośc	ci [Nm]					
Wartość	0,14	0,14	0,21	0,17	0,21			
Ocena	10	10	6	8	6			
Ocena ważona	15	15	9	12	9			
	Wspć	ółczynnik siły no	śnej [-]					
Wartość	1,07	1,07	0,99	0,99	0,97			
Ocena	10	10	8	8	6			
Ocena ważona	15	15	12	12	7			
	Współczynnik oporu aerodynamicznego [-]							
Wartość	0,042	0,042	0,038	0,037	0,036			
Ocena	4	4	6	8	10			
Ocena ważona	4	4	6	8	10			
	•	Średnia ważon	а					
	8,6	9,4	5,5	7,2	5,4			

Tab 11 Tabela podsumowująca wyniki oceny parametrów stateczności statycznej na podstawie danych z ANSYS dla lotu ustalonego według kryteriów z Analiz stateczności

Uwzględniając sposób lądowania Twin Stratos (lądowanie na brzuchu), kryterium to należy uwzględnić w ocenie rozważanych konfiguracji usterzenia. Analiza wyników wskazuje, że konfiguracja 2 jest optymalnym wyborem w ramach analizy wielokryterialnej, oferując najwyższy poziom stateczności statycznej i wydajności aerodynamicznej. Konfiguracja 1, mimo korzystnych parametrów, nie spełnia wymagań związanych z lądowaniem, co czyni ją solidną alternatywą w sytuacjach wymagających równowagi między statecznością a oporem aerodynamicznym. Konfiguracja 5 jest preferowana w przypadkach, gdzie minimalizacja oporu aerodynamicznego ma kluczowe znaczenie, ale kosztem mniejszej stateczności, natomiast konfiguracje 3 i 4 oferują umiarkowane wyniki, wskazując na ich zastosowanie w sytuacjach wymagających kompromisu. 5.3. Określenie optymalnej konfiguracji usterzenia na podstawie kryteriów stateczności

Na podstawie wyników analizy stateczności przedstawionych w rozprawie, w tym numerycznych analiz stateczności rozważanych konfiguracji usterzenia, jako optymalną konfigurację usterzenia pod względem stateczności lotu wybrano konfigurację 1 (usterzenie typu A). Konfigurację tę przedstawiono na Rys. 9.



Rys. 9 Optymalna konfiguracja ogona w zakresie kryterium stateczności

Na podstawie zestawienia danych uzyskanych z analizy numerycznej rozważanych konfiguracji (Tab 10) oraz danych z ocen wagowych dla ustalonego lotu poziomego (Tab 11) opracowano tabelę przedstawiającą wyniki w formie skali punktowej. Szczegóły przedstawiono w Tab 12.

Konfiguracja usterzenia ogonowego		II	====	IV	V
Ocena oparta na wartościach sił oraz	4	3	3	5	1
momentów					
Ocena oparta na tabeli Tab.32	4	5	2	3	1
Możliwość londowania na brzuchu	Tak	Nie	Tak	Nie	Tak
Suma	8	8	5	8	2

Tab 12 Ostateczne określenie optymalnej konfiguracji

Końcowe zestawienie wyników pokazuje, że konfiguracje 1, 2 i 4 uzyskały tę samą najwyższą liczbę punktów, jednak konfiguracje 2 i 4 zostały odrzucone ze względu na trudności z lądowaniem na brzuchu.

Uwzględniając powyższe wyniki, potwierdzono tezę sformułowaną w pracy doktorskiej, która stwierdza, że możliwe jest dokonanie wyboru konfiguracji części ogonowej danego bezzałogowego statku powietrznego (BSP), optymalnej pod względem spełnienia kryterium stateczności. Wybór ten uwzględnia typowe profile lotu oraz warunki ich wykonywania wynikające z przeznaczenia rozpatrywanego BSP. Proces optymalizacji może opierać się na wynikach uzyskanych zarówno metodami symulacyjnymi, jak i analitycznymi.

6. Podsumowanie

Rozprawa doktorska dotyczyła projektowania bezzałogowych statków powietrznych o dużej długotrwałości lotu. Praca została zrealizowana w ramach projektu LEADER, a głównym obiektem badawczym był samolot Twin Stratos, zaprojektowany do operacji na dużych wysokościach.

Zaprezentowana metodyka analizy umożliwiła wyznaczenie parametrów stateczności statycznej lotu poziomego oraz ocenę różnych konfiguracji usterzenia dla przyjętego obiektu badawczego, potwierdzając tezę, że na podstawie zaawansowanych symulacji numerycznych i testów eksperymentalnych można zidentyfikować optymalną konfigurację usterzenia, która zwiększa stateczność i poprawia parametry lotu.

Przeprowadzone badania pozwoliły na opracowanie nowatorskiej metodyki optymalizacji UAV typu HALE, uwzględniającej specyficzne wymagania i ograniczenia lotów na dużych wysokościach. Uzyskane wyniki i opracowana metodyka stanowią cenny wkład w rozwój tej dziedziny i mogą stanowić podstawę dla przyszłych badań oraz zastosowań w obszarze bezzałogowych statków powietrznych.

W toku prac zidentyfikowano kluczowy problem – brak odpowiednich regulacji dotyczących lotów bezzałogowych statków powietrznych typu HALE. Obecne przepisy, zarówno europejskie, jak i polskie, nie uwzględniają specyficznych wymagań i możliwości tych konstrukcji, co znacząco ogranicza ich pełny potencjał operacyjny. W rezultacie projektanci muszą opierać się na normach dla samolotów załogowych i szybowców, co prowadzi do nadmiernego zwiększenia parametrów bezpieczeństwa i obciążeń elementów BSP.

Opracowana metodyka oraz uzyskane wyniki optymalizacji mogą znaleźć szerokie zastosowanie w projektowaniu nowych bezzałogowych statków powietrznych o dużej długotrwałości lotu, które mogą stanowić alternatywę dla satelitów. Kolejne etapy badań powinny skoncentrować się na pełnej automatyzacji procesu optymalizacji konstrukcji pod kątem stateczności z wykorzystaniem oprogramowania ANSYS oraz na weryfikacji wyników w testach eksperymentalnych.

6.1. Wnioski

Praca porównuje wyniki symulacji aerodynamicznych uzyskanych za pomocą XFLR5 i ANSYS CFX dla różnych konfiguracji usterzenia drona, oceniając ich stateczność. Oba narzędzia wykazały znaczną zbieżność wyników z testami demonstratora w typowych warunkach lotu, przy czym ANSYS CFX okazał się bardziej precyzyjny w złożonych stanach lotu, takich jak wysokie kąty natarcia czy zmienne prędkości wiatru. XFLR5, oparty na uproszczeniach, oferuje szybkie obliczenia, ale jest mniej dokładny w modelowaniu turbulentnych i nieliniowych przepływów, podczas gdy ANSYS CFX, bazujący na równaniach Naviera-Stokesa, zapewnia lepsze odwzorowanie dynamicznych efektów i stateczności.

Największe różnice w wynikach zauważono w ekstremalnych warunkach lotu, gdzie ANSYS CFX okazał się bardziej dokładny dzięki większym możliwościom dyskretyzacyjnym. Proponowany optymalny schemat badawczy obejmuje wstępną analizę w XFLR5, równoległe obliczenia analityczne, a następnie szczegółową analizę numeryczną opracowanej geometri w ANSYS, co pozwala uzyskać wyniki najbliższe rzeczywistości. Analizy potwierdziły, że oba narzędzia mogą być używane komplementarnie, zależnie od specyfiki badań i dostępnych zasobów obliczeniowych. Wyniki uzyskane w badaniach modelu Stratos 1:7 i symulacjach numerycznych dowodzą wysokiej dokładności opracowanych modeli obliczeniowych i ich użyteczności w optymalizacji konstrukcji bezzałogowych statków powietrznych.

Podsumowanie oceny stateczności konfiguracji usterzeń

Usterzenie w układzie odwrócone V (konfiguracja 1) oraz V (konfiguracja 2) zwiększa manewrowość i stateczność przy wysokich kątach natarcia, co jest korzystne podczas startu, lądowania i dynamicznych manewrów (Gracia-Hernandez, Cuerno-Rejado i Perez-Cortes 2018). Zmniejsza opór aerodynamiczny, poprawiając efektywność energetyczną, jednak napotyka trudności w utrzymaniu stateczności kierunkowej w złożonych warunkach aerodynamicznych. Odwrócone usterzenie V może powodować wzrost oporu aerodynamicznego przy niskich prędkościach, a jego zastosowanie wymaga zaawansowanych rozwiązań inżynieryjnych, co przekłada się na wyższe koszty produkcji i eksploatacji.

Usterzenie konwencjonalne (konfiguracja 3) charakteryzuje się prostą konstrukcją, co ułatwia projektowanie, produkcję i konserwację, a także niskim oporem aerodynamicznym oraz dobrą statecznością kierunkową (Whalen i inni 2016). Jest wszechstronne i znajduje szerokie zastosowanie, choć jest cięższe i mniej zwrotne w porównaniu z zaawansowanymi konfiguracjami, generując większy opór przy wysokich kątach natarcia. Mimo ograniczeń pozostaje popularnym wyborem, szczególnie w lotnictwie cywilnym.

Usterzenie typu belkowy ogon (konfiguracja 4) z umieszczonymi stabilizatorami pionowymi pod stabilizatorem poziomym, poprawia kontrolę i stateczność, zwłaszcza przy wysokich kątach natarcia, minimalizując zakłócenia od wirów aerodynamicznych generowanych przez skrzydła. Jednak jego zastosowanie zwiększa masę i opór, obniżając efektywność energetyczną i manewrowość oraz wymaga precyzyjnego sterowania w dynamicznych warunkach.

Usterzenie typu wysokie usterzenie ogonowe (konfiguracja 5), z podniesionymi stabilizatorami poziomymi, poprawia efektywność sterowania i stateczność, w trudnych warunkach atmosferycznych, ale wprowadza dodatkową masę i opór, co obniża efektywność energetyczną oraz utrudnia sterowanie w zakrętach w złożonych warunkach.

Na podstawie analiz i symulacji jako najlepsza pod względem stateczności dla BSP STRATOS została uznana **konfiguracja 1**, charakteryzująca się minimalnymi wahaniami momentów (przechyłu i odchylenia), co wskazuje na stateczność i łatwość sterowania w warunkach niewymagających ekstremalnych manewrów.

6.2. Przyszłe prace

Zaleca się opracowanie metodyki automatyzacji optymalizacji strukturalnej z uwzględnieniem analiz stateczności w środowisku ANSYS. Planowane są aerodynamiczne testy usterzenia w konfiguracji 1 w krytycznych warunkach lotu na dużych wysokościach w celu potwierdzenia wyników analitycznych i numerycznych oraz kalibracji modeli numerycznych. Istniejące modele numeryczne wymagają udoskonalenia, aby lepiej

odwzorowywały rzeczywiste warunki operacyjne, a ich wyniki powinny być porównane z danymi z testów UAV TS17 i Twin Stratos 1:2.

Należy rozważyć przeprowadzenie zaawansowanych analiz dynamicznych, obejmujących wpływ turbulencji, zmienne prędkości wiatru i różne profile lotu, a także modelowanie nieliniowych zachowań dronów w reakcji na nagłe zmiany atmosferyczne. Testy eksperymentalne w tunelu aerodynamicznym są niezbędne do weryfikacji i uzupełnienia wyników symulacji oraz do dokładniejszego odwzorowania rzeczywistych warunków lotu.

Dalsze badania powinny skupić się na rozwoju zaawansowanych modeli dronów HALE, które spełnią wymagania misji na dużych wysokościach i w ekstremalnych warunkach pogodowych. Taki kierunek działań umożliwi poprawę dokładności modeli numerycznych, ulepszenie konstrukcji oraz dostosowanie dronów do rosnących potrzeb operacyjnych.

Bibliografia

- ANSYS, inc. 2024. *Getting Started with Ansys CFX Software: Basics (Self-paced Learning Available).* Accessed 11 11, 2024. https://www.ansys.com/training-center/course-catalog/fluids/getting-started-with-ansys-cfx-basics.
- Carholt, O C, E Fresk, G Andrikopoulos, and G Nikolakopoulos. 2016. "Design, Modelling and Control of a Single Rotor UAV." *24th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED).* Athens, Greece.
- Coban, Sezer, and Tugrul Oktay. 2018. "Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) According to Engine Type." Journal of Aviation 2, 177-184.
- Elmeseiry, Nourhan, Nancy Nancy, and Tawfik Ismail. 2021. "A Detailed Survey and Future Directions of Unmanned Aerial." *aerospace*, 11 25.
- European Union Aviation Safety Agency. 2022. *Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems* (*Regulations (EU) 2019/947 and 2019/945*). EASA PRO. September 28. Accessed May 8, 2023. https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rulesunmanned-aircraft-systems-regulations-eu.
- Gracia-Hernandez, Luis, Cristina Cuerno-Rejado, and Manuel Perez-Cortes. 2018. "Dynamics and Failure Models for a V-Tail Remotely Piloted Aircraft System." *JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS*, February 2.
- Heaphy, Marie, Michael S Watt, Jonathan Dash, and Grant D Pearse. 2017. "UAVs for data collectionplugging the ga." *New Zeland Journal of Foresty*, 04: 23-30.
- Heintz, Fredrik, Piotr Rudol, and Patrick Doherty. 2007. "From Images to Traffic Behavior A UAV Tracking and Monitoring Application." *10th International Conference on Information Fusion*. Quebec, QC, Canada, 2007, pp. 1-8, doi: 10.1109/ICIF.2007.4408103.
- Joshi, Alaukik, Amritanshu Tripathi, and R N Ponnalgu. 2019. "Modelling and Design of a Hybrid Aerial Vehicle." 2019 6th International Conference on Instrumentation, Control, and Automation (ICA). Bandung, Indonesia.
- Lee, Cheonghwa, Seolha Kim, and Baeksuk Chu. 2021. "A Survey: Flight Mechanism and Mechanical Structure of the UAV." *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, 719-743.
- Mateja, Krzysztof, Wojciech Skarka, Magdalena Peciak, Roman Niestrój, and Maik Gude. 2023. "Energy Autonomy Simulation Model of Solar Powered UAV." *MDPI Energies*, January 1.
- Mozaffari, Mohammad, Walid Saad, Mehdi Bennis, Young-Han Nam, and M´erouane Debbah. 2019. "A Tutorial on UAVs for Wireless Networks: Applications, Challenges, and Open Problems." *IEEE Communications Surveys & Tutorials, vol.21*, 334-2360.
- Polnor Leader. 2019. "Polnor Leader About Us." Accessed January 21, 2023. https://polnorleader.eu.
- Raymer, Daniel P. 1992. *Aircraft Design: A Conceptual Approach.* Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Saeed, Adnan S, Ahmad Bani Younes, Shafiqul Islam, Jorge Dias, Lakmal Seneviratne, and Guowei Cai. 2015. "A Review on the Platform Design, Dynamic Modeling and Control of." 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Denver, Colorado, USA.
- Ucgun, Hakan, Ugur Yuzgec, and Cuneyt Bayilmis. 2021. "A review on applications of rotary-wing unmanned aerial vehicle charging stations." *International Journal of Advanced Robotic SystemsVolume 18, Issue 3*, 05.
- Whalen, Edward A., Arvin Shmilovich, Marc Spoor, John Tran, Paul Vijgen, John C. Lin, and Marlyn Andino. 2016. "Flight Test of an AFC Enhanced Vertical Tail." 8th AIAA Flow Control Conference. Washington, D.C.
- xflr5. 2024. xflr5. Accessed 04 14, 2024. http://www.xflr5.tech/xflr5.htm.
- Zenowicz, Kamil. 2023. *Optimisation of Unmanned Aerial Vehicle of Unlimited Flight Endurance*. Gliwice: Silesian University of Technology. Accessed 10 10, 2023. https://bip.polsl.pl/nadania_dr/kamil-zenowicz/.

Zheng, Juepeng; Fu, Haohuan; Li, Weijia; Wu, Wenzhao; Yu, Le; Yuan, Shuai; Tao, Wai Yuk; Pang, Tan Kian; Kanniah, Kasturi Devi. 2021. "Growing status observation for oil palm trees using Unmanned Aerial Vehicle (UAV) images." *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, Volume 173*, March: 95-121.