



POLITECHNIKA POZNAŃSKA

**PROJEKT AUTONOMICZNEGO BSP W UKŁADZIE
FIXED-WING Z MOŻLIWOŚCIĄ VTOL WRAZ Z OBSŁUGOWĄ
STACJĄ NAZIEMNĄ**

Akademicki Klub Lotniczy Politechniki Poznańskiej

POZNAŃ 2022

Spis treści

Spis rysunków	III
Spis tabel	V
1 Wstęp	1
2 Przegląd istniejących konstrukcji	2
2.1 Analiza parametrów	3
3 Optymalizacja koncepcji i projekt koncepcyjny	12
3.1 Konfiguracja	13
3.2 Masa i wymiary	13
3.3 Finalny projekt koncepcyjny	13
4 Konfiguracja aerodynamiczna	16
4.1 Etapy projektowania statku powietrznego	16
4.2 Aerodynamika i powiązania geometryczne	17
4.3 Mechanizacja skrzydła	18
4.4 Szacowanie siły oporu	18
4.5 Stateczność	21
4.5.1 Geometria skrzydła	23
4.6 Profil aerodynamiczny	24
4.7 Mechanizacja skrzydła	25
4.8 Lotki	26
4.9 Obrys skrzydła	27
4.10 Skrzydło	28
4.11 Usterzenie	29
4.12 Analiza konfiguracji	30
4.13 Stateczność i stabilność	30
5 Dobór podzespołów i wyposażenia	33
5.1 Silnik marszowy	33
5.2 Silniki pionowego startu i lądowania	35
5.3 Serwomechanizmy	38
5.4 Moduł autonomii lotu	40
5.5 Konfiguracja i programowanie modułu autonomii lotu	42

5.6	Plik konfiguracyjny	43
6	Technologie budowy	44
6.1	Skrzydło	46
6.2	Kadłub	51
7	Projekt szczegółowy	54
7.1	Kadłub	54
7.2	Skrzydła	56
7.3	Usterzenie ogonowe	58
8	Złożenie projektu	59
9	Stacja naziemna	62
10	Podsumowanie i zakończenie	64
	Literatura	66

Spis rysunków

2.1	Masa własna, maksymalna masa startowa oraz ładunek użyteczny	3
2.2	(a) Stałopłat [1] (b) VTOL [2] (c) Tiltrotor VTOL [3] (d) Flying wing [4] (e) Tailsitter [5]	4
2.3	Napędy stosowane w BSP	4
2.4	Masa własna, maksymalna masa startowa oraz ładunek użyteczny	5
2.5	Średnia masa własna, maksymalna masa startowa oraz ładunek użyteczny z podziałem na typ BSP	5
2.6	Prędkość przelotowa i maksymalna typów BSP	6
2.7	Długość lotu w zależności od typu napędu BSP	6
2.8	Rozpiętość samolotu w zależności od maksymalnej masy startowej	7
2.9	Technologia produkcji BSP	8
3.1	Projekt koncepcyjny BSP	14
3.2	Wymiary projektu koncepcyjnego BSP	15
4.1	Wpływ parametrów geometrycznych skrzydła	18
4.2	Parametr korekcyjny ΔY [6]	18
4.3	Elementy mechanizacji umiejscowione wzdłuż krawędzi spływu [7]	19
4.4	Elementy mechanizacji umiejscowione wzdłuż krawędzi natarcia [7]	19
4.5	Wpływ mechanizacji skrzydła na charakterystykę profilu aerodynamicznego	20
4.6	Przebieg zmian siły oporu	20
4.7	Rodzaje stateczności samolotu	23
4.8	Wpływ wydłużenia skrzydła na rozkład siły nośnej	24
4.9	Porównanie wykresów $C_l(\alpha)$ profili aerodynamicznych	25
4.10	Porównanie wykresów $C_l(C_d)$ profili aerodynamicznych	25
4.11	Porównanie wykresów $C_l/C_d(\alpha)$ profili aerodynamicznych	26
4.12	Parametry lotki	27
4.13	Obrys skrzydła	27
4.14	Wykresy sił działających na skrzydło	28
4.15	Model skrzydła i usterzenia w programie XFLR5	29
4.16	Wykresy sił działających na połówkę steru wysokości	30
4.17	Współczynnik siły nośnej względem kąta natarcia konfiguracji skrzydła i usterzenia	31
4.18	CL/CD względem kąta natarcia konfiguracji skrzydła i usterzenia	31
4.19	Moment pochylający względem kąta natarcia konfiguracji skrzydła i usterzenia	32
4.20	Wykres prędkości poziomej (u) w zależności od czasu	32
4.21	Wykres prędkości pionowej (w) w zależności od czasu	32

5.1	Zależności wartości ciągu dynamicznego od prędkości lotu	35
5.2	Moment obrotowy względem prędkości lotu	40
5.3	Elementy modułu autonomii lotu w kadłubie samolotu	41
5.4	Ekran programu Mission Planner	42
6.1	Drukarka 3D Raise E2	45
6.2	Frezarka CNC	45
6.3	Tokarka warsztatowa	45
6.4	Szlifierka Pasowa	46
6.5	Laser C02	46
6.6	Piła taśmowa	47
6.7	Skrzydło pokryte pianką EVA	48
6.8	Skrzydło konstrukcyjne kryte depronem	48
6.9	Skrzydło pokryte laminatem szklanym	49
6.10	Powierzchnia uzyskana po laminowaniu	49
6.11	Efekt końcowy	50
6.12	Skrzydło pokryte arkuszem polistyrenowym	50
6.13	Skrzydło pokryte laminatem szklanym	51
6.14	Końcówka skrzydła	51
6.15	Dziobowa część poszycia kadłuba	52
6.16	Mocowanie wyposażenia w kadłubie	53
7.1	Graficzne przedstawienie projektu BSP	55
7.2	Rysunek techniczny projektu BSP	56
7.3	Skrzydło BSP	57
7.4	Prototyp BSP	58
9.1	Złożona platforma	62
9.2	Rozłożona platforma	63
10.1	BSP w locie	65

Spis tabel

2.1	Parametry BSP cz. 1/2	10
2.2	Parametry BSP cz. 2/2	11
5.1	Wykorzystanie baterii silnika marszowego	33
5.2	Optymalne parametry pracy silnika	34
5.3	Maksymalne parametry pracy silnika marszowego	34
5.4	Parametry pracy śmigła silnika marszowego	34
5.5	Parametry pracy napędu marszowego	34
5.6	Osiągi samolotu podczas lotu poziomego	35
5.7	Silniki spełniające postawione kryteria	36
5.8	Wyniki wstępnej analizy w oprogramowaniu eCalc	36
5.9	Wykorzystanie baterii	37
5.10	Parametry pracy silników na obrotach optymalnych	37
5.11	Parametry pracy silników na obrotach maksymalnych	37
5.12	Parametry pracy silników w zawisie	38
5.13	Parametry napędu	38
5.14	Osiągi podczas lotu z wykorzystaniem silników pionowego startu i lądowania	38
6.1	Właściwości fizyczne filamentu PLA	52
6.2	Właściwości fizyczne filamentu LW-PLA	53

Rozdział 1

Wstęp

Niniejsza dokumentacja przedmiotowa jest

Oprogramowanie Na kompletne oprogramowanie składają się:

- Plik instalacyjny oprogramowania stacji naziemnej (QGroundControl-installer.exe) umożliwiającego konfigurację autopilota, planowanie oraz nadzorowania misji automatycznych. [Link do pobrania](#)
- Plik konfiguracyjny (vtol-param.params) umożliwiający poprawne działanie samolotu i jego funkcji w określonej konfiguracji sprzętowej opisanej w rozdziale 5.6. Plik konfiguracyjny należy wgrać do kontrolera lotu, na którym zainstalowane jest oprogramowanie PX4 w wersji 1.12.
- Oprogramowanie kontrolera lotu (PX4-Autopilot-main.zip) umożliwiającego wykonywanie misji automatycznych. [Link do pobrania](#)
-

W bieżącej konfiguracji możliwe jest pasywne monitorowanie dowolnego obiektu punktowego, obszarowego bądź liniowego. Misję można zaplanować przed lotem z poziomu aparatury sterującej lub już po starcie. można wskazać trasę przelotu lub obszar monitorowania i prowadzić obserwację za pomocą kamery zabudowanej na pokładzie samolotu. Transmisja i wyświetlanie obrazu odbywa się z poziomu aparatury sterującej.

Rozdział 2

Przegląd istniejących konstrukcji

Ze względu na coraz łatwiej dostępne podzespoły oraz nadal liberalne prawo [8, 9] dotyczące wymogów technicznych oferowanych jest wiele modeli bezzałogowych statków powietrznych. Cechują się one różnymi parametrami lotu, zastosowanymi materiałami i podzespołami. Część z nich pozwala na wykorzystanie tylko określonych rodzaje ładunku - konkretnych modeli kamer lub ładunku cargo w specjalnych zasobnikach [2, 3, 4, 5, 10, 11, 12, 13]. Zaobserwować można statki powietrzne w wielu konfiguracjach. Pomimo ogromnej popularności BSP w układzie multirotora [14] ustępują one stałopłatom pod względem zasięgu, długotrwałości lotu oraz użytecznego ładunku. Mają one tę przewagę, że nie wymagają natomiast specjalnie przygotowanego miejsca do startu i lądowania [15]. Rozwiązaniem wydaje się być stałopłat z możliwością pionowego startu i lądowania (VTOL) [16]. Przeprowadzona analiza ma na celu wskazanie trendów wśród producentów, a następnie w dalszej części pracy określenie optymalnych pod względem operacyjnym parametrów projektowanej konstrukcji. W zastawieniu zostało ujętych 30 modeli komercyjnie oferowanych cywilnych bezzałogowych statków powietrznych, których maksymalna masa startowa nie przekracza 30 kg. Pośród nich znalazły się konstrukcje w konfiguracjach: latające skrzydła, latające skrzydła z możliwością pionowego startu, klasyczne stałopłaty oraz stałopłaty z możliwością pionowego startu i lądowania.

W tabelach 2.1, 2.2 na stronach 10 oraz 11 zebrane zostały następujące parametry użytkowe:

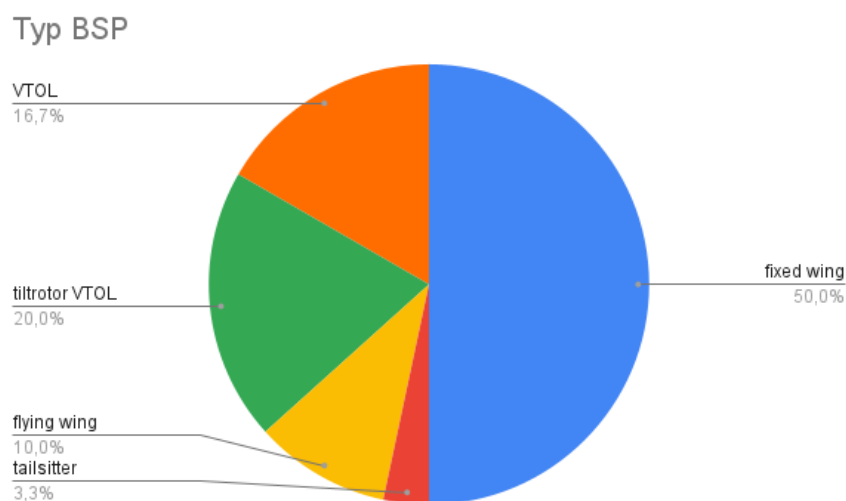
- masa własna [kg]
- masa użyteczna [kg]
- maksymalna masa startowa (MTOW) [kg]
- długotrwałość lotu [h]
- prędkość przelotowa [km/h]
- prędkość maksymalna [km/h]
- zasięg lotu [km]
- zasięg komunikacji [km]
- rozpiętość [m]
- wykorzystany materiał

- napęd
- odporność na wiatr [km/h]
- rozbieg [m]

Ze względu na tajemnice handlowe, nie wszystkie poszukiwane parametry użytkowe są dostępne publicznie. Z tego powodu tabela z danymi zawiera niepełne informacje.

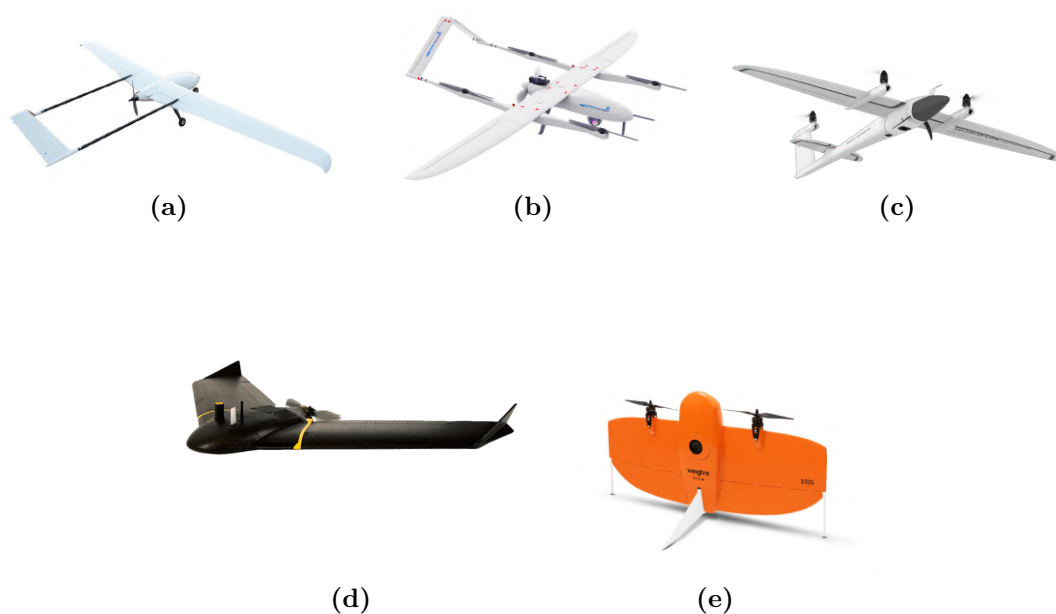
2.1 Analiza parametrów

Spośród zebranych bezzałogowych statków powietrznych połowa to BSP w układzie stałopłata, co piąty to samolot z możliwością pionowego startu i lądowania wyposażony w obracane gondole silnikowe (tiltrotor VTOL), pięć z nich to klasyczny VTOL. W zestawieniu znalazły się trzy samoloty w układzie latającego skrzydła oraz jeden BSP startujący i lądujący pionowo na "ogonie" (ang. Tail-sitter) [17].

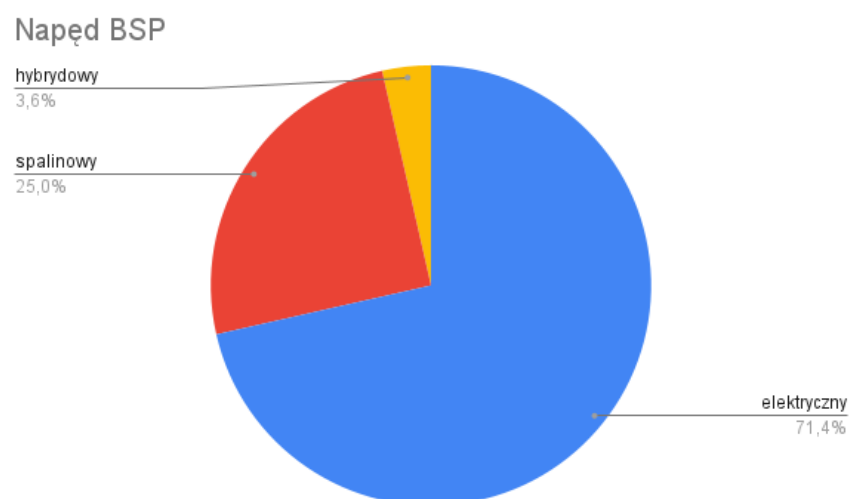


RYSUNEK 2.1: Masa własna, maksymalna masa startowa oraz ładunek użyteczny

Zebrane dane wykazały, że najczęściej stosowanym rodzajem napędu jest napęd elektryczny, który występuje w ponad 70% konstrukcji, natomiast 25% to napęd spalinowy, a jedynie 3,6% to napęd hybrydowy. Pomimo znacznie niższej gęstości energetycznej akumulatorów względem płynnego paliwa, negatywnie wpływającej na długotrwałość lotu [18, 19], duża łatwiejsza obsługa i gotowość do lotu wpływają na większą popularność tego rodzaju napędu [20].



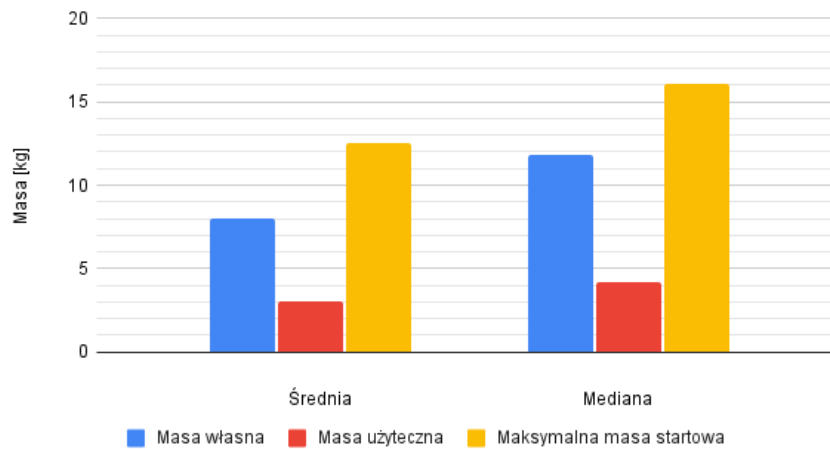
RYSUNEK 2.2: (a) Stałopłat [1] (b) VTOL [2] (c) Tiltrotor VTOL [3] (d) Flying wing [4] (e) Tailsitter [5]



RYSUNEK 2.3: Napędy stosowane w BSP

Średnia masa własna wynosi 11,81 kg, natomiast mediana 8 kg, co z połączeniem średniej maksymalnej masy startowej wynoszącą 12,5 kg i medianą tego parametru równą 16,04 kg wskazuje, że najczęściej oferowane konstrukcje należą do cięższych bezzałogowych statków powietrznych, jednocześnie zawierając się w ograniczeniach kategorii Otwartej A3, gdzie ograniczeniem maksymalnej masy startowej wynosi 25 kg [21].

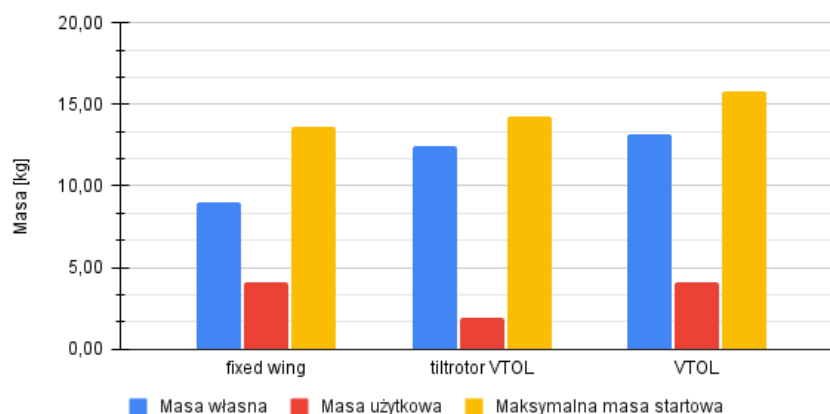
Masa własna, użyteczna i maksymalna BSP



RYSUNEK 2.4: Masa własna, maksymalna masa startowa oraz ładunek użyteczny

Średnia masa użyteczna wynosi natomiast 4,14 kg, a mediana 3 kg. Należy jednak zwrócić uwagę na brak jednoznaczności klasyfikacji masy użytecznej. Część producentów zalicza masę akumulatorów lub paliwa do masy własnej BSP, a część włącza ją do ładunku użytecznego. Informacja o zakwalifikowaniu masy do masy własnej lub masy użytecznej zazwyczaj nie jest podana. Do dalszych rozważań zdecydowano się pozostawić trzy przeważające typy BSP: stałopłaty oraz stałopłaty z możliwością pionowego startu i lądowania w dwóch wariantach: z obracanymi gondolami oraz bez. Wartości poszczególnych mas zostały przedstawione na wykresie 2.4, natomiast na wykresie 2.5 średnie masy własne, użyteczne i maksymalne zostały przedstawione dla 3 typów BSP: stałopłata, stałopłata pionowego startu i lądowania z obracanymi gondolami (tiltrotor) oraz klasycznego stałopłata pionowego startu i lądowania (VTOL).

Średnia masa własna, masa użytkowa i MTOW z podziałem na konfiguracje BSP

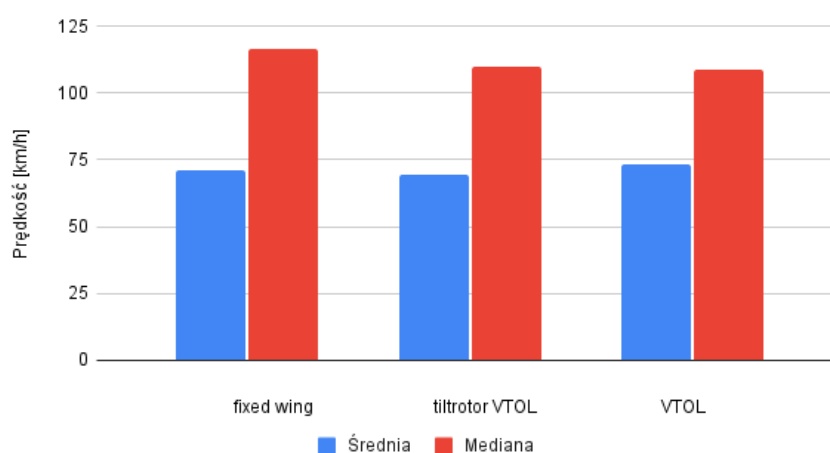


RYSUNEK 2.5: Średnia masa własna, maksymalna masa startowa oraz ładunek użyteczny z podziałem na typ BSP

Wskazuje on, że dodanie dodatkowych komponentów umożliwiających pionowy start i lądowanie zwiększa masę własną statku powietrznego o 3,46 kg w przypadku BSP z obracanymi

gondolami oraz o 4,24 kg w przypadku klasycznego układu VTOL. Zaskakuje fakt, że pomimo dodatkowych elementów koniecznych do wykonania obrotu gondoli właśnie ta konfiguracja cechuje się niższą masą. Wynika to z faktu, że klasyczny układ wymaga dodatkowego piątego silnika wraz z odpowiednim regulatorem [22]. Analiza wykazała, że rozwiązanie to cechuje się większą masą, przy jednoczesnym oferowaniu bardziej korzystnych możliwości ładunkowych tych typów BSP.

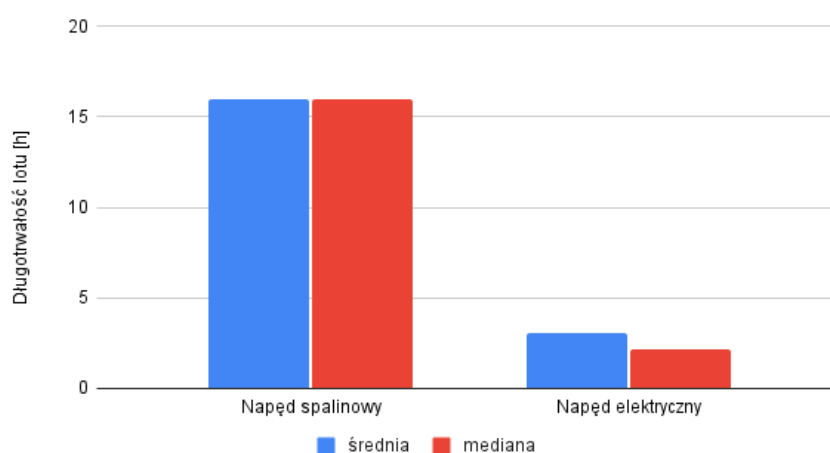
Prędkość przelotowa i maksymalna typów BSP



RYSUNEK 2.6: Prędkość przelotowa i maksymalna typów BSP

Średnie prędkości przelotowa i maksymalna poszczególnych typów BSP nie odbiegają znacząco od siebie i wynoszą odpowiednio od 69 do 73 km/h, natomiast średnia prędkość maksymalna wynosi od 110 do 124 km/h. Prędkości minimalne w znacznej większości przypadków nie zawierały się w informacjach pochodzących od producentów i sprzedawców konstrukcji, dlatego też parametr ten nie został ujęty w zestawieniu.

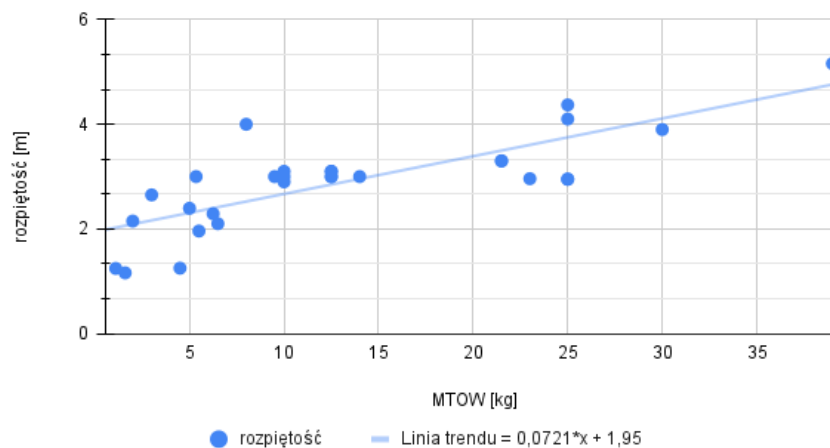
Długość lotu w zależności od typu napędu



RYSUNEK 2.7: Długość lotu w zależności od typu napędu BSP

Statki z napędem elektrycznym znacząco ustępują długotrwałością lotu konstrukcjom, które wykorzystują napęd spalinowy. Statki powietrzne zasilane energią elektryczną osiągają maksymalnie długotrwałość lotu wynoszącą 4,5h (średnio 3h) podczas gdy te zasilane paliwem wielokrotnie więcej - maksymalnie 28h (średnio 16h). Po zakończeniu okresu przejściowego wprowadzonego przez rozporządzenie wykonawcze [21] stosowanie napędów spalinowych będzie w znaczny stopniu utrudnione. Klasy C0-C3 bezzałogowych statków powietrznych określone przez [23] dopuszczają wykorzystanie wyłącznie napędu elektrycznego. Klasa C4 dopuszcza wykorzystanie napędów spalinowych, jednocześnie zakazując wykonywania lotów automatycznych. Jedyną możliwością certyfikowania i wykonywania lotów automatycznych BSP zasilanym paliwem jest nadanie klasy C6 - bazuje ona na klasie C3 z wyjątkiem wymogów określonych w pkt 7, tj. "jest zasilany wyłącznie energią elektryczną". Jego maksymalna masa startowa wciąż pozostaje ograniczona do 25 kg, a maksymalny wymiar charakterystyczny (rozpiętość) do 3 m. Użytkowanie drona o nadanej klasie C6 jest niedozwolone w kategorii otwartej [21].

Rozpiętość a MTOW

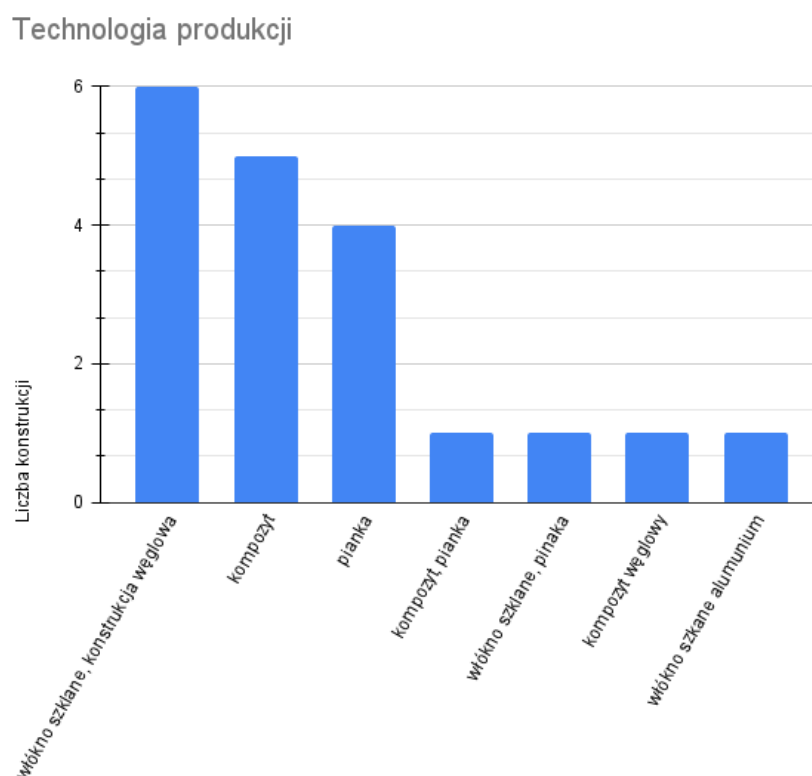


RYSUNEK 2.8: Rozpiętość samolotu w zależności od maksymalnej masy startowej

Na wykresie 2.8 przedstawiono zależność pomiędzy rozpiętością, a maksymalną masą startową BSP. Wskazuje on, że większość konstrukcji nie przekracza rozpiętości skrzydeł wynoszącej 4m (maksymalnie 5,16 m). Rozpiętość wynosząca do 3 m spotykana jest nawet w konstrukcjach o maksymalnej masie startowej 25 kg. Wymiar charakterystyczny (rozpiętość) poniżej 3 m pozwala na certyfikację zgodnie z wymogami klasy C3. [23] Linowa linia trendu dopasowana do danych opisana jest wzorem: $wingspan = 0,0721 \cdot MTOW + 1,95$.

Podstawowa łączność realizowana jest za pomocą aparatury pracującej na częstotliwości 2,4 GHz, zapewnia ona łączność do 2 km. Podobny zasięg oferują moduły telemetry pracujące na częstotliwości 433 MHz, jednak radiotelefony (Walkie-Talkie) wykorzystują pasmo 400-470 MHz, zatem ten rodzaj telemetry narażony jest na zakłócenia [24]. Większymi zasięgami cechują się moduły łączności pracujące na częstotliwości 868 MHz (Europa) oraz 915 MHz (USA) [25]. Podstawowe urządzenia umożliwiają przesyłanie danych na odległość 12 km, a zastosowanie

odpowiednio większej mocy nadajnika pozwala zwiększyć ją do 80 km [26]. Nieograniczony zasięg można uzyskać wykorzystując łączność satelitarną lub moduły GSM/LTE, które pozwalają na łączność tak długo, jak statek powietrzny znajduje się w zasięgu sygnału telefonii komórkowej.



RYSUNEK 2.9: Technologia produkcji BSP

Ostatnim elementem analizy konstrukcji jest przegląd stosowanych technologii produkcji. Jest to jednak dość pilnie strzeżona tajemnica handlowa, dlatego też niemożliwym było zebranie pełnych informacji. Najczęściej stosowane jest wykonanie konstrukcji z włókna węglowego, a następnie wykorzystanie poszycia z włókna szklanego. Jest to rozwiązanie lekkie, wytrzymałe oraz powtarzalne. Drugą najliczniejszą grupą są konstrukcje w których producent nie zapewnił innej informacji dotyczącej materiału niż "kompozyt" bez rozróżnienia jego rodzaju. Trzecią najpopularniejszą grupą są konstrukcje piankowe. Są to głównie BSP mniejszych rozmiarów. Stosowanie konkretnych technologii i wynikających z niej materiałów wiąże się z konkretnymi wadami i zaletami:

- Włókno węglowe: wytrzymały materiał, który pozwala na uzyskiwanie powtarzalności produkowanych elementów. Wymaga on jednak wiedzy i doświadczenia od osób z nim pracujących. Wymaga stosowania form, zatem rzadko wybierane jest do produkcji prototypów. Pochłania promieniowanie elektromagnetyczne, przez co w przypadku użycia go w poszyciu samolotu konieczne jest umieszczenie na płatowcu odpowiedniej liczby anten, które zapewnią nieprzerwaną łączność radiową.

- Włókno szklane: równie wytrzymałe co włókno węglowe, podobnie jak ono wymaga doświadczenia i wykorzystania form, jest jednak mniej kosztowne i łatwiej dostępne. Nie pochłania promieniowania elektromagnetycznego, nie zakłóca zatem łączności radiowej.
- Pianka: jest materiałem zdecydowanie najtańszym, cechującym się najmniejszą trwałością, jednocześnie będącym najprostszym do naprawy w przypadku uszkodzenia. Najczęściej stosowane są elementy powstałe na wtryskarkach. W przypadku produkcji małoseryjnej częściej wybierana jest technologia cięcia gorącym drutem. Polega ona na prowadzeniu rozgrzanego drutu oporowego po wcześniej zaprogramowanej ścieżce, uzyskując w ten sposób pożądany kształt.

Zebrane dane pozwoliły wskazać kierunki, w których należy podążać podejmując się wykonania projektu szczegółowego bezzałogowego statku powietrznego uniwersalnego przeznaczenia. Analiza wykazała, obecnie funkcjonujące trendy w oferowanych produktach. Zasadnym byłoby dodanie do zestawienia wielkości sprzedaży poszczególnych modeli - takie dane są jednak nie jawne i niedostępne publicznie.

BSP	typ	Masa własna [kg]	Masa użyteczna [kg]	MTOW [kg]	długość trwania lotu [h]	prędkość przelotowa [km/h]	prędkość max [km/h]	zasięg lotu [km]	zasięg komunikacji [km]
Applied Aeronautics Albatross[1]	fixed wing	3,5	4,4	10	4	68	129	250	50
Uavionics Tigrar C[27]	fixed wing	14	11	25	20	90	160	1800	999
Wingtra Gen II[5]	tailsitter	3,7	0,8	4,5	1	57	-	55	10
FlySense ebeeX[4]	flying wing	0,8	0,8	1,6	1,5	75	110	-	-
German Drones Songbird[28]	tiltrotor vtol	8	2	10	1	64,8	160	65	999
Plyrotech plyrotech xv[29]	tiltrotor vtol	22,5	2,5	25	3	80	112	150	50
Plyrotech XV-h[29]	tiltrotor vtol	21,5	3,5	25	4	80	112	200	50
UAVOS Borey 20[30]	flying wing	8,7	4	26	5	72	108	400	120
UAVOS Sitaria E[31]	fixed wing	35	4	39	12	80	140	960	100
Hitec XENO FX[32]	flying wing	-	-	1,1	1	-	-	-	-
Quantum Systems TRINITY F90+[3]	tiltrotor vtol	4,3	0,7	5	1,5	61,2	-	100	-
BST Aero Black Swift S2[33]	fixed wing	7,2	2,3	9,5	1,5	64,8	-	92	-
Aeromapper avem 215	fixed wing	1,5	0,5	2	2	60	-	-	-
Aeromapper avem 265[34]	fixed wing	2	1	3	2,5	65	-	-	-
Aeromapper avem 400[34]	fixed wing	5,7	2,3	8	5	75	-	-	-
Aeromao Aeromapper 300[35]	fixed wing	4,35	1	5,35	1,5	62	90	100	-
UAV factory Penguin B[2]	fixed wing	11,5	10	21,5	20	79,2	129,6	1584	-
UAV factory Penguin BE[2]	fixed wing	14,9	6,6	21,5	1,8	79,2	129,6	145,2	-
UAV factory Penguin B VTOL[2]	VTOL	22,8	7,2	30	8	86,4	-	700	-
BZB UAS Koliber[10]	fixed wing	4,5	1	5,5	2,5	72	92,4	180	20
BZB UAS Koliber VTOL[11]	tiltrotor vtol	5,8	0,7	6,5	0,8	72	100,8	-	20
BSP Farada 1[13]	VTOL	11	3	14	1,5	85	-	127,5	-
Voltus Aerospace Fixar[12]	tiltrotor vtol	-	2	-	1	68,4	97,2	60	25
Skyeton Raybird 3[36]	fixed wing	11	5	23	28	110	140	2500	120
C-Astral SQA Vtol[37]	Vtol	-	-	10	2,5	46,8	-	-	40
SkyEye Sierra VTOL E[38]	VTOL	9,5	3	12,5	3	65	110	320	20
SkyEye Sierra VTOL G[38]	VTOL	9,5	3	12,5	5	65	110	320	20
SkyEye Sierra E[38]	fixed wing	7,5	5	12,5	4,5	65	125	500	20
SkyEye Sierra G[38]	fixed wing	7,5	5	12,5	8	65	125	500	20
SkyEye Sierra Delta[38]	fixed wing	4,25	2	6,25	3,5	58	100	200	20

TABELA 2.1: Parametry BSP cz. 1/2

BSP	zasieg komunikacji [km]	rozpiętość [m]	material	napęd	Odporność na wiatr [km/h]	rozbieg [m]
Applied Aeronautics Albatross[1]	50	3	włókno szklane, konstrukcja węglowa	elektryczny	32	50-100
Uavionics Tigrar C[27]	∞	4,1	włókno szklane aluminium	spalinowy	-	80
Wingtra Gen II[5]	10	1,25	włókno szklane, pianka	elektryczny	43	0
FlySense ebeeX[4]	-	1,16	kompozyt, pianka	elektryczny	46	0
German Drones Songbird[28]	∞	3,1	włókno szklane, konstrukcja węglowa	elektryczny	-	-
Plyrotech plyrotech xv[29]	50	2,95	włókno szklane, konstrukcja węglowa	elektryczny	48	0
Plyrotech XV-h[29]	50	2,95	włókno szklane, konstrukcja węglowa	hybrydowy	48	0
UAVOS Borey 20[30]	120	4,37	włókno szklane, konstrukcja węglowa	elektryczny	-	0
UAVOS Sitaria E[31]	100	5,16	włókno szklane, konstrukcja węglowa	spalinowy	-	600
Hitec XENO FX[32]	-	1,245	pianka	elektryczny	43,2	-
Quantum Systems TRINITY F90+[3]	-	2,394	pianka	elektryczny	-	0
BST Aero Black Swift S2[33]	-	3	-	elektryczny	54	0
Aeromapper avem 215	-	2,15	-	elektryczny	36	-
Aeromapper avem 265[34]	-	2,65	-	elektryczny	40	-
Aeromapper avem 400[34]	-	4	-	elektryczny	50	-
Aeromao Aeromapper 300[35]	-	3	kompozyt	elektryczny	40	0
UAV factory Penguin B[2]	-	3,3	kompozyt	spalinowy	-	30
UAV factory Penguin BE[2]	-	3,3	kompozyt	elektryczny	-	30
UAV factory Penguin B VTOL[2]	-	3,9	kompozyt	spalinowy	54	-
BZB UAS Koliber[10]	20	1,96	pianka	elektryczny	-	0
BZB UAS Koliber VTOL[11]	20	2,1	pianka	elektryczny	-	0
BSP Farada 1[13]	-	3	kompozyt węglowy	elektryczny	-	-
Voltus Aerospace Fixar[12]	25	1,54	-	-	43	-
Skyeton Raybird 3[36]	120	2,96	kompozyt	spalinowy	-	0
C-Astral SQA Vtol[37]	40	2,9	-	-	43	-
SkyEye Sierra VTOL E[38]	20	3,1	-	elektryczny	-	0
SkyEye Sierra VTOL G[38]	20	3,1	-	spalinowy	-	0
SkyEye Sierra E[38]	20	3	-	elektryczny	-	150
SkyEye Sierra G[38]	20	3	-	spalinowy	-	150
SkyEye Sierra Delta[38]	20	2,29	-	elektryczny	-	100

TABELA 2.2: Parametry BSP cz. 2/2

Rozdział 3

Optymalizacja koncepcji i projekt koncepcyjny

W niniejszym rozdziale przedstawiono rozważania na temat projektu koncepcyjnego projektowanego BSP. Ustalono założenia brzegowe, osiągi i parametry lotu, którymi powinien dysponować zaprojektowany statek powietrzny.

Na podstawie przeprowadzonej analizy w rozdziale 2 wyciągnięto następujące wnioski:

- Napęd spalinowy pomimo osiąganych dużo lepszych osiągnięć względem napędu elektrycznego jest stosowany znacznie rzadziej, co odzwierciedla obecny stan prawa (ograniczone użytkowanie silników spalinowych po zakończeniu okresu przejściowego). [23, 21]
- Wymiar charakterystyczny znacznej większości konstrukcji nie przekracza 3 metrów, co również odzwierciedla obecny stan prawa [23, 21]
- Pomimo, że stałopłaty nadal stanowią większość konstrukcji, coraz częściej kładzie się nacisk na uniezależnienie operacji od dostępności pasa startowego, stąd oferowane są bezzałogowe statki powietrzne z możliwością pionowego startu i lądowania.
- Najczęściej stosowane są konstrukcje kompozytowe. Ze względu na właściwości włókna węglowego (pochłanianie fal elektromagnetycznych) nie stosuje się go jako poszycie, a jedynie jako elementy konstrukcyjne. W niektórych przypadkach zamiast niego stosowane jest aluminium. Kompozyt występuje również jako warstwa wzmacniająca piankę.

Biorąc pod uwagę powyższe oraz informacje zebrane w rozdziale 2 nakreślono koncepcję możliwie uniwersalnego bezzałogowego statku powietrznego, który przede wszystkim będzie:

- dysponował długotrwałością lotu wynoszącą co najmniej 1h
- zdolny będzie do przenoszenia ładunku co najmniej 1,5 kg
- lot będzie mógł odbywać się w ramach kategorii otwartej, jednak nie będzie do niej ograniczony; rozumie się przez to wyposażenie umożliwiające lot poza zasięgiem wzroku (BVLOS)
- jego produkcja możliwa będzie do wykonania w warunkach, którymi dysponuje Akademicki Klub Lotniczy Politechniki Poznańskiej (patrz rozdział 6)

3.1 Konfiguracja

Zakładany czas lotu pozwala na użytkowanie każdego rodzaju napędu, jednak pożądana masa użytkowa projektowanego BSP ustala jego minimalną masę własną oraz konfigurację aerodynamiczną. Wymagana masa nie pozwala na wykorzystanie układu latającego skrzydła (flying-wing) lub latającego skrzydła z możliwością pionowego startu i lądowania (tailsitter) [4, 32, 31, 5]. Cechują się one niewielką masą użytkową, nieprzekraczającą 1 kg, wyjątkiem jest [30], który zdolny jest przenieść ładunek o łącznej masie 4 kg, jednak jego rozpiętość wynosi ponad 4,3 m, a maksymalna masa do lotu 26 kg.

Koniecznym jest zatem zastosowanie jednego z układów: klasycznego stałopłata, stałopłata z możliwością pionowego startu i lądowania (VTOL) lub stałopłata z możliwością pionowego startu i lądowania z obracanymi gondolami (tiltrotor).

Bezpośrednio porównując możliwości każdego z układów, niewątpliwą wadą jest konieczność operowania z pasa startowego w przypadku klasycznego stałopłata. Koncepcja statku powietrznego z obracanymi gondolami potencjalnie jest bardziej kłopotliwa pod względem konstrukcyjnym, dlatego też na początkowym etapie projektu zdecydowano się na wybór stałopłata z możliwością pionowego startu i lądowania w klasycznym układzie VTOL, jednocześnie nie zamykając sobie możliwości ewolucji projektu i zastosowania obracanych gondoli w kolejnych iteracjach projektu.

3.2 Masa i wymiary

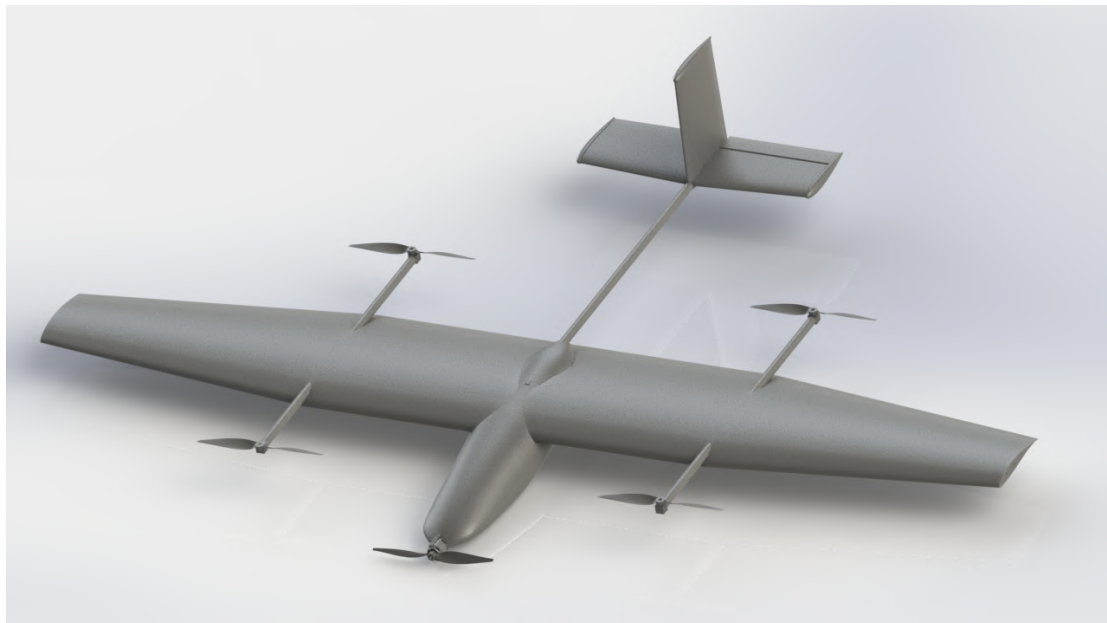
Porównując założenia projektowanego BSP do istniejących konstrukcji, ustalono że docelowy bezzałogowy statek powietrzny musi cechować się następującymi parametrami:

- MTOW: nie mniej niż 8 kg, nie więcej niż 25 kg
- rozpiętość: nie mniej niż 2,5 m oraz nie więcej niż 3m
- napęd elektryczny
- prędkość przelotowa 60-80 km/h
- możliwość pionowego startu i lądowania

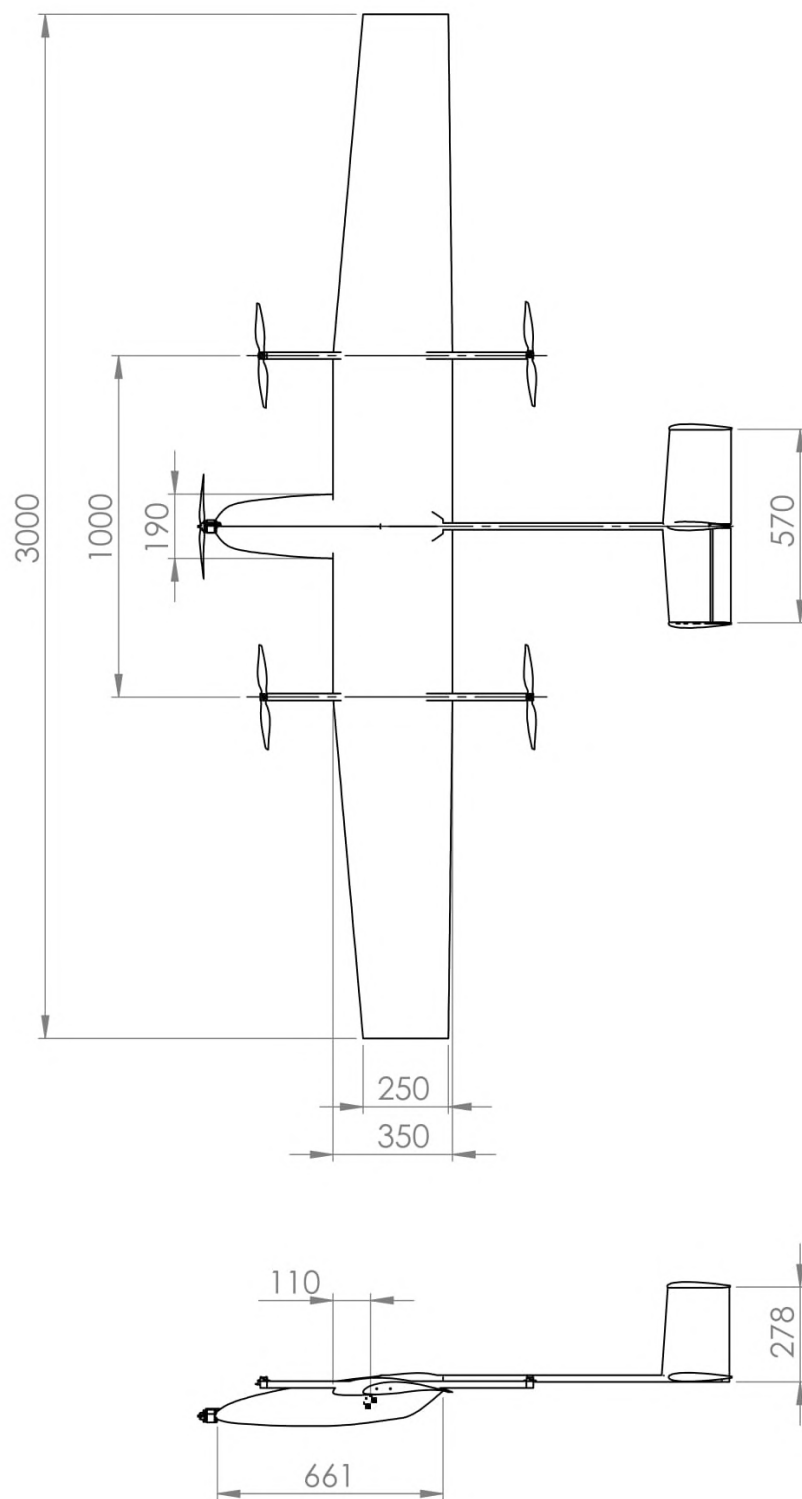
3.3 Finalny projekt koncepcyjny

Założono, że statek powietrzny wyposażony będzie w skrzydło o rozpiętości 3 m i cięciwie u nasady skrzydła 0,35 m, w układzie górnopłata. Przestrzeń kadłuba zostanie w całości wykorzystana do umieszczenia w nim ładunku i wyposażenia. Ze względów konstrukcyjnych belka ogonowa zostanie wykonana z pojedynczej rury węglowej, a usterzenie mocowane za pomocą łoża wykonanego w technologii druku 3D. Belki będące podstawą do zamocowania silników umożliwiających pionowy start i lądowanie zostaną wykonane z rur karbonowych o splocie skośnym, zamocowanych za pomocą obejm wykonanych w technologii druku 3D do przeznaczonych do tego węzłów mocowania pod skrzydłami. Same silniki zostaną połączone z rurami za pomocą zaprojektowanych i wydrukowanych mocowań. Wewnątrz kadłuba znajdzie się podłoga umożliwiająca dowolne przemieszczenie i mocowanie ładunku wewnątrz kadłuba.

Ze względu na prototypowy charakter projektu wykonanie konstrukcji z wykorzystaniem form do produkcji laminatów jest zbyt kosztowny, dlatego też zdecydowano się na zastosowanie bardziej konwencjonalnych technologii, które szerzej zostały opisane w rozdziale 6.



RYSUNEK 3.1: Projekt koncepcyjny BSP



RYSUNEK 3.2: Wymiary projektu koncepcyjnego BSP

Rozdział 4

Konfiguracja aerodynamiczna

4.1 Etapy projektowania statku powietrznego

Przebieg prac i ich podstawa teoretyczna opisano w pracy inżynierskiej [39], i obecnie zaadaptowano do potrzeb niniejszej pracy. Przyjmuje się, że na proces projektowania statku powietrznego składają się następujące etapy [6]:

1. Konfrontacja wymagań z istniejącymi konstrukcjami - określenie wymagań konstrukcji, znalezienie samolotów wykonujących podobne zadanie oraz zebranie informacji o nich celem ich porównania i określenia parametrów projektowanej konstrukcji.
2. Badanie zużycia paliwa - bierze ono pod uwagę przeznaczenie i zadanie statku powietrznego. Znając charakterystykę układu napędowego możliwe jest określenie masy pustego samolotu, a następnie porównanie jej z danymi statystycznymi innych jednostek.
3. Dobranie parametrów skrzydła - może być dokonane na podstawie danych statystycznych podobnych konstrukcji. Pomocne jest wykorzystanie charakterystyk wiążących współczynnik siły nośnej, obciążenie jednostkowe skrzydła oraz prędkość poszczególnych konstrukcji. Określa się powierzchnie skrzydła, jego wydłużenie i grubość. Na tym etapie szacuje się również ciąg potrzebny do lotu.
4. Określenie wymiarów kadłuba - brane pod uwagę jest przeznaczenie samolotu i wynikające z tego wymagania przy jednoczesnym uwzględnieniu zapasu niezbędnego paliwa oraz chęć minimalizacji siły oporu. Określane są również powierzchnie usterzenia poziomego i pionowego oraz ich umiejscowienie.
5. Określenie całkowitej masy startowej - znalezienie zależności opisujących masę poszczególnych elementów samolotu, prowadzi się estymację jego całkowitej masy, następnie znajdując ją, możliwe do określenia jest zużycie paliwa oraz wymagany jego zapas.
6. Wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych - współczynnika siły nośnej oraz oporu, siły oporu indukowanego, biegunowej skrzydła.
7. Ocena stateczności i sterowalności - ustalenie powierzchni sterów i lotek zgodnie z wymaganymi proporcjami. Analiza stateczności w locie.
8. Optymalizacja parametrów samolotu pod kątem jego przeznaczenia - ewentualne decyzje odnośnie zmian, powrót do odpowiedniego etapu projektowania celem ich poprawy.

9. Porównanie otrzymanych w wyników z założeniami i wymaganiami zgodnie z hierarchią kryteriów. W przypadku niespełnienia kryteriów powrót i przeprowadzenie kolejnych iteracji projektu.
10. Ocena rezultatów - decyzja o zakończeniu procesu projektowania, powstała bryła jest podstawą do kształtowania struktury statku powietrznego.

Z uwagi na fakt, że rozważany bezzałogowy statek powietrzny zasilany ma być napędem elektrycznym, etapy obejmujące wpływ paliwa na masę całej konstrukcji zostały zmodyfikowane.

4.2 Aerodynamika i powiązania geometryczne

Podczas całego procesu projektowania statku powietrznego siła nośna oraz siła oporu określone są za pomocą bezwymiarowych współczynników oraz ciśnienia dynamicznego, następującymi zależnościami [6]:

- dla siły nośnej:

$$F_L = qSC_L \quad (4.1)$$

- dla siły oporu

$$F_D = qSC_D \quad (4.2)$$

gdzie:

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (4.3)$$

ρ - gęstość powietrza [kg/m^3], V - prędkość lotu [m/s], S - powierzchnia odniesienia [m^2], C_L, C_D - współczynniki siły nośnej i oporu.

Z założenia, siła nośna działa prostopadle do kierunku prędkości, natomiast siła oporu w tej samej osi. Współczynniki sił uzyskiwane są na drodze eksperymentów empirycznych lub na podstawie obliczeń przepływu powietrza wokół brył. Parametry takie jak wysklepienie profilu aerodynamicznego, wydłużenie skrzydła mają znaczący wpływ na charakterystykę skrzydła i osiągane wartości współczynnika siły nośnej. Możliwe jest oszacowanie gradientu pochylenia liniowego odcinka charakterystyki profilu aerodynamicznego korzystając z zależności:

$$\alpha_\lambda = \frac{2\pi\lambda}{\lambda + 2} \quad (4.4)$$

W całkowitym wydłużeniu skrzydła uwzględnione może zostać jego zakończenie, i tak dla płyt brzegowych o cięciwie b i wysokości h wydłużenie efektywne określone jest zależnością:

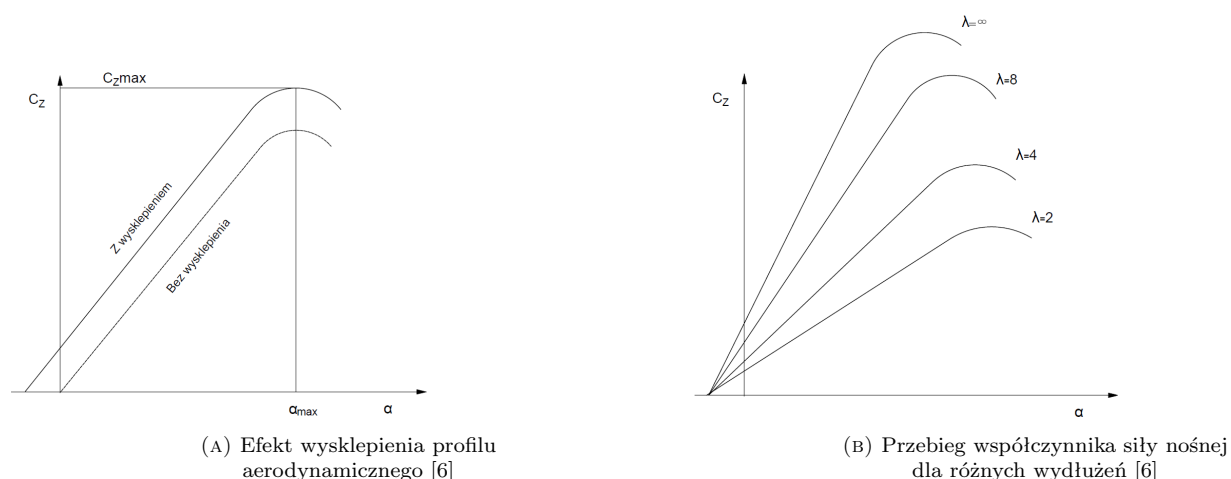
$$\lambda_{efektywne} = \lambda \left(1 + 1,9 \frac{h}{b} \right) \quad (4.5)$$

i w przypadku zakończeń typu winglet:

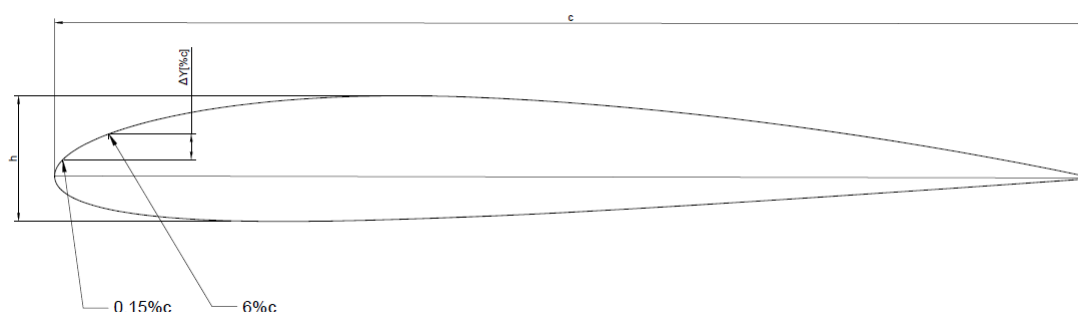
$$\lambda_{efektywne} = 1,2\lambda \quad (4.6)$$

Zastosowanie skosu skrzydła (Λ) wpływa na zmniejszenie wartości współczynnika sił nośnej, jego wpływ można oszacować ze wzoru:

$$C_{Lmax} = C_{Lmax\Lambda=0} \cdot \cos \Lambda \quad (4.7)$$



RYSUNEK 4.1: Wpływ parametrów geometrycznych skrzydła

RYSUNEK 4.2: Parametr korekcyjny ΔY [6]

Możliwe jest natomiast modyfikowanie kształtu profilu aerodynamicznego, celem zniwelowania nieporządnego wpływu skosu skrzydła. Polega ono na korekcie krzywizny profilu w części nosowej w odległości 0,15% do 6% poprzez wprowadzenie parametru zdefiniowanego jako ΔY , którego wartości są określone w tablicach dla konkretnych grup profili aerodynamicznych.

4.3 Mechanizacja skrzydła

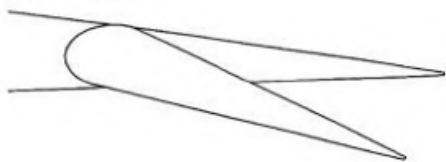
Na mechanizację skrzydła składają się elementy, które wpływają na charakterystykę skrzydła, najczęściej na wartość uzyskiwanego współczynnika siły nośnej, co nie pozostaje bez znaczenia na długość startu i lądowania [6]. Jednakże wpływają one również na wzrost współczynnika siły oporu, zatem ten aspekt wziąć należy również pod uwagę decydując się na zastosowanie mechanizacji skrzydła. Jej elementy umieszczane są głównie na krawędzi natarcia oraz krawędzi spływu. Przykładowe urządzenia mechanizacji skrzydła przedstawiono na rysunkach 4.3 oraz 4.4, a ich wpływ na charakterystykę na rysunku 4.5.

4.4 Szacowanie siły oporu

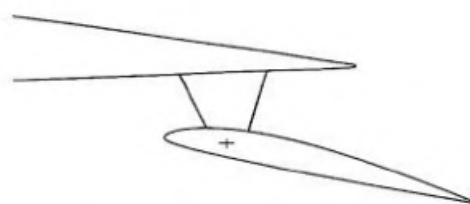
Punktem wyjścia w szacowaniu siły oporu jest założenie, że ma ona dwa źródła:

- kształt bryły i wynikające z tego tarcie powietrza
- opór indukowany związany z wartością współczynnika siły nośnej:

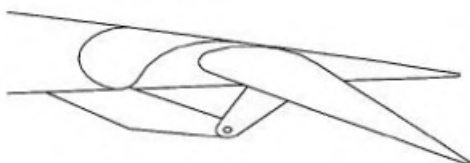
Kłapa zwykła



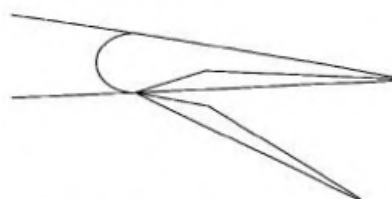
Kłapa Junkresa



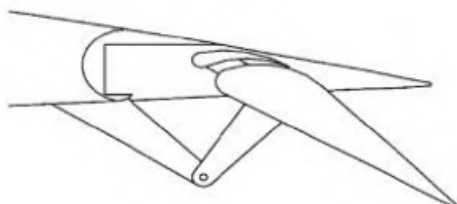
Kłapa szczelinowa



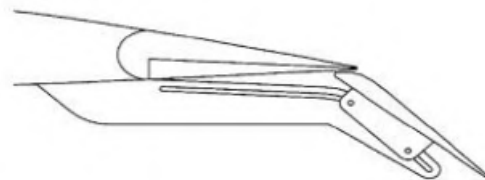
Kłapa krokodylowa



Kłapa dwuszczelinowa



Kłapa Fowlera

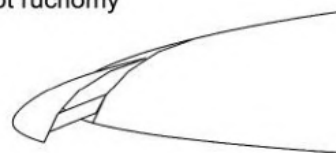


RYSUNEK 4.3: Elementy mechanizacji umiejscowione wzdłuż krawędzi spływu [7]

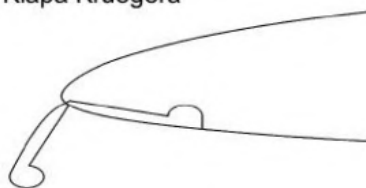
Slot stały



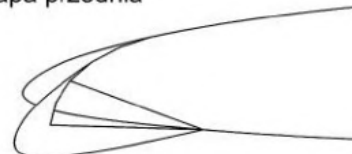
Slot ruchomy



Kłapa Kruegera



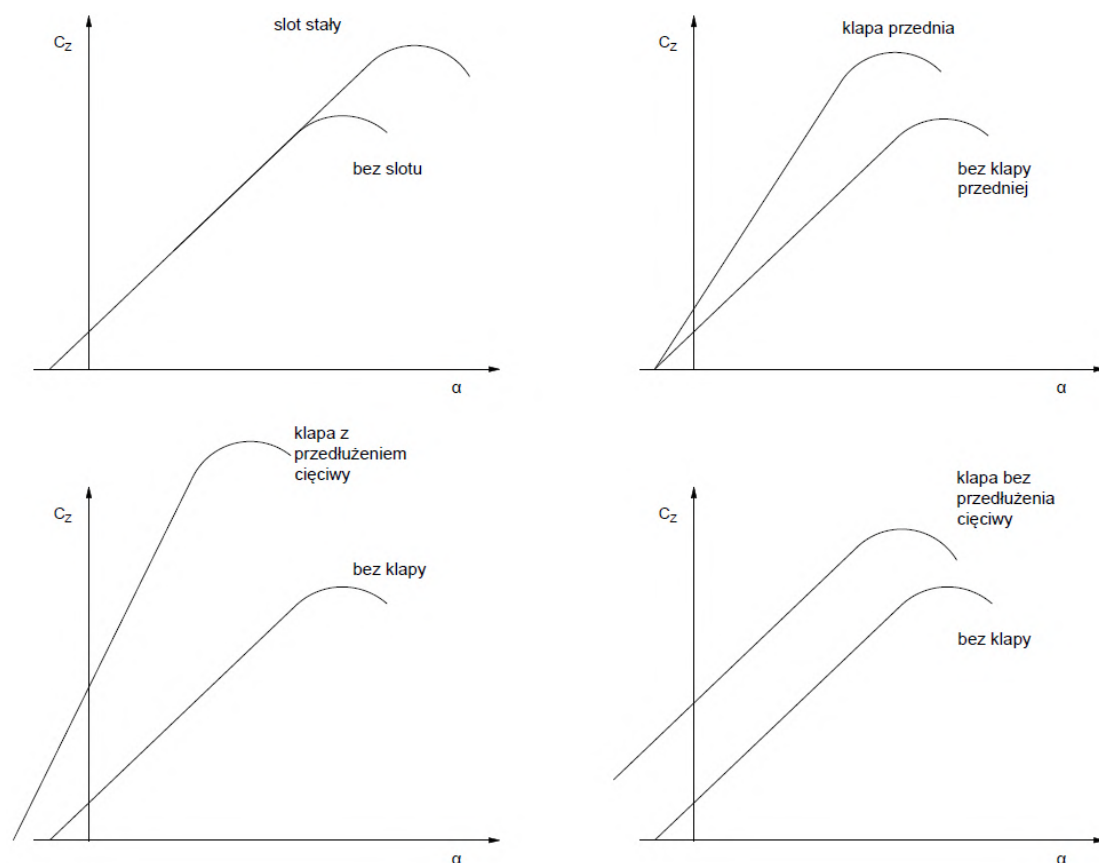
Kłapa przednia



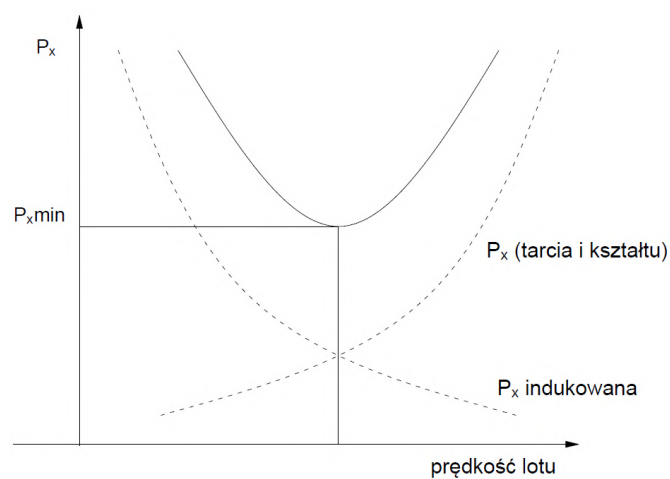
RYSUNEK 4.4: Elementy mechanizacji umiejscowione wzdłuż krawędzi natarcia [7]

$$P_x = P_{xTK} + P_{xIND} \quad (4.8)$$

Ich udział jest zależny od prędkości lotu i został przedstawiony na rysunku 4.6 W rzeczywistości jednak na sumę siły oporu składają się dodatkowo interferencja pomiędzy elementami samolotu, wielkość powierzchni omywanej przez powietrze, wszelkiego rodzaju podwieszenia, podwozie oraz lokalne zaburzenia przepływu będące wynikiem istnienia wystających elementów takich jak na przykład anteny. Dokładniejsze wyrażenie na wartość współczynnika siły oporu dla prędkości



RYSUNEK 4.5: Wpływ mechanizacji skrzydła na charakterystykę profilu aerodynamicznego



RYSUNEK 4.6: Przebieg zmian siły oporu

poddźwiękowych ma postać:

$$C_{x0} = \frac{\sum(C_{xT}C_{xT}C_{xINT}S_{omyw})}{S} \quad (4.9)$$

gdzie:

- Współczynnik siły tarcia C_{xT}

– dla przepływu laminarnego:

$$C_{xT} 1,328\sqrt{Re} \quad (4.10)$$

gdzie: Re - liczba Reynoldsa:

$$Re = \frac{\rho V L}{\nu} \quad (4.11)$$

gdzie: L - wymiar charakterystyczny [m], ν - współczynnik lepkości kinematycznej [$m^2 \cdot s^{-1}$], V - prędkość lotu [m/s], ρ - gęstość powietrza [kg/m^3]

– dla przepływu turbulentnego:

$$C_{xT} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58} (1 + 0,144 Ma^2)^{0,65}} \quad (4.12)$$

- Współczynnik kształtu bryły C_{xK} dla prędkości poddźwiękowych opisany jest wzorem:

$$C_{xK} = \left[1 + \frac{0,6}{\left(\frac{X}{c}\right)_{max}} \frac{h}{c} + 100 \left(\frac{h}{c}\right)^4 \right] [1,34 Ma^{0,18} (\cos \Delta_{max})^{0,28}] \quad (4.13)$$

gdzie: $\left(\frac{X}{c}\right)_{max}$ określa położenie maksymalne grubości profilu.

Współczynnik oporu dla kadłuba i łagodnych wysklepień określa zależność:

$$C_{xK} = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (4.14)$$

natomiast gondole lub zewnętrzne podwieszenia:

$$C_{xK} = \left(1 + \frac{0,35}{f} \right) \quad (4.15)$$

gdzie:

$$f = \frac{L}{d} = \frac{L}{\sqrt{\frac{4}{\pi}} A_{max}} \quad (4.16)$$

przy czym: A - powierzchnia czołowa bryły, L - długość bryły.

- Wartość pozostałych współczynników określana jest na podstawie danych statystycznych oraz wartości tablicowych.

4.5 Stateczność

Stateczność jest zdolnością powrotu kinematycznego statku powietrznego do stanu równowagi po jego wytrąceniu [40, 41]. Uproszczona analiza stateczności podłużnej ma na celu określenie zachowania samolotu w czasie lotu za pomocą powiązania sił i geometrii, które rozpatrywane są względem środka ciężkości samolotu:

- siła nośna skrzydła P_Z
- siła nośna na usterzeniu poziomym P_{zH}
- siła ciągu zespołu napędowego T
- moment skrzydła M_0

- moment kadłuba M_K

Postać wyjściowa równania momentów ma postać:

$$\begin{aligned} M_{r.cik} &= P_z(X_{r.cik} - X_{r.aerod}) = m_0 + m_{skrz.} + \beta_{kl} + \\ M_{Kaduba} &- P_{zH} - (X_{r.aerod} - X_{r.cik}) + T Z_{silnika} \end{aligned} \quad (4.17)$$

Dodając to tego uwzględnienie zmiany prędkości V jako stosunek ciśnienia dynamicznego $\eta_H = \frac{q_{usterzenia.poz.}}{q}$, którego wartość może zostać przyjęta jako 0,9 oraz względne odległości odniesione do cięciwy skrzydła - c $\bar{X}_{r.cik} = \frac{X_{r.cik}}{c}$ to przekształcając wzór 4.17 dzieląc jego strony przez $qS_{skrz}c$ uzyskać można zależność momentu względem środka ciężkości samolotu:

$$\begin{aligned} c_{m_{sr.ciezk}} &= c_z (\bar{X}_{sr.ciezk} - \bar{X}_{sr.aerod}) + c_{m_{skrz.}} + c_{m_{\beta kl}} \beta_{kl} + c_{m_{kadl}} + \\ &- \eta_h \frac{S_H}{S_{skrz}} C_{zH} (\bar{X}_{sr.aerod} - \bar{X}_{sr.ciezk}) + \frac{T}{qS_{skrz}} \bar{Z}_{silnika} \end{aligned} \quad (4.18)$$

Możliwe jest również uzyskanie prostszej formy zapisu uwzględniającej zmianę kąta natarcia oraz oddziaływanie skrzydła, kadłuba, usterzenia i zespołu napędowego:

$$\begin{aligned} \frac{dc_m}{d\alpha} &= c_{m\alpha} (\bar{X}_{sr.ciezk} - \bar{X}_{sr.aerod}) + c_{m_{kadluba}} + \\ &- \eta_h \frac{S_H}{S_{skrz}} C_{zH} \frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} (\bar{X}_{sr.aerod} - \bar{X}_{sr.ciezk}) \end{aligned} \quad (4.19)$$

Znalezienie punktu neutralnego, czyli spełniającego warunek $\frac{dc_m}{d\alpha} = 0$, jest możliwe ze wzoru 4.20. W przypadku, w którym środek ciężkości statku powietrznego znajdzie się w tym punkcie, będzie on charakteryzować się statecznością neutralną:

$$X_{PN} = \frac{c_{z\alpha} \bar{X}_{sr.aerod} - c_{m_{kadl.}} + \eta_h \frac{S_H}{S_{skrz}} C_{zH} \frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} \bar{X}_{sr.aerod}}{c_{z\alpha} + \eta_h \frac{S_H}{S_{skrz}} C_{zH} \frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha}} \quad (4.20)$$

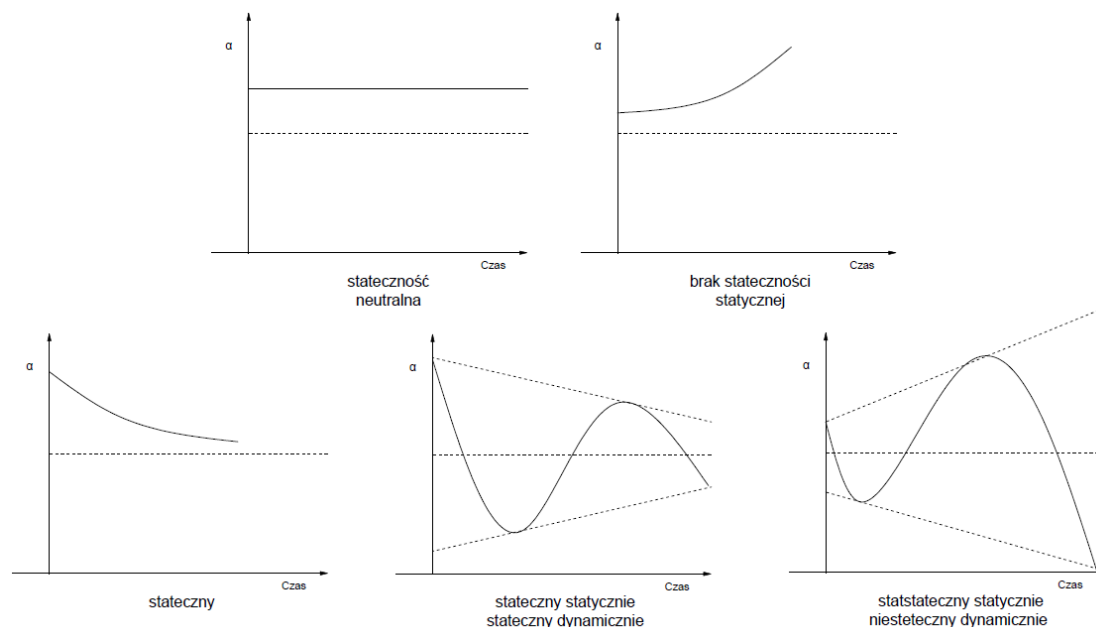
Znając położenie punktu neutralnego statku powietrznego, wstępną geometrię oraz powiązania geometryczne przejść można do wyznaczenia przebiegu zmian współczynnika momentu C_m zależności od kąta natarcia:

$$C_{m\alpha} = -c_{z\alpha} (\bar{X}_{PN} - \bar{X}_{sr.ciezk}) \quad (4.21)$$

Umieszczenie środka ciężkości samolotu przed punktem neutralnym skutkuje uzyskaniem stateczności. Jego pozycję można określić w procentach cięciwy aerodynamicznej lub procentach punktu neutralnego. Samolot może posiadać jeden z poniższych rodzajów stateczności [40, 41]:

- stateczność neutralna: wartość $\frac{dC_m}{dC_z} = 0$, czyli moment pochylający ma wartość 0 niezależnie od wartości kąta natarcia, samolot nie reaguje na wychylenia sterów
- brak stateczności statycznej: samolot zdolny jest do zmiany stanu ustalonego pod wpływem działania pilota, sam jednak będzie pogłębiał odchylenie od stanu równowagi
- stateczność: wytrącenie samolotu ze stanu równowagi powoduje powstanie momentu pochylającego, który zmniejsza kąt natarcia, aż do ponownego uzyskania stanu równowagi
- stateczność statyczna stateczność dynamiczna: w stanie równowagi zachowuje stateczność, po wytrąceniu statku powietrznego ze stanu równowagi powstaje moment pochylający, który wprowadza go w ruch sinusoidalny o malejącej amplitudzie, skutkując powrotem do stanu równowagi

- stateczność statyczna niestateczność dynamiczna: w stanie równowagi zachowuje stateczność, natomiast po wytrąceniu ze stanu równowagi powstaje moment pochylający, który wprowadza statek powietrzny w ruch sinusoidalny o zwiększającej się amplitudzie



RYSUNEK 4.7: Rodzaje stateczności samolotu

4.5.1 Geometria skrzydła

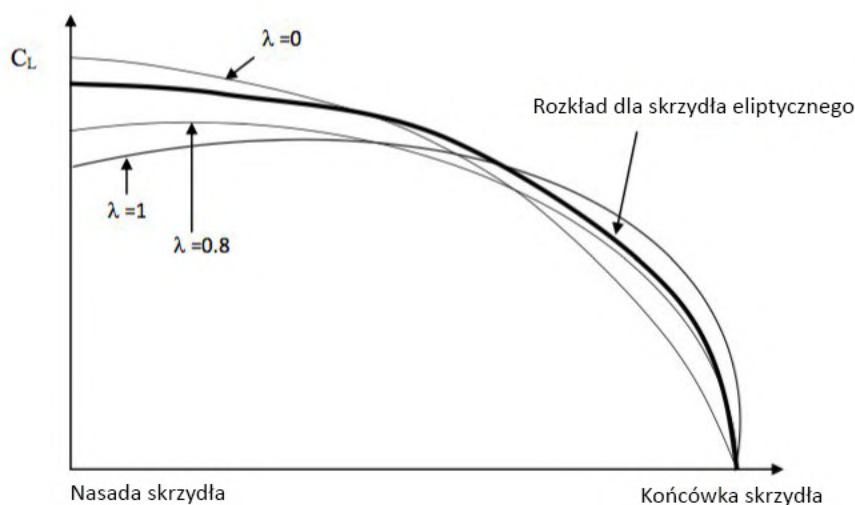
Przy wstępnych rozważaniach przyjęto wydłużenie skrzydła równe 9, co przy rozpiętości 3 m oraz powierzchni nośnej $0,962 \text{ m}^2$, zgodnie ze wzorem 4.22 przekłada się to na średnią cięciwę aerodynamiczną równą 0,35 m.

$$MAC = \frac{S}{b} \quad (4.22)$$

gdzie: S - powierzchnia skrzydła [m^2], b - rozpiętość skrzydła [m].

Na etapie projektu koncepcyjnego zdecydowano o zastosowaniu skrzydła trapezowego, aby zmniejszyć wpływ oporu indukowanego [42, 43, 44]. Zredukowano zatem cięciwę na końcówce skrzydła do 0,23 m, uzyskując liczbę Reynoldsa równą $2,2 \times 10^5$. Aby utrzymać zakładane wydłużenie zwiększono cięciwę przy nasadzie skrzydła do 0,4 m, co przełożyło się na stosunek cięciwy końcówki skrzydła do cięciwy jego nasady wynoszący 0,575. Zachowanie jak najniższej wartości tego parametru pozostało nie bez znaczenia w kontekście generowanego oporu indukowanego oraz dystrybucji siły nośnej na skrzydle, gdyż dla wartości 0,6 przybiera ona rozkład skrzydła eliptycznego [43]. Przebieg rozkładu dla różnych wartości wydłużenia przedstawiono na wykresie 4.8

Stosowanie dużych wartości wydłużenia skrzydła, podobnie jak eliptyczny jego obrys jest niewątpliwie pożądanym rozwiązaniem. Zwiększona rozpiętość skrzydła może powodować jednak problemy zachowaniem sztywności konstrukcji, a w efekcie możliwość wystąpienia drgań samowzbudnych (flutteru). Obrys eliptyczny skrzydła jest skomplikowany do wykonania ze względu

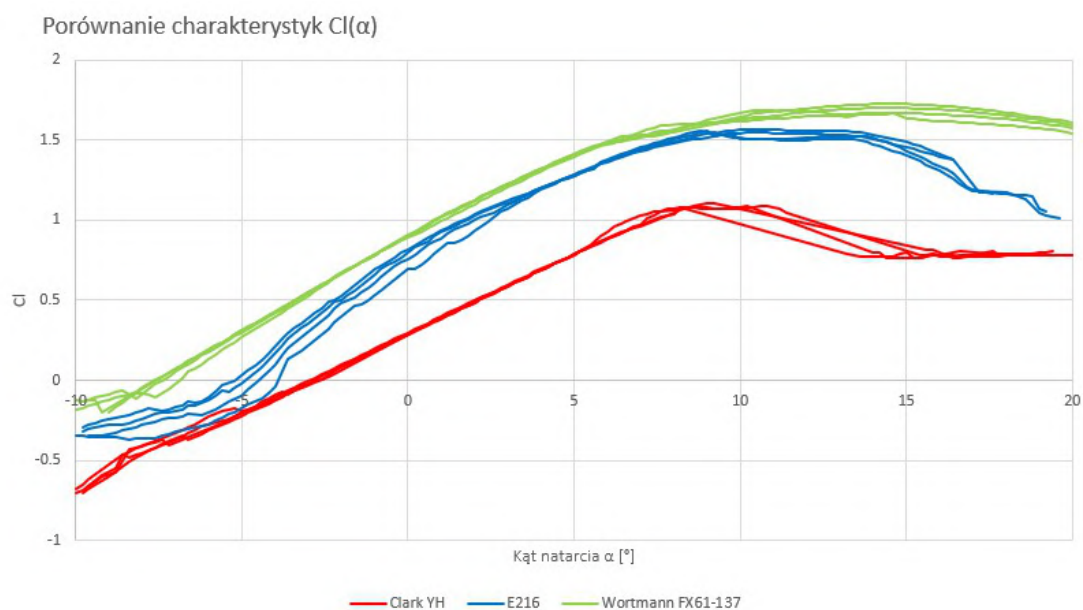
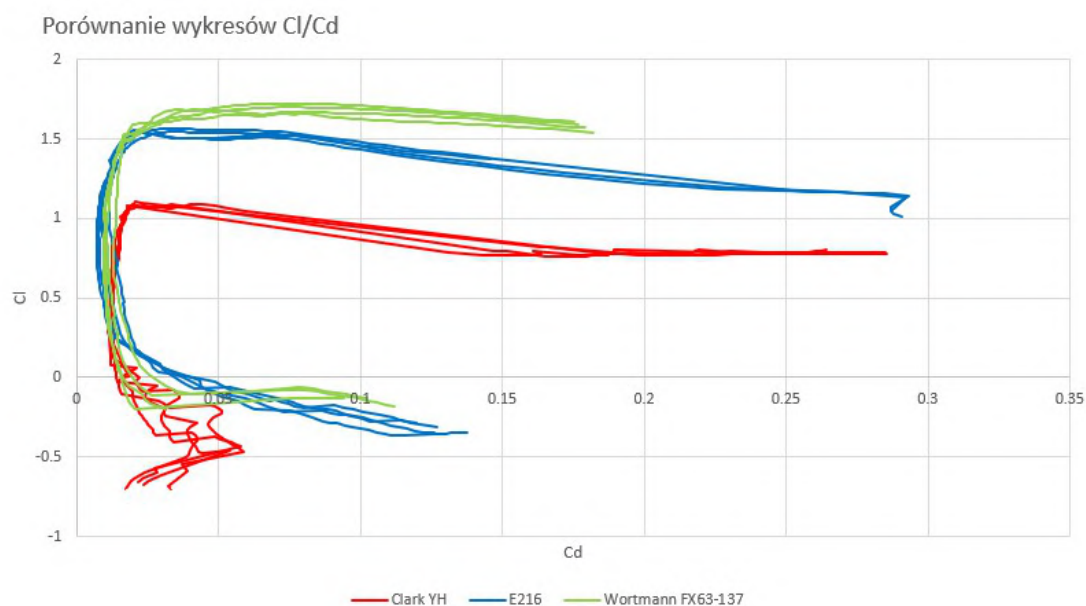


RYSUNEK 4.8: Wpływ wydłużenia skrzydła na rozkład siły nośnej

na nieliniowe zmienianie się długości cięciwy. Aby zwiększyć możliwość kontroli samolotu na dużych kątach natarcia oraz złagodzić charakterystykę przeciągnięcia zastosowano zwichrzenie geometryczne wynoszące -2° na końcówkach skrzydła [45, 46]. W przypadku wejścia na nadkrytyczne kąty natarcia, końcówki skrzydła, a przez to lotki znajdują się w bezpiecznym zakresie kąta natarcia, umożliwiając kontrolę nad samolotem i próbę wyprowadzenia go z przeciągnięcia. Jest to niewątpliwą zaletą, nawet w porównaniu do zwiększonego oporu indukowanego na wysokich kątach natarcia [47, 46].

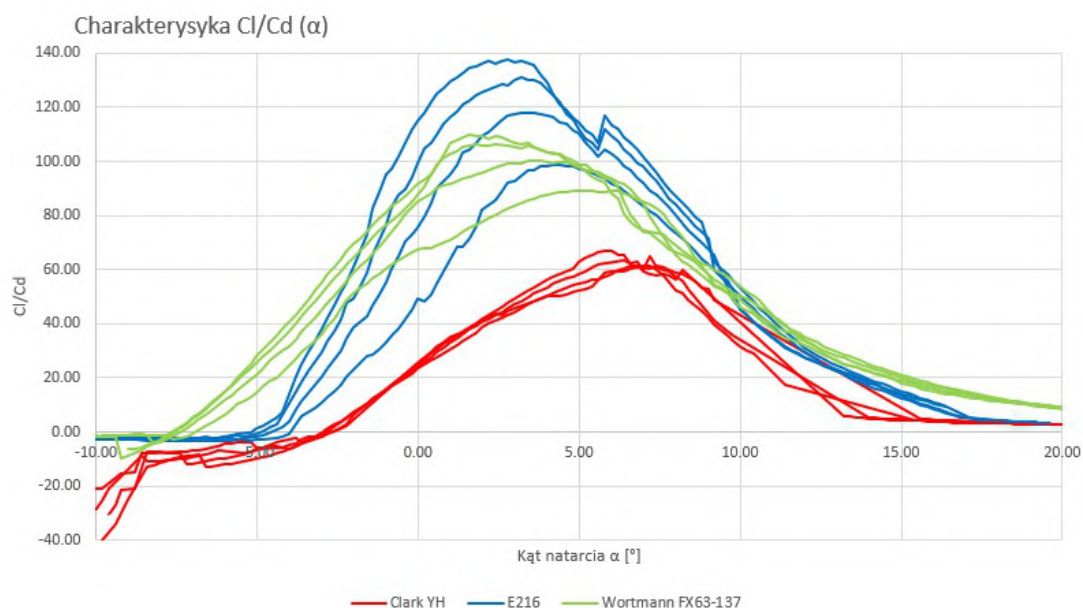
4.6 Profil aerodynamiczny

Profil aerodynamiczny skrzydła w znacznym stopniu wpływa na charakterystykę samolotu, dlatego powinien zostać dobrany w zależności od jego przeznaczenia. Biorąc pod uwagę prędkości, z jakimi poruszać miała się konstrukcja konieczne było zastosowanie profili klasycznych, tj. takich, których maksymalna grubość wynosząca 12%-25% znajduje się w odległości 25%-30% cięciwy [48]. Na wstępie wytypowano 3 profile zaprojektowane na wartości zakładanych liczb Reynoldsa i poddano je dalszej analizie. Były to Wortmann FX63-137, Eppler E216 oraz Clark YH. Analizę przeprowadzono w programie XFLR5. Analizę wykonano dla zakresu liczb Reynoldsa $2 \times 10^5 - 5 \times 10^5$ z krokiem co 1×10^5 . Jej wyniki przedstawiono na rysunkach 4.11, 4.10, 4.9. Analiza wykazała, że profil Wortmann FX63-137 cechuje się wyższymi wartościami współczynnika siły nośnej oraz kąta krytycznego ($1,729$ przy $14,4^\circ$), natomiast profile E216 oraz Clark YH cechują się niższymi wartościami. Podobnie sytuacja ma się w przypadku stosunku współczynnika siły nośnej do współczynnika siły oporu. Profil Wortmann FX63-137 charakteryzuje się najlepszymi wartościami tego parametru. .

RYSUNEK 4.9: Porównanie wykresów $C_l(\alpha)$ profili aerodynamicznychRYSUNEK 4.10: Porównanie wykresów $C_l(C_d)$ profili aerodynamicznych

4.7 Mechanizacja skrzydła

Stosowanie mechanizacji skrzydła ma na celu zmianę charakterystyki lotu, na przykład zmniejszenie prędkości do lądowania, najczęściej poprzez zwiększenie siły nośnej. Najprostszymi i najczęściej stosowanymi elementami mechanizacji skrzydła są lotki i klapy, jednak można również wyróżnić sloty lub spojłery. Ze względu na planowaną możliwość pionowego startu i lądowania nie zdecydowano się na zastosowanie mechanizacji innej niż lotki, które niezbędne są do kontroli przechylenia samolotu.

RYSUNEK 4.11: Porównanie wykresów $C_l/C_d(\alpha)$ profili aerodynamicznych

4.8 Lotki

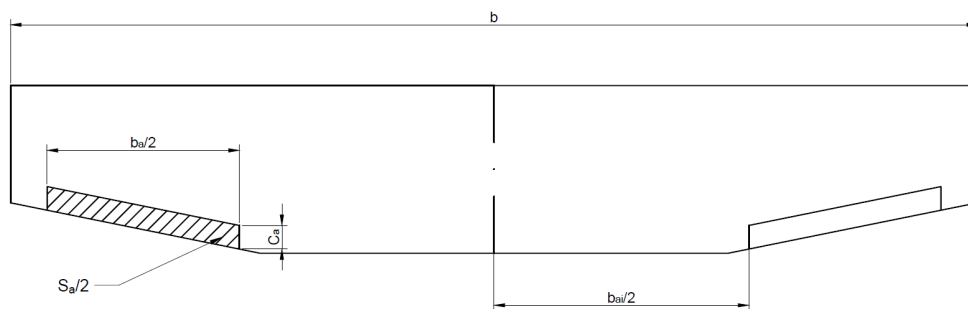
Lotki są ważnym elementem mechanizacji skrzydła. Odpowiadają one za przechylenie samolotu. Prawidłowe ich zaprojektowanie jest podstawą poprawnej reakcji konstrukcji na polecenia pilota. Lotki traktowane są jako część struktury skrzydła, używane są symetrycznie, a ich efektywność określa w jakim stopniu wychylenie wpływa na generowany moment przechylający [49]. Głównymi parametrami charakteryzującymi lotki są:

- powierzchnia (S_a)
- stosunek cięciwy do rozpiętości ($\frac{C_a}{b_a}$)
- maksymalne wychylenie w górę i w dół ($\pm\delta_{Amax}$)
- pozycja wewnętrznej krawędzi lotki względem rozpiętości skrzydła (b_{ai})

Przedstawiono je również na rysunku 4.12 Podstawowe wytyczne dotyczące parametrów lotki są następujące:

- $\frac{S_a}{S} = 0,05 - 0,1$
- $\frac{b_a}{b} = 0,2 - 0,3$
- $\frac{C_a}{b_a} = 0,15 - 0,25$
- $\frac{b_{ai}}{b} = 0,6 - 0,8$
- $A_{max} = \pm 30^\circ$

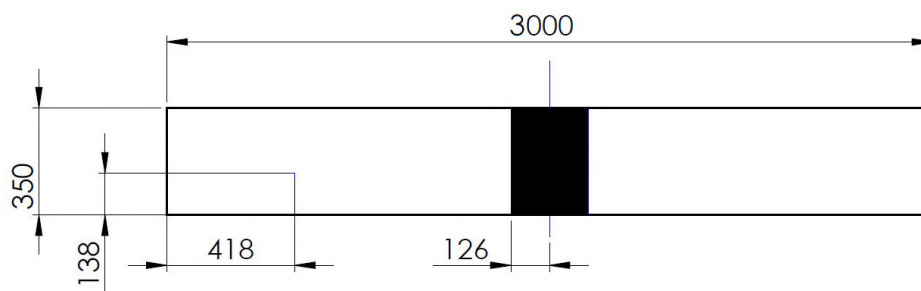
Bazując na wyżej wymienionych zależnościach, określono parametry lotki zgodnie z rysunkiem 4.13.



RYSUNEK 4.12: Parametry lotki

4.9 Obrys skrzydła

Biorąc pod uwagę wcześniejsze ustalenia analizy zaprojektowano obrys skrzydła, wraz z elementami jego mechanizacji, przedstawiony na rysunku 4.13.



RYSUNEK 4.13: Obrys skrzydła

Uwzględnia on:

- Skrzydło
 - rozpiętość: 3 m
 - powierzchnia: $0,99 \text{ m}^2$
 - cięciwa u nasady skrzydła: 0,35 m
 - cięciwa na końcówce skrzydła: 0,35 m
 - średnia cięciwa aerodynamiczna: 0,35 m
 - wydłużenie skrzydła: 8,4
 - stosunek cięciw końcówki i nasady: 1
 - obciążenie skrzydła w locie ustalonym: $14 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$
- Lotki
 - rozpiętość: 0,836 m

- powierzchnia: $0,12 \text{ m}^2$
- cięciwa wewnętrzna: $0,138 \text{ m}$
- cięciwa zewnętrzna: $0,138 \text{ m}$
- odsunięcie od osi samolotu: $1,04 \text{ m}$
- wychylenie w górę: 11°
- wychylenie w dół: 8°

4.10 Skrzydło

Projektowanie skrzydła rozpoczęto od określania sił na nie działających. Na tym etapie uwzględniono obciążenia charakterystyczne dla klasycznego samolotu. Ze względu na brak znajomości charakterystyki przejścia z lotu pionowego do poziomego i z poziomego do pionowego, niemożliwe było na tym etapie określenie sił i przeciążeń działających na konstrukcję skrzydła. Obliczenia przeprowadzono metodą cięciw. Długość skrzydła podzielono na 15 równych fragmentów, poczynając od jego końcówki. Długość cięciwy dla całej rozpiętości jest stała i wynosi $0,35 \text{ m}$. Obciążenie aerodynamiczne obliczono ze wzoru 4.23:

$$Q_a = \frac{M * g}{S * b} \quad (4.23)$$

W dalszej kolejności korzystając ze wzoru 4.24 obliczono siły tnące dla każdego z przekrojów:

$$T_n = Q_{n-1} + T_{n-1} * dy \quad (4.24)$$

Moment gnący dla każdego z przekrojów obliczono ze wzoru 4.25:

$$Mg_n = Mg_{n-1} + T_n * dy \quad (4.25)$$

Wyniki obliczeń przedstawiono na wykresie 4.14.



RYSUNEK 4.14: Wykresy sił działających na skrzydło

4.11 Usterzenie

Obliczenia minimalnych wymaganych powierzchni usterzenia wykonano na podstawie [42] z wykorzystaniem wzorów 4.26 oraz 4.27:

$$S_{VT} = C_{VT} \frac{b_w S_W}{l_{VT}} \quad (4.26)$$

$$S_{VT} = 0,08 \cdot \frac{3 \cdot 0,781}{1}$$

$$S_{VT} = 0,19[m^2]$$

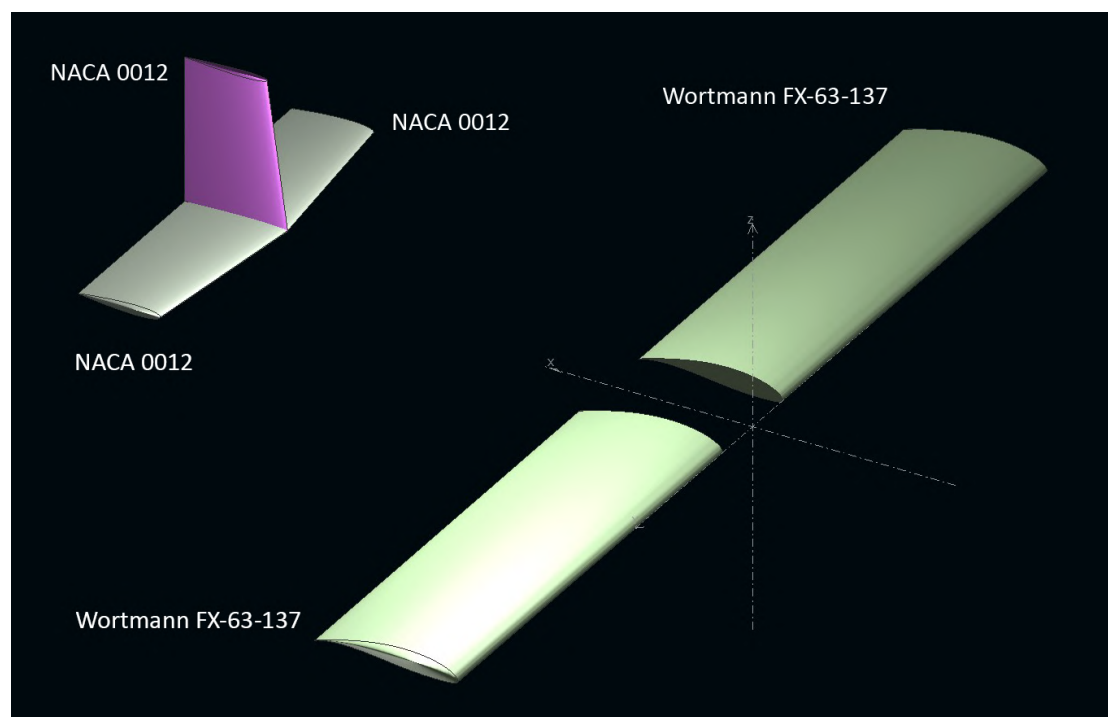
$$S_{HT} = C_{HT} \frac{cw S_W}{l_{HT}} \quad (4.27)$$

$$S_{HT} = 1 \cdot \frac{0,35 \cdot 0,781}{1}$$

$$S_{HT} = 0,27[m^2]$$

gdzie: C_{VT} , C_{HT} - współczynniki skali (tabela 6.1 [42]), b_w - rozpiętość skrzydła głównego [m], S_W - powierzchnia skrzydła głównego [m^2], l_{VT} , l_{HT} - odległość pozioma pomiędzy punktami znajdującymi się w 1/4 długości średnich cięciw aerodynamicznych skrzydła głównego i usterzenia [m], cw - średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła głównego [m].

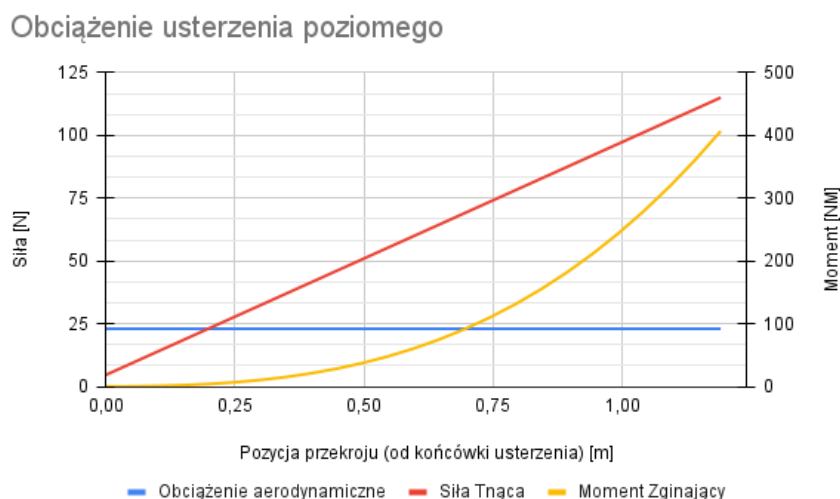
Posiadając informacje na temat powierzchni usterzenia dodano je do modelu w programie XFLR5. Zastosowano w nim symetryczny profil NACA 0012, ze względu na najwyższy stosunek C_l/C_d zakresie kątów natarcia, na których zazwyczaj odbywa się lot (0° - 6°) [50]. Skrzydło główne wraz z usterzeniem przedstawione zostało na rysunku 4.15. Po upewnieniu się, że zapro-



RYСУNEK 4.15: Model skrzydła i usterzenia w programie XFLR5

jektowana konfiguracja zapewnia poprawną stabilność samolotu wykonano projekt szczegółowy steru kierunku oraz wysokości. Obliczenia obciążenia skrzydła ponownie wykonano metodą cięciw. Rozpoczęto je od podzielenia steru wysokości na pół w taki sposób aby przeprowadzić obliczenia dla jego połówki, tą z kolei podzielono na 15 równych fragmentów - oddalonych od siebie o 0,024m każdy. Obciążenie aerodynamiczne, ze względu na stałą długość cięciwy jest niezmiennie wzdłuż długości płata. Wykorzystano tą samą procedurę obliczeniową, którą w przypadku skrzydła głównego, z wykorzystaniem wzorów 4.23, 4.24, 4.25.

Wyniki obliczeń przedstawiono na wykresie 4.16. Siły działające na usterzenie są nieznaczące w



RYSUNEK 4.16: Wykresy sił działających na połówkę steru wysokości

porównaniu do sił działających na skrzydło. Mając na uwadze ramię, na którym się ono znajduje wskazana jest możliwie największa redukcja masy usterzenia ogonowego.

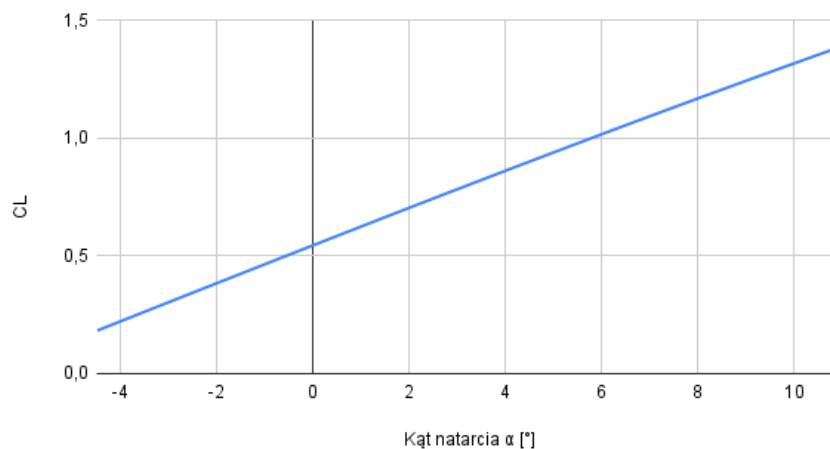
4.12 Analiza konfiguracji

Po dobraniu wszystkich niezbędnych parametrów w programie XFLR5 przeprowadzono pełną analizę dla skrzydła. Środek ciężkości samolotu ustalono w odległości $\frac{1}{3}$ długości średniej cięciwy aerodynamicznej, a zatem 0,101 m, licząc od krawędzi natarcia. Wyniki analizy przedstawiono na wykresach 4.17 4.18, 4.19.

4.13 Stateczność i stabilność

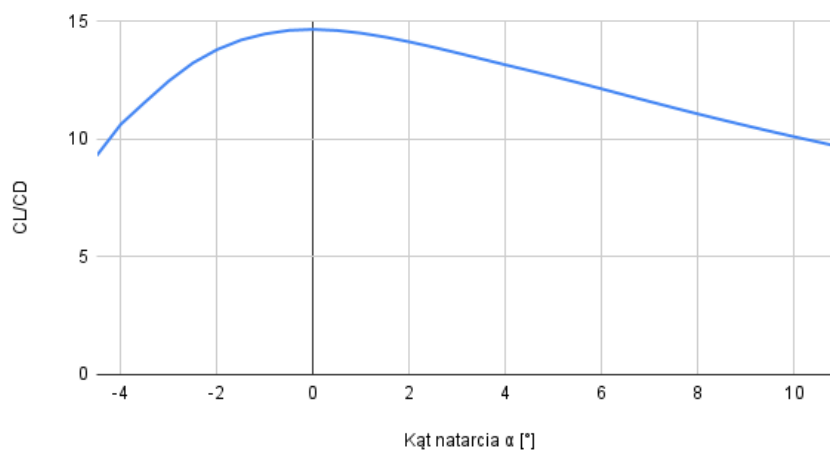
Wartość współczynnika nachylenia prostej momentu pochylającego ma wartość ujemną, co zapewnia stabilność dynamiczną - wraz ze wzrastającym kątem natarcia, wzrasta wartość momentu pochylającego dziób samolotu do dołu. Moment pochylający przyjmuje wartość równą 0 dla kąta natarcia wynoszącego $-3,3^\circ$. Współczynnik siły nośnej przyjmuje wartości dodatnie, zapewniające powstanie wymaganej siły nośnej, zatem możliwy jest swobodny lot poziomy. Dla kąta natarcia wynoszącego 0° wymagana prędkość do lotu przyjmuje wartość 21 m/s. Zmieniając położenie środka ciężkości określono pozycję punktu neutralnego. Oddalając go od krawędzi natarcia, szukano takiego ustawienia, dla którego współczynnik kierunkowy prostej

Współczynnik siły nośnej względem kąta natarcia



RYSUNEK 4.17: Współczynnik siły nośnej względem kąta natarcia konfiguracji skrzydła i usterzenia

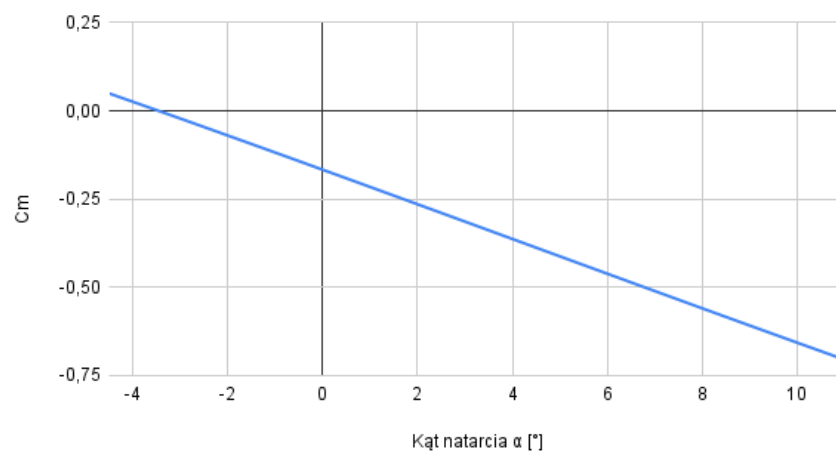
CL/CD względem kąta natarcia



RYSUNEK 4.18: CL/CD względem kąta natarcia konfiguracji skrzydła i usterzenia

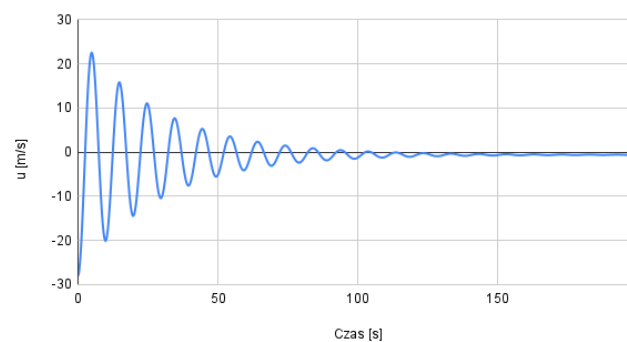
momentu pochylającego przyjmie wartość 0, czyli wartość momentu będzie stała niezależnie od kąta natarcia. Sytuację taką uzyskano dla pozycji środka ciężkości samolotu oddalonej o 0,335 m od krawędzi natarcia. Docelowy środek ciężkości znajduje się zatem w 35% punktu neutralnego. Badanie stabilności samolotu przeprowadzono w programie XFLR5 bazując na modelu wykonanym na potrzeby analizy skrzydła. Przebadano stabilność podłużną konstrukcji po wytrąceniu jej ze stanu równowagi oraz poprzeczną zarówno po wytrąceniu w jednej płaszczyźnie, jak i dwóch (Dutch Roll). Analiza wykazała, że powraca ona samoczynnie do stanu równowagi po upływie około 150 sekund, co zostało przedstawione na wykresach 4.20 i 4.21.

Moment pochylający względem kąta natarcia

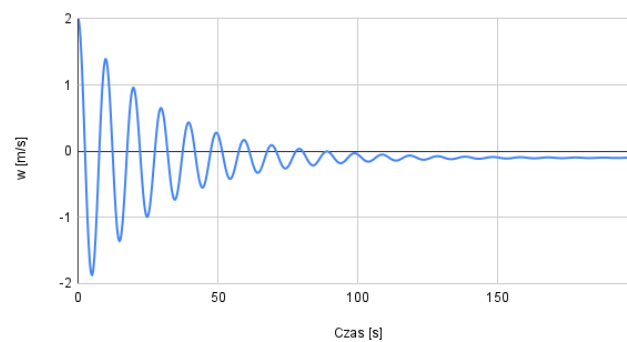


RYSUNEK 4.19: Moment pochylający względem kąta natarcia konfiguracji skrzydła i usterzenia

Zmiana prędkości poziomej po wytrąceniu ze stanu równowagi

RYSUNEK 4.20: Wykres prędkości poziomej (u) w zależności od czasu

Zmiana prędkości pionowej po wytrąceniu ze stanu równowagi

RYSUNEK 4.21: Wykres prędkości pionowej (w) w zależności od czasu

Rozdział 5

Dobór podzespołów i wyposażenia

Dobór podzespołów i wyposażenia jest kluczowy dla prawidłowego działania samolotu. Silniki o zbyt małej mocy pracować będą poza optymalnym zakresem zużywając nieproporcjonalnie dużo energii elektrycznej, z kolei silniki o zbyt dużej mocy charakteryzują się większą masą, zwiększając MTOW samolotu. Analogicznie serwomechanizmy o zbyt małym momencie obrotowym nie będą w stanie poruszać powierzchniami sterowymi, podczas gdy zbyt duże niepotrzebnie zwiększą masę całej konstrukcji.

5.1 Silnik marszowy

Odpowiednio dobrany silnik marszowy zapewnia zadowalającą długotrwałość lotu. W celu znalezienia optymalnej pod względem konsumpcji energii konfigurację posłużono się modulem setupFinder oprogramowania eCalc [51]. Dla założonych warunków brzegowych, najlepszą konfiguracją okazał się być silnik Hacker A-40-12L V4 14-Pole (410KV) w konfiguracji ze śmigłem 16x10. Śmigło charakteryzowane jest przez dwie główne wielkości: pierwsza liczba określa jego średnicę, a druga skok. Skok śmigła to odległość jaką pokonałoby śmigło w powietrzu w czasie jednego obrotu. W praktyce jednak śmigło nie pokonuje takiego dystansu - zachodzi zjawisko poślizgu, czyli różnica pomiędzy skokiem geometrycznym a rzeczywistym.

Parametry pracy zespołu silnik-śmigło zostały przedstawione w poniższych tabelach.

Pakiet		
Obciążenie:	6.97	C
Napięcie:	22.99	V
Napięcie znamionowe:	22.20	V
Energia:	222	Wh
Całkowita pojemność:	10000	mAh
Używane pojemność:	9000	mAh
Min. czas lotu:	31.7	min
Czas lotu mieszanego:	55.2	min
Waga:	1710	g

TABELA 5.1: Wykorzystanie baterii silnika marszowego

Silnik @ Optymalna efektywność		
Prąd:	28.75	A
Napięcie:	23.18	V
Obroty:	8705	rpm
Moc elektryczna:	666.4	W
Moc mechaniczna:	594.8	W
Efektywność:	89.3	%

TABELA 5.2: Optymalne parametry pracy silnika

Silnik @ Maksimum		
Prąd:	69.75	A
Napięcie:	22.67	V
Obroty:	7773	rpm
Moc elektryczna:	1581.4	W
Moc mechaniczna:	1335.0	W
Efektywność:	84.4	%
Szacowana temperatura:	113	°C
Odczyty watomierza		
Prąd:	69.75	A
Napięcie:	22.99	V
Moc:	1603.6	W

TABELA 5.3: Maksymalne parametry pracy silnika marszowego

Śmigło		
Ciąg statyczny:	6659	g
Obroty:	7773	rpm
Ciąg przy 0 km/h:	6659	g
Prędkość zaśmigłowa:	119	km/h
Prędkość łopatek:	595	km/h
Ciąg specyficzny:	4.21	g/W

TABELA 5.4: Parametry pracy śmigła silnika marszowego

Całość napędu		
Waga napędu:	2272	g
Moc do wagi:	274	W/kg
Ciąg do wagi:	1.11	: 1
Prąd @ max:	69.75	A
P(we) @ max:	1641.3	W
P(wy) @ max:	1335.0	W
Efektywność @ max:	81.3	%
Moment obrotowy:	1.64	Nm

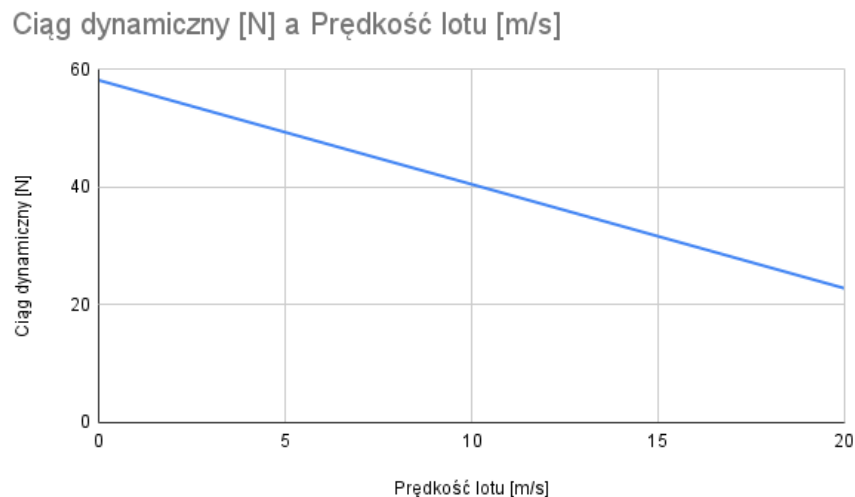
TABELA 5.5: Parametry pracy napędu marszowego

Samolot		
Waga całości modelu:	12000	g
Obciążenie skrzydeł:	154	g/dm ²
wyznaczona prędkość zatrzymania (stall)	43	km/h
Prędk. max (pozioma):	105	km/h
Prędkość wznoszenia:	10.6	m/s
	2084	ft/min

TABELA 5.6: Osiągi samolotu podczas lotu poziomego

Posiadając informacje o maksymalnej prędkości obrotowej silnika oraz wielkościach charakterystycznych śmigła (średnica i skok) możliwe było obliczenie ciągu dynamicznego dla poszczególnych prędkości lotu [52]. Zależność ta została przedstawiona na wykresie 5.1.

$$F = \rho \frac{\pi (0,0254 \cdot d)^2}{4} \left[\left(RPM \cdot 0,0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right)^2 - \left(RPM \cdot 0,0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} V_0 \right) \cdot \left(\frac{d}{3,29546 \cdot pitch} \right)^{1,5} \right] \quad (5.1)$$



RYSUNEK 5.1: Zależności wartości ciągu dynamicznego od prędkości lotu

5.2 Silniki pionowego startu i lądowania

Zgodnie z założeniami projektu, bezzałogowy statek powietrzny powinien umożliwiać pionowy start i lądowanie. Funkcja ta realizowana będzie za pomocą czterech stałych silników umieszczonych na rurach węglowych, te z kolei przez węzły mocowania przytwierdzone zostaną do skrzydeł. Aby zapewnić bezpieczny lot, wymagane jest posiadanie przez zespół dobranych silników odpowiedniej sumy ciągu statycznego. Przyjmuje się, że wartość minimalna sumy ciągu silników do masy statku powietrznego powinna wynosić minimum 2:1 [53]. Przyjmując masę startową statku powietrznego na 12 kg, suma ciągu silników powinna wynosić co najmniej 24kg. Biorąc pod uwagę zastosowanie 4 silników, każdy z nich powinien charakteryzować się ciągiem nie mniejszym niż 6kg. Osiągnięcie tej wartości jest kluczowe, ze względu na bezpieczeństwo lotu

i możliwość utrzymania zawisu nawet w warunkach wietrznych. Silniki takie wymagają zastosowania odpowiedniego źródła prądu, w tym przypadku baterii Litowo-Polimerowej o napięciu znamionowym 6s (22,2V). oraz regulatorów prędkości obrotowej dostosowanych pod kątem wartości przepływającego natężenia prądu do silników umieszczonych na płatowcu. Na etapie doboru komponentów przeprowadzono przegląd dostępnych silników. Ze względu na krótki czas realizacji projektu, poszukiwania ograniczono do dostępnych produktów w momencie przeprowadzania analizy. W tabeli 5.7 zebrano podstawowe parametry dostępnych silników. W tabeli 5.8 przedstawiono wyniki analizy osiągnięć silników przeprowadzonej w programie eCalc. Pozwala ono na przeanalizowanie konfiguracji silnik śmigło oraz upewnienie się co do poprawności zastosowanego zestawu. Przeanalizowano silniki w konfiguracji ze śmigłem zalecanym przez producenta oraz ze śmigłem w rozmiarze 18x5,5", które było największym dostępnym w momencie przeprowadzania analizy. Ze względu na różne moce maksymalne silników, zestawiono również wartość ciągu statycznego dla mocy 1000 W.

	Moc maksymalna [W]	Maksymalny prąd [A]	KV [obr/V]	Zalecane śmigło	Masa własna [g]
DUALSKY GA800.11	1000	42	550	12x6	160
DUALSKY GA1500.5	1500	70	500	15x8	280
DUALSKY XM7015HD	1480	67	330	20x6	350
Turnigy L3040A-480G	1000	52	480	-	194
KDE 5215XF-435	1595	72	435	18,5x5,3	305
EMAX GT4030/06	1410	60	420	17x8	380
EMAX GT4020/07	1410	60	620	15x8	280
Hacker A50-16 L V4 kv265	1650	55	265	17x10	445
Hacker A50-14 S V4 kv425	1250	58	425	16x10	345

TABELA 5.7: Silniki spełniające postawione kryteria

silnik	śmigło zalecane			śmigło 18x5.5		
	maksymalna		1000W	maksymalna		1000W
	moc [W]	ciąg [g]	ciąg [g]	moc [W]	ciąg [g]	ciąg [g]
DUALSKY GA800.11	907	3518	-	3134,7	9219	4573
DUALSKY GA1500.5	2002	7266	4782	3637	11901	5583
DUALSKY XM7015HD	1311	5267	4350	1392	6252	5175
Turnigy L3040A-480G	-	-	-	1993	6542	4401
KDE 5215XF-435	1796	6157	4404	2479	9004	5269
EMAX GT4030/06	1835	7053	4809	2456	9184	5352
EMAX GT4020/07	2216	7405	4520	2636	7587	4229
Hacker A50-16 L V4 kv265	715	4228	-	863	4873	-
Hacker A50-14 S V4 kv425	1889	7739	5270	2583	9684	5039

TABELA 5.8: Wyniki wstępnej analizy w oprogramowaniu eCalc

Finalnie zdecydowano się na zastosowanie silnika EMAX GT4020/06, ze względu na najbardziej zbliżone warunki pracy ze śmigłem 18x5,5" w stosunku do śmigła zalecanego oraz ze względu na jego wysoką dostępność i niską cenę. W dalszej kolejności przebadano konfigurację złożoną z czterech silników.

Pakiet		
Obciążenie:	51.51	C
Napięcie:	18.18	V
Napięcie znamionowe:	22.20	V
Energia:	222	Wh
Całkowita pojemność:	10000	mAh
Używane pojemność:	8500	mAh
Min. czas lotu:	1.0	min
Czas lotu mieszanego:	3.3	min
Czas zawisu:	3.8	min
Masa:	1710	g

TABELA 5.9: Wykorzystanie baterii

Silnik @ Optymalna efektywność		
Prąd:	56.13	A
Napięcie:	20.25	V
Obroty:	11649	rpm
Moc elektryczna:	1136.8	W
Moc mechaniczna:	980.3	W
Efektywność:	86.2	%

TABELA 5.10: Parametry pracy silników na obrotach optymalnych

Silnik @ Maksimum		
Prąd:	128.78	A
Napięcie:	17.73	V
Obroty:	8912	rpm
Moc elektryczna:	2283.5	W
Moc mechaniczna:	1805.7	W
Moc do wagi:	761.2	W/kg
Efektywność:	79.1	%
Szacowana temperatura:	151	°C
Odczyty watomierza		
Prąd:	515.12	A
Napięcie:	18.18	V
Moc:	9364.9	W

TABELA 5.11: Parametry pracy silników na obrotach maksymalnych

Zastosowana konfiguracja silnik-śmigło zapewnia odpowiedni stosunek ciągu do wagi (2,1:1). Jest on wystarczający, aby wykonać przejście z zawisu do lotu poziomego. Natężenie prądu płynącego w zawisie wynosi 135A, możliwe jest zatem zasilenie wszystkich czterech silników z jednego pakietu (planowana wydajność prądowa akumulatora wynosi 250A), jednak natężenie prądu podczas pracy z maksymalną mocą wynosi 515A, z tego względu wskazane jest zastosowanie dwóch niezależnych źródeł prądu. W ten sposób natężenie prądu przypadające na pakiet zostanie zredukowane do bezpiecznego zakresu.

Silnik @ Zawis		
Prąd:	33.83	A
Napięcie:	21.03	V
Obroty:	5417	rpm
Przepustnica (log):	44	%
Przepustnica (liniowa):	50	%
Moc elektryczna:	711.5	W
Moc mechaniczna:	569.9	W
Moc do wagi:	250.4	W/kg
Efektywność:	80.1	%
Szacowana temperatura:	62	°C
Ciąg specyficzny:	4.22	g/W

TABELA 5.12: Parametry pracy silników w zawisie

Całość napędu		
Waga napędu:	3575	g
Ciąg d wagi:	2.1	: 1
Prąd @ Zawis:	135.34	A
P(we) @ Zawis:	3004.5	W
P(wy) @ Zawis:	2279.6	W
Efektywność @ Zawis:	75.9	%
Prąd @ max:	515.13	A
P(we) @ max:	11435.9	W
P(wy) @ max:	7222.7	W
Efektywność @ max:	63.2	%

TABELA 5.13: Parametry napędu

Wielowirnikowiec		
Waga całości modelu:	12000	g
Dodatkowe obciążenie:	9776	g
max. pochylenie:	57	°
max. prędkość:	83	km/h
Szacunkowy pułap:	1176	m
Prędkość wznoszenia:	8.4	m/s
Całkowita powierzchnia śmigieł:	65.67	dm ²

TABELA 5.14: Osiągi podczas lotu z wykorzystaniem silników pionowego startu i lądowania

5.3 Serwomechanizmy

Odpowiednie dobranie serwomechanizmów jest kluczowe dla poprawnego działania powierzchni sterowych. Aby określić wartości momentów lotek, steru kierunku oraz wysokości posłużono się wzorem [54] pozwalającym na łatwe obliczenie wymaganej wartości. Stosuje ono uproszczoną metodę obliczeniową, jednak uzyskuje się wartości nie odbiegające o więcej niż 5% względem bardziej złożonych obliczeń. [54]. Obliczenie wymaganego momentu przeprowadzono zgodnie z poniższym przebiegiem: Siła oporu aerodynamicznego na płatowiec jest wyrażona wzorem:

$$F_a = \frac{C_d \rho V^2 A}{2} \quad (5.2)$$

Przewidywany obszar powierzchni sterowej wystawiony na przepływ powietrza wynosi zero, gdy powierzchnia znajduje się w pozycji neutralnej, a maksymalny obszar (tj. $b_w/2 \times C_a$), gdy powierzchnia jest w maksymalnym wychyleniu względem przepływu powietrza. Obszar normalny do przepływu powietrza to:

$$A = LC \sin h \quad (5.3)$$

$C \sin \alpha A$ będąca składową pionową powierzchni sterowej przy maksymalnym wychyleniu. Moment obrotowy na powierzchni sterowej, który jest taki sam jak na ramieniu popychacza, wynosi:

$$Th = Fa \frac{C}{2} \quad (5.4)$$

$\frac{C}{2}$ to średnia cięciwa, na której siła oporu Fa jest równomiernie rozłożona na powierzchni sterowej.

$$Th = F\rho xh \quad (5.5)$$

gdzie

$$xh = \frac{P}{\tan \alpha h} \quad (5.6)$$

stąd:

$$Th = F\rho \frac{P}{\tan \alpha h} \quad (5.7)$$

zatem:

$$F\rho P = Th \tan \alpha h \quad (5.8)$$

Zakładając, że popychacz jest wystarczająco długi w stosunku do dźwigni zawiasu i ramienia serwomechanizmu, ruch popychacza P jest taki sam dla ramienia i dźwigni. Podobnie moment obrotowy na ramieniu serwomechanizmu wynosi:

$$Ts = F\rho xs \quad (5.9)$$

oraz

$$xs = \frac{P}{\tan \alpha s} \quad (5.10)$$

stąd:

$$Ts = F\rho \frac{P}{\tan \alpha s} \quad (5.11)$$

zatem:

$$Ts = Th \frac{\tan \alpha h}{\tan \alpha s} \quad (5.12)$$

Stąd związek między momentem obrotowym na powierzchni sterowej/ramieniu a momentem serwomechanizmu. Jest to stosunek stycznych ich odpowiednich obrotów kątowych. To, co nas interesuje, to oczywiście moment obrotowy serwa w funkcji pozostałych parametru, które znamy, możemy zmierzyć lub oszacować. Zatem podstawiając 5.4 w 5.12 za Th daje:

$$Ts = FaC \frac{\tan \alpha h}{2 \tan \alpha s} \quad (5.13)$$

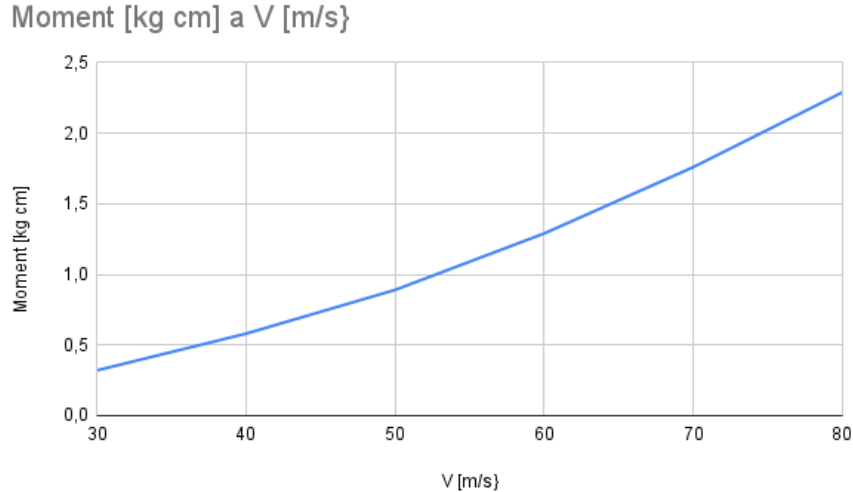
Zastępując 5.2 w 5.13 Fa otrzymujemy:

$$Ts = C_d \rho V^2 AC \frac{\tan \alpha h}{4 \tan \alpha s} \quad (5.14)$$

Zastępując 5.3 w 5.14 powierzchnią A otrzymujemy:

$$Ts = C_d \rho V^2 LC^2 \frac{\sin \alpha h \tan \alpha h}{4 \tan \alpha s} \quad (5.15)$$

Znając wszystkie parametry lotki możliwe było obliczenie wartości momentu obrotowego potrzebnego aby wychylić powierzchnie sterowe podczas lotu z prędkością przelotową. Procedurę powtórzono, aby obliczyć wartości momentów wymaganych dla poszczególnych prędkości lotu.



RYСУNEK 5.2: Moment obrotowy względem prędkości lotu

Posiadając informacje o wymaganych wartościach momentów, dokonano przeglądu dostępnych serwomechanizmów. Ostatecznie zdecydowano się na zastosowanie HITEC HS 125MG [55], ze względu na moment wynoszący $3 \text{ kg} \cdot \text{cm}$ przy maksymalnym wymaganym $2,5 \text{ kg} \cdot \text{cm}$ oraz niewielkie wymiary równe 30x10x34 mm.

5.4 Moduł autonomii lotu

Na moduł autopilota składają się:

- kontroler lotu
- moduł zasilania x2
- GPS

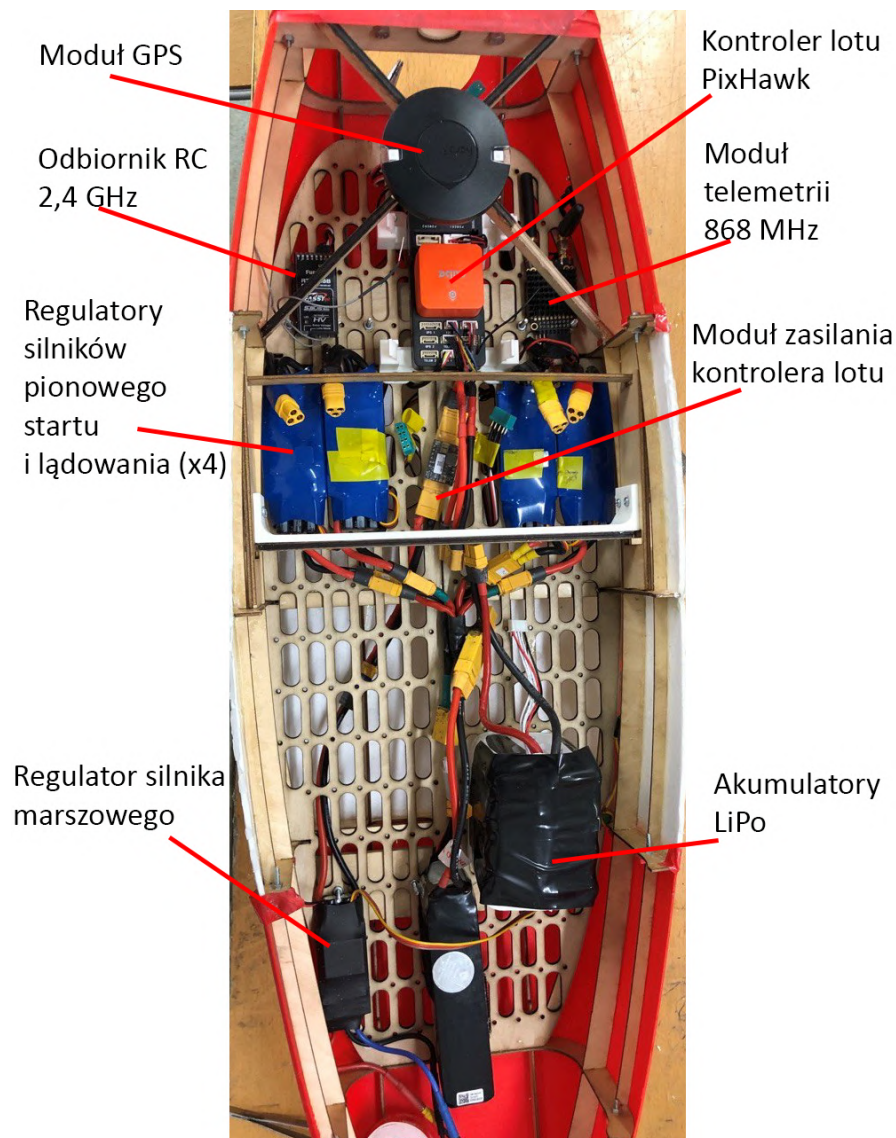
Do bezpiecznego i kontrolowanego lotu potrzebne są dodatkowo:

- moduł telemetry,
- odbiornik RC,

w celu zapewnienie ciągłej, dwustronnej komunikacji z BSP.

Aby dopełnić funkcjonalności modułu oraz umożliwić lot poza zasięgiem wzroku (BVLOS) wykonano system FPV (first-person-view) pozwalający obserwować lot z punktu widzenia pilota siedzącego w samolocie. Na ten system składa się:

- kamera FPV
- nadajnik sygnału wideo



RYSUNEK 5.3: Elementy modułu autonomii lotu w kadłubie samolotu

- bateria

Najważniejszym elementem modułu autopilota jest kontroler lotu. To on zbiera informacje ze wszystkich czujników, wysyła polecenia do serwomechanizmów poruszających powierzchniami sterowymi oraz do silnika, zapewnia dane nadajnikowi telemetry, który wysyła informacje do stacji naziemnej. Może on pracować w trybie pasywnym, przekazując jedynie informacje jakie otrzyma z odbiornika. W takim przypadku jego obecność może zostać niezauważona. Kolejnym trybem pracy jest stabilizacja lotu. Pracując w nim kontroler wspomaga pilota stabilizując samolot w trakcie lotu. W ten sposób samolot staje się mniej podatny na podmuchy wiatru. Ostatnim i jednocześnie najważniejszym trybem pracy jest lot automatyczny. Pozwala on na podążanie po wcześniej zadanej trasie, oczekiwanie nad określonym obszarem w przypadku problemów z łącznością oraz samodzielny powrót i lądowanie w miejscu startu. Dzięki uwzględnieniu danych z czujników podłączonych do kontrolera (GPS, rurka Prandtla) oraz tych zabudowanych w kontrolerze (akcelerometr, kompas, żyroskop, termometr, barometr) możliwe jest dokładnie



RYSUNEK 5.4: Ekran programu Mission Planner

podążanie po wyznaczonej ścieżce. Z uwagi na krytyczne znaczenie kontrolera lotu zastosowano redundancję zasilania tego elementu. Pierwszy z modułów zasilany jest z głównej 4 celowej baterii litowo-polimerowej (Li-Po) wykorzystywanej do napędu silnika marszowego, zapewniającej znamionowe napięcie 14,8V oraz pojemności 10000mAh. Do zasilania drugiego z modułów użyto pakietu Li-Po 2s 7,4V 2200mAh. Zastosowanie 2 niezależnych źródeł prądu oraz dwóch modułów zasilania minimalizuje ryzyko utraty kontroli nad statkiem powietrznym podczas lotu.

5.5 Konfiguracja i programowanie modułu autonomii lotu

Zastosowany kontroler lotu PixHawk Orange Cube współpracować może z oprogramowaniem ArduPilot lub PX4. Ze względu na coraz to mniejsze wsparcie dla oprogramowania ArduPilot zdecydowano się na użycie oprogramowania PX4, które daje dużo większe możliwości pod kątem implementacji autonomii lotu [56, 57].

Dzięki zastosowaniu modułu telemetry pracującego na częstotliwości 868 MHz możliwa jest bezprzewodowa łączność kontrolera i stacji naziemnej na dystansie do 12 km [26]. Do konfiguracji kontrolera lotu i tworzenia misji wykorzystywane jest oprogramowanie QGroundControl. Umożliwia ono ustawienie położenia neutralnych serwomechanizmów, ich wychylenia, odpowiednie ich zachowanie w zależności od otrzymanego sygnału sterującego. Rozbudowany system pozwala na zbieranie i archiwizację danych zebranych podczas lotu, a co najważniejsze możliwe jest zaprogramowanie trasy do lotu autonomicznego, jak i zachowanie w przypadku utraty łączności. Istotną funkcjonalnością oprogramowania jest możliwość samodzielnego uczenia się autopilota o ograniczeniach samolotu w locie. Polega ono na tym, że po aktywacji kontroler lotu sam dobiera najlepsze wartości współczynników PID. Wymaga to jednak wstępnego ustalenia ich wartości tak, aby statek powietrzny był zdolny do lotu [58].

5.6 Plik konfiguracyjny

Do dokumentacji załączony został plik konfiguracyjny, pozwalający na poprawne działanie w następującej konfiguracji sprzętowej:

- Kontroler lotu Pixhawk Orange Cube
- Moduł zasilania Power Brick Mini ProfiCNC
- GPS Here 3
- Cyfrowy czujnik prędkości Matek ASPD-4525
- Silnik marszowy Hacker A40-12L 410KV w konfiguracji ze śmigłem 18x10
- Regulator prędkości obrotowej silnika marszowego X-70 Opto Pro
- Zasilanie silnika marszowego bateria Li-Po 4s 10Ah
- Silniki pionowego startu i lądowania EMAX GT4020/06 w konfiguracji ze śmigłami 16x5,5
- Regulatory prędkości obrotowej silników pionowego startu i lądowania ZTW Beatles 80A
- Zasilanie silników pionowego startu i lądowania bateria Li-Po 6s 6,6Ah
- Kamera Sony RX0 MKII zamocowana na stabilizatorze 3 osiowym z możliwością sterowania
- Łączność RC, telemetrii i transmisja obrazu za pośrednictwem aparatury Herelink
- Serwomechanizmy HiTec HS 125MG

Rozdział 6

Technologie budowy

Najczęściej stosowaną w działalności AKL PP jest technologia konstrukcji wykonanych ze sklejki lotniczej. Projekt może zostać przygotowany w programie CAD, a następnie po odpowiednim rozplanowaniu rozkładu elementów na formatkach sklejki, mogą one zostać wycięte za pomocą lasera CO_2 sterowanego numerycznie. Powstały w ten sposób szkielet sklejany jest według planów za pomocą kleju cyjanoakrylowego oraz żywicy epoksydowej w miejscach, gdzie wymagana jest szczególna wytrzymałość lub łączone są ze sobą materiały inne niż drewno. Do wzmocnienia konstrukcji - w dźwigarach oraz podwoziu używane jest aluminium.

Do konstrukcji skrzydeł wykorzystywane są żeberka, połączone dwoma dźwigarami oraz podłużnicami, jedną umieszczoną na krawędzi natarcia, drugą w krawędzi spływu skrzydła. Po utworzeniu szkieletu skrzydła, nosek profilu pokrywany jest wygiętym w jego kształt arkuszem balsy o grubości 0,8 mm, sięgającym aż do dźwigara głównego, aby następnie zamknąć na nim keson. Krawędź spływu również pokrywa się arkuszem balsy. Po odcięciu lotki konieczne jest jej wzmocnienie. Poszycie samolotu wykonywane jest z termokurczliwej folii modelarskiej, której klej aktywowany jest poprzez podgrzanie żelazkiem modelarskim. Folia ta jest łatwa w użyciu, zapewnia niską chropowatość uzyskanej powierzchni, nie przenosi jednak żadnych obciążeń. Poszycia skrzydła nie można potraktować zatem jako konstrukcji cienkościennej. Wykonywany z niej jest również zawias lotki.

Park maszynowy którym dysponuje pracownia przeznaczony był głównie przeznaczony do obróbki sklejki. W bieżącym roku rozstał on jednak rozszerzony o maszyny zakupione w ramach projektu AeroSfera:

- Drukarka 3D: wytwarzanie elementów w technologii addytywnej, dzięki niej uzyskiwane są złożone elementy mocowań, owiewek i konstrukcji,
- Frezarka CNC: frezowanie elementów ze sklejki oraz aluminium,
- Tokarka warsztatowa: obrabiarka przeznaczona do obróbki skrawaniem przedmiotów najczęściej o powierzchni brył obrotowych,
- Szlifierka Pasowa: wykańczanie elementów,
- Laser CO_2 : wycinanie elementów konstrukcji, znacząco ułatwia proces prototypownia,
- Piła taśmowa: ręczna obróbka detali.

W tym przypadku zastosowana technologia wykonania powinna umożliwiać zbudowanie bardziej trwałego prototypu.



RYSUNEK 6.1: Drukarka 3D Raise E2



RYSUNEK 6.2: Frezarka CNC



RYSUNEK 6.3: Tokarka warsztatowa



RYSUNEK 6.4: Szlifierka Pasowa



RYSUNEK 6.5: Laser C02

6.1 Skrzydło

Możliwym byłoby wykonanie konstrukcji i poszycia wykorzystującej klasyczny sposób formowania włókien szklanych i węglowych w formach, wymaga to jednak sporego doświadczenia i zapasu czasu, którym zespół nie dysponował w momencie realizacji projektu. Dodatkowo technologia ta jest niewskazana ze względu na prototypowy charakter projektu, a zatem nakład pracy potrzebny do wyprodukowania kilku sztuk bezzałogowych statków powietrznych byłby znaczny. W przypadku produkcji seryjnej lub małoseryjnej byłoby to bardziej zasadne. W związku z tym zdecydowano się nie korzystać z form do produkcji laminatów, a zamiast tego zaprojektować klasyczne konstrukcyjne skrzydło ze sklejki lotniczej, a następnie pokryć je pianką (pianka EVA, depron lub XPS), które następnie wzmocnienie miałyby zostać warstwą laminatu szklanego.



RYSUNEK 6.6: Piła taśmowa

Technologia ta nie jest szeroko stosowaną, jednak pomimo tego zdecydowano się ją przetestować. Ma ona też swoje ograniczenia. Ze względu na konieczność formowania arkuszy materiału trudnością jest pokrywanie nim powierzchni zbieżnych, dlatego też zdecydowano się zrezygnować ze skrzydła trapezowego, na rzecz skrzydła prostokątnego. W tym celu klasyczne skrzydło zostało uzupełnione o dodatkowe podłużnice, które miałyby być podstawą umożliwiającą przyklejenie pierwszej warstwy poszycia. Konstrukcja skrzydła została wycięta ze sklejki lotniczej o grubości 2mm, za pomocą lasera CO_2 , a następnie sklejona za pomocą kleju cyjnanoakrylowego. Miejsca łączenia poszczególnych elementów zostały uprzednio oczyszczone ze spalenizny papierem ściernym. Tak przygotowany szkielet został pokryty pianką. W pierwszym podejściu zdecydowano się na wykorzystanie pianki EVA, ze względu na jej doskonałe właściwości elastyczne oraz odporność na działanie kleju CA. Skrzydło pokryte pianką EVA przedstawiono na grafice 6.7. Materiał ten pomimo tego, że okazał się bardzo łatwy w obróbce nie zapewniał odpowiedniej jakości poszycia. Powierzchnia okazała się być pofalowana i elastyczna. W związku z czym nie zdecydowano się na pokrywanie skrzydła włóknem szklanym. Zamiast tego zastąpiono piankę EVA depronem. Materiał ten okazał się sprawować lepiej w tym zadaniu. Jego formowanie wymaga obróbki termicznej, a przyklejanie do konstrukcji sklejkowej odpowiedniej dokładności, gdyż zbyt duża ilość kleju powoduje degradację struktury pianki. Uzyskany efekt okazał się być zadowalający, powierzchnia była równa i sztywna, w związku z czym przystąpiono do kolejnego etapu, którym było pokrycie skrzydła warstwą laminatu szklanego. Wykorzystano do tego żywicę epoksydową, [59] posiadającą następujące właściwości mechaniczne (Czysta żywica po utwardzaniu i wygrzaniu: 1 h 23 °C + 5 h 70 °C + 5 h 80 °C):

- Test sztywności:

Wytrzymałość na zginanie (DIN EN ISO 178): 137 MPa

Moduł sztywności (DIN EN ISO 178): 3.220 MPa

Odształcenie na powierzchni przy maksymalnym obciążeniu powyżej: 6.8%

Odształcenie na powierzchni bez zniszczenia próbki: 7.0%



RYSUNEK 6.7: Skrzydło pokryte pianką EVA



RYSUNEK 6.8: Skrzydło konstrukcyjne kryte depronem

- Test rozciągania:
Wytrzymałość na rozciąganie (DIN EN ISO 527): 82,8 MPa Wydłużenie przy zerwaniu: 4.7%
- Test ściskania:
Wytrzymałość na ściskanie (DIN EN ISO 1426): 111 MPa przy 6% skróceniu

- Skurcz:

Skurcz liniowy (DIN EN 12617-1): 0.3%

Co w połączeniu z tkaniną szklaną o splocie skośnym i masie $163g/m^2$ pozwoliło uzyskać sztywną i trwałą skorupę.

Aby uzyskać możliwie gładką powierzchnię poszycia, pokryto je dodatkową warstwą żywicy



RYSUNEK 6.9: Skrzydło pokryte laminatem szklanym



RYSUNEK 6.10: Powierzchnia uzyskana po laminowaniu

epoksydowej. Efekt końcowy przedstawiono na rysunku 6.11. Ze względu na problemu z dostęp-



RYSUNEK 6.11: Efekt końcowy

nością depronu, kolejne komplety skrzydeł zostały wykonane z arkuszy polistyrenowych (XPS). Materiał ten okazał się jeszcze lepiej spełniać potrzeby projektu. Przy podobnym stopniu trudności formowania (również konieczna jest obróbka termiczna) nie ulega on takiej degradacji pod wpływem kleju CA jak depron, nie wymaga on zatem tak dużej dokładności wykonania.

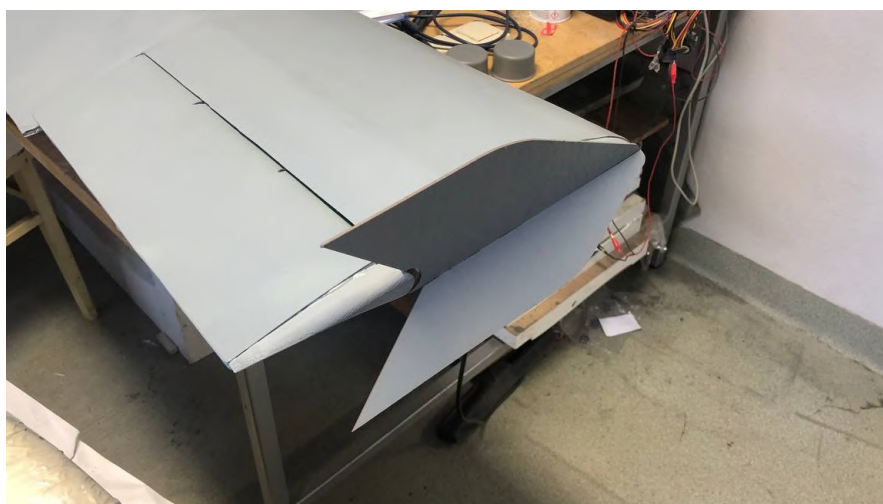


RYSUNEK 6.12: Skrzydło pokryte arkuszem polistyrenowym

Tak przygotowane skrzydła zostały wykończone szpachlą z wypełnieniem szklanym, a następnie pomalowane za pomocą lakieru w kolorze jasno szarym. Ostatnim elementem było wykonanie zakończeń skrzydła. Wykorzystano do tego elementy wykonane w technologii druku 3D oraz wycięte za pomocą lasera CO_2 panele.



RYSUNEK 6.13: Skrzydło pokryte laminatem szklanym



RYSUNEK 6.14: Końcówka skrzydła

6.2 Kadłub

Z uwagi na zaobłony kształt kadłuba kłopotliwym byłoby wykonanie go w konwencjonalny sposób. Zamiast tego zdecydowano się na wykonanie sklejkowej konstrukcji, a następnie wydrukowanie za pomocą drukarki 3D poszczególnych segmentów poszycia kadłuba. Dzięki temu możliwym było uzyskanie bardzo dużej dokładności spasowania wszystkich elementów, bez względu na ich kształt. W pierwszej iteracji zastosowano materiał PLA [60]. Właściwości mechaniczne użytego filamentu przedstawiono w tabeli 6.1. Aby zmniejszyć masę poszycia w kolejnej iteracji zastosowano materiał LW-PLA, cechujący się tym spienianiem podczas ekstruzji, co przejawia się jego zwiększaniem objętości, zatem ten sam element może być uzyskany z mniejszej ilości filamentu.

Właściwości fizyczne	Test według	Jednostka	Wartość
Gęstość	ISO 1183	g/cm ³	1,24
Właściwości mechaniczne	Test według	Jednostka	Wartość
Wytrzymałość na rozciąganie @ zakres plastyczny	ISO 527	MPa	50
Wytrzymałość na rozciąganie @ zerwanie	ISO 527	MPa	53
Moduł sprężystości	ISO 527	MPa	3500
Wydłużenie @ zakres plastyczny	ISO 527	%	6
Moduł wytrzymałość na zginanie	ISO 178	MPa	81
Moduł sprężystości	ISO 178	Mpa	3800
Udarność według Izoda (z karbem) w 23°C	ISO 180	kJ/m ²	2
Właściwości termiczne	Test według	Jednostka	Wartość
Temperatura odkształcenia cieplnego @ 0,45 MPa	ISO 75	°C	55
Temperatura zeszklenia T _g	DSC	°C	55-60
Temperatura topnienia T _m	DSC	°C	155-160

TABELA 6.1: Właściwości fizyczne filamentu PLA



RYSUNEK 6.15: Dziobowa część poszycia kadłuba

Pozwoliło to zmniejszyć masę poszycia z 625g do 250g. Zmniejszona wytrzymałość poszycia mogła zostać zaakceptowana, gdyż założenia poszycie kadłuba nie miało przenosić żadnych obciążeń. Właściwości fizyczne filamentu LW-PLA zostały przedstawione w tabeli 6.2 [61].

Właściwości fizyczne	Test według	Jednostka	Wartość
Gęstość	GB/T 1033	g/cm ³	1.2
Właściwości mechaniczne	Test według	Jednostka	Wartość
Wytrzymałość na rozciąganie @ zakres plastyczny	GB/T 1040	MPa	32
Wydłużenie @ przy zerwaniu	GB/T 1040	%	68.9
Moduł wytrzymałość na zginanie	GB/T 9341	MPa	41,31
Moduł sprężystości	GB/T 9341	Mpa	1701
Udarność według Izoda (z karbem) w 23°C	ISO 180	kJ/m ²	8,58
Właściwości termiczne	Test według	Jednostka	Wartość
Temperatura odkształcenia cieplnego @ 0,45 MPa	ISO 75	°C	53

TABELA 6.2: Właściwości fizyczne filamentu LW-PLA

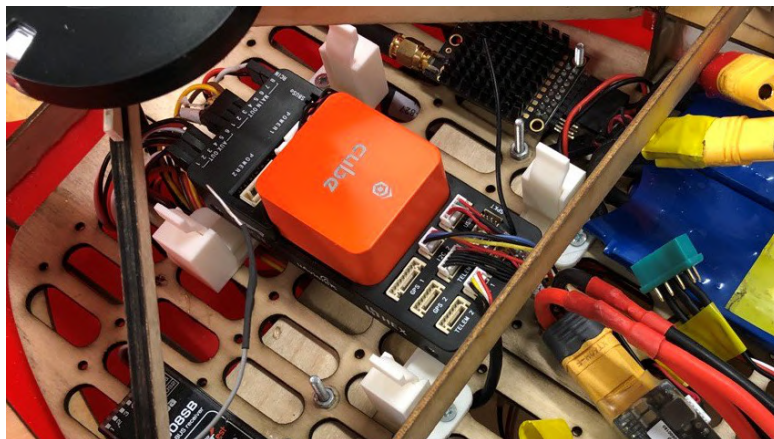
Każdy z pięciu segmentów poszycia kadłuba został wyposażony w elementy mocujące je do konstrukcji kadłuba, dzięki temu mogą być one niezależnie wymieniane w przypadku uszkodzenia.

Stosunkowo niska wartość temperatury odkształcenia cieplnego wynosząca 53 °[61] spowodowała obawy o zachowanie się elementów wykonanych z tego materiału pozostawionych na słońcu. W celu zniwelowania wpływu temperatury, wszystkie elementy wydrukowane z materiału LW-PLA zostały pokryte warstwą żywicy epoksydowej, która utworzyła równą i twardą, odporną na wpływ temperatury powierzchnię.

Pokrywa przedziału ładunkowego została również wykonana z czterech segmentów wydrukowanych z filamentu LW-PLA a następnie wzmocniona warstwą żywicy epoksydowej.

Późniejsze doświadczenia wykazały, że materiał technologia ta sprawdza się w wykonywaniu poszycia, również pod względem odporności na uszkodzenia. Po jednym z wypadków, które miały miejsce podczas prób w locie konstrukcja kadłuba uległa całkowitemu zniszczeniu, podczas gdy cztery z pięciu segmentów poszycia kadłuba nadawały się do ponownego użycia.

Do zamocowania niektórych elementów wyposażenia wewnątrz kadłuba, takich jak kontroler lotu czy moduł telemetry posłużono się wydrukowanymi zatrzaskami, umożliwiającymi szybki montaż i demontaż bez użycia narzędzi. Rozwiązanie przedstawiono na grafice 6.16.



RYSUNEK 6.16: Mocowanie wyposażenia w kadłubie

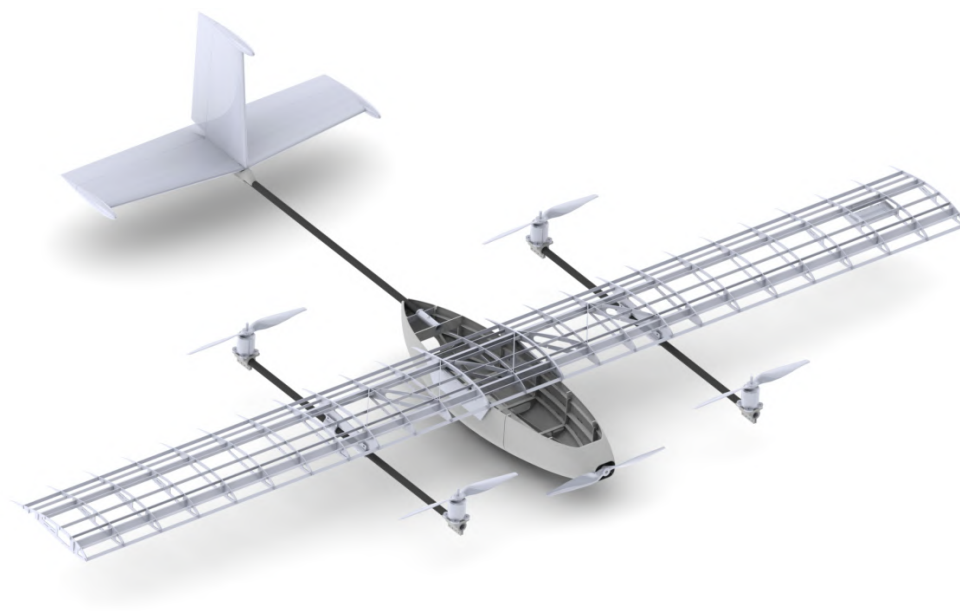
Rozdział 7

Proejkt szczegółowy

Mając na uwadze przeprowadzone analizy i rozważania ostatnim krokiem było opracowanie projektu szczegółowego bezzałogowego statku powietrznego. Został on przygotowany w programie SolidWorks. Obejmuje elementy wykonanie ze sklejki do wycięcia na laserze CO_2 , jak i gotowe elementy węglowe oraz części konieczne do wydrukowania w technologii 3D. Dokładne wykonanie projektu ogranicza ilość ręcznej pracy podczas prototypowania, dlatego tak ważne jest odpowiednie przygotowanie wszystkich części i przejście do realizacji dopiero na odpowiednim poziomie dojrzałości projektu. Wykonanie części za pomocą maszyn sterowanych numerycznie zapewnia nieporównywalnie lepszą dokładność wykonania i spasowania elementów. Co więcej pozwala ono przewidzieć wszystkie konieczne elementy, niwelując potrzebę adaptacji części na bieżąco. Rozwiązanie takie jest dużo pewniejsze i łatwiejsze w wykonaniu. Możliwe jest również sporządzenie dokumentacji technicznej, która okazuje się być bardzo pomocna dla niedoświadczonych studentów, którzy często biorą udział w pracach prototypowych, które odbywają się w ramach działalności AKL PP. W niniejszym rozdziale przedstawione zostały poszczególne elementy samolotu, wraz z konkretnymi rozwiązaniami, które pozwoliły doprowadzić do realizacji tego projektu. Na rysunku 7.1 przedstawiono grafiki wygenerowane w programie SolidWorks, natomiast rysunek 7.2 prezentuje rysunek techniczny wraz z wymiarami.

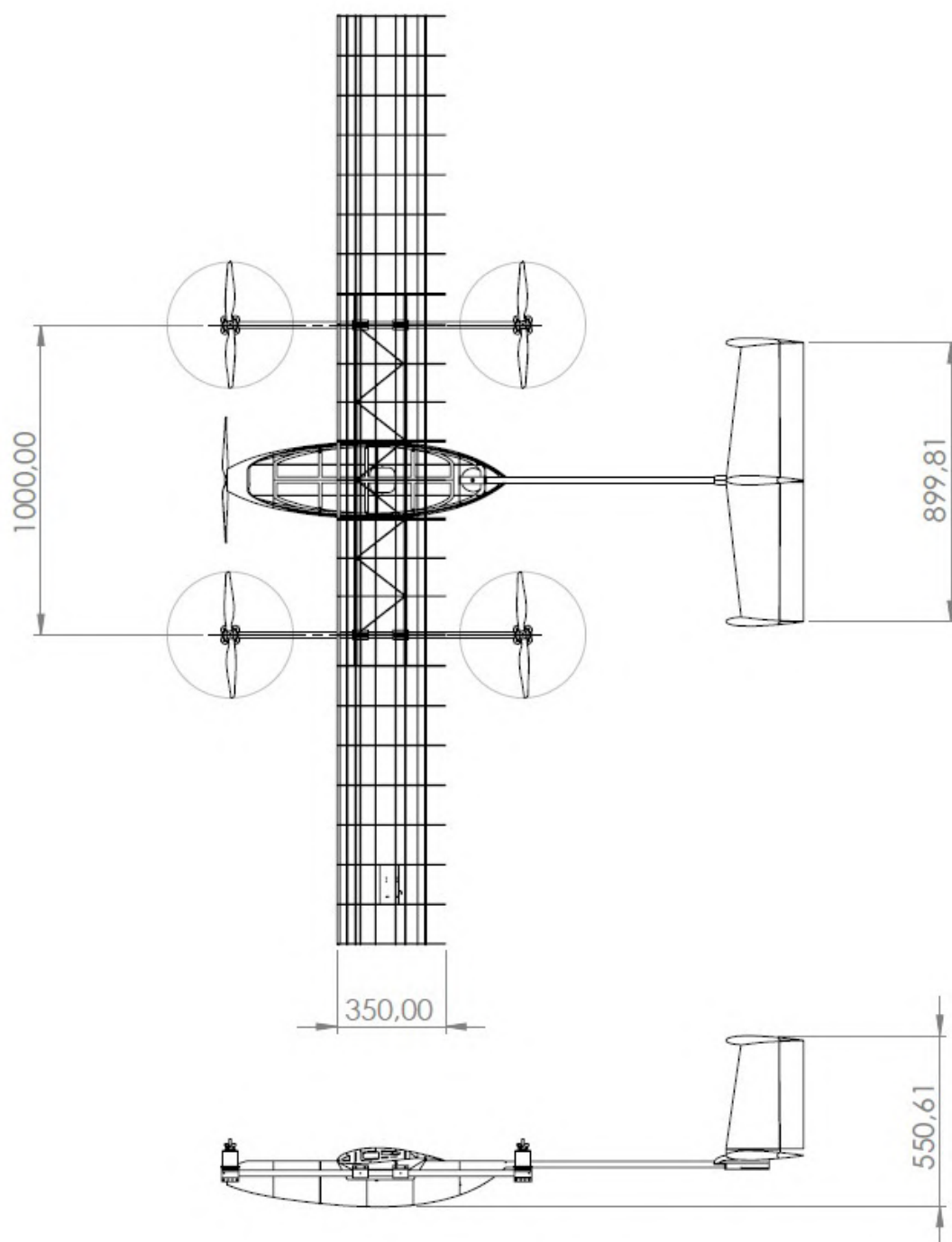
7.1 Kadłub

Jak wspomniano w poprzednim rozdziale, kadłub został oparty na konstrukcji sklejkowej, poszycie natomiast wykonano w technologii druku 3D z materiały LW-PLA. Na konstrukcję nośną składa się 6 podłużnic oraz 6 poprzecznych wręg, siódma natomiast stanowi ścianę ogniową, która jest jednocześnie podstawą do montażu silnika marszowego. Kadłub ma 900 mm długości, a jego szerokość maksymalna wynosi 253 mm. Przewidziano w nim miejsce dla niezbędnego wyposażenia obejmującego: kontroler lotu, moduł GPS, moduł telemetrii, odbiornik RC, cztery regulatory silników pionowego startu i lądowania, regulator silnika marszowego, silnik marszowy, moduły zasilania oraz baterie konieczne do lotu. Dodatkowo gabaryt kadłuba pozwala na zamontowanie dodatkowo: komputera przetwarzania brzegowego takiego jak Nvidia Jetson Xavier NX, gimbała oraz kamery. Podłoga przedziału ładunkowego posiada otwory mocujące w rastrze o wymiarze 32x16mm, co umożliwia montaż z wykorzystaniem systemu mocowania, bez konieczności nawiercania dodatkowych otworów. Uniesienie podłogi ponad dolną krawędź kadłuba i wykonanie kanałów na przewody w poprzecznych wręgach umożliwiło przeprowadzenie prze-



RYSUNEK 7.1: Graficzne przedstawienie projektu BSP

wodów pod podłogą utrzymując porządek i dobrą organizację przestrzeni wewnątrz samolotu. Rozmieszczenie zostało przedstawione na rysunku 5.3 na stronie 41. Pokrywa zamykająca przedział ładunkowy mocowana jest za pomocą trzech śrub, co umożliwia szybki i bezproblemowy dostęp do wnętrza kadłuba.



RYSUNEK 7.2: Rysunek techniczny projektu BSP

7.2 Skrzydła

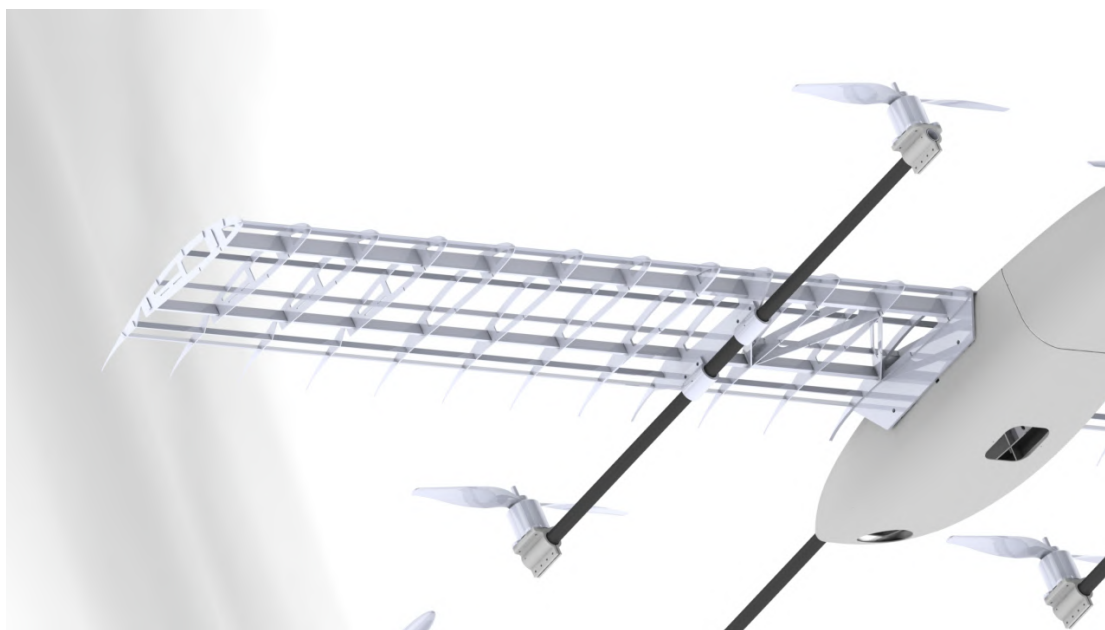
Skrzydła zostały zaprojektowane z myślą o jak najprostszym ich wykonaniu, dlatego zdecydowano się pozostać przy obrysie prostokątnym i nie wprowadzać dzielenia go na mniejsze części. Głównym elementem nośnym są dwa dźwigary wykonane ze sklejk o grubości 4mm. Pomocniczy o przekroju 4x18mm, główny o przekroju 4x30mm dodatkowo wzmocniony pasmami z listew

4x4mm uzyskując przekrój poprzeczny przypominający literę C. Na każde ze skrzydeł składa się 11 żeber, z czego 6 z nich to klasyczne żebra konstrukcyjne, 1 z nich to wzmocniony profil będący węzłem mocowania dla belki z silnikami pionowego startu i lądowania, a 4 z nich podzielone zostały na część stałą przytwierdzoną do skrzydła i ruchomą lotkę. Odległości pomiędzy poszczególnymi żebrami zachowane są dzięki 8 podłużnicom, które dodatkowo stanowią podstawę do przyklejenie poszycia. Na końcówce każdego ze skrzydeł przewidziano jego zakończenie składające się z wydrukowanego elementu oraz dwóch paneli.

Mocowanie skrzydła do kadłuba odbywa się poprzez przedłużenia dźwigarów będące jednocześnie bagnetami. Po wsunięciu w otwory w poszyciu kadłuba, należy zamocować je 4 śrubami oraz podłączyć wtyczkę MPX oraz dwa złącza regulatorów silników pionowego startu i lądowania.

Mocowanie serwomechanizmów w skrzydle odbywa się do poziomej płytki poprzez element dokładnie pasujący do otworów montażowych. Całość zamykana jest zaślepką widoczną na zdjęciu 7.3

Układ silników pionowego startu i lądowania mocowany jest do węzła mocowania w skrzydle za pomocą obejm w drukowanej na drukarce 3D. Ta jest zabezpieczona przed przesuwaniem się wkrętem ustalającym. Krzyżowe mocowania silników utwierdzona są również na wydrukach 3D.



RYSUNEK 7.3: Skrzydło BSP

7.3 Usterzenie ogonowe

Projekt został wykonany zgodnie z obliczeniami minimalnych powierzchni usterzenia. Ze względów bezpieczeństwa usterzenie poziome zostało nieznacznie powiększone, w celu zapewnienia większej stabilności i kontroli w locie.

Ster wysokości składa się z 8 żeberk zapewniających odpowiedni kształt płata, umieszczonych po 4 na każdą ze stron, w odstępach co 100mm, dwóch żeberk z mocowaniami do belki ogonowej, steru kierunku umieszczonymi centralnie, oraz jednego żeberka przeznaczonego do zamocowania w nim serwomechanizmu odpowiedzialnego za poruszanie lotką. Żeberka połączone są ze sobą za pomocą dźwigara umieszczonego w 57% cięciwy, wykonanego również ze sklejk. Aby zapewnić odpowiednie pozycjonowanie żeberk względem siebie w dźwigarze przewidziano nacięcia, do osadzenia w nich, natomiast aby zapewnić prostopadłość względem niego, zastosowano podłużnicę umieszczoną w krawędzi natarcia.

Aby uprościć mocowanie steru kierunku do wysokości, a dalej do belki ogonowej, konstrukcję oparto o rurkę aluminiową o średnicy 8 mm, która pozwala na umieszczenie w niej nitonakrętki, a następnie wykorzystanie jej do mocowania steru kierunku i steru wysokości do belki ogonowej. Wzdłuż jego długości, w równych odstępach umieszczono 8 żeberk wykonanych ze sklejk.

Usterzenie ogonowe zaprojektowane zostało do wykonania w tej samej technologii co główne skrzydło. Serwomechanizmy ponownie zostały umieszczone wewnątrz płatów, a ich mocowanie do rury węglowej stanowiącej belkę ogonową odbywa się poprzez dopasowany, kompaktowy element z drukarki 3D. Mocowanie do kadłuba odbywa się poprzez wsunięcie belki ogonowej do tulei na stałe umieszczonej w kadłubie, a następnie zabezpieczenie przed wysunięciem śrubą M4. Konieczne jest również podłączenie jednego złącza MPX, które odpowiada na przekazanie sygnału sterującego do serwomechanizmów usterzenia ogonowego.



RYСУNEK 7.4: Prototyp BSP

Rozdział 8

Złożenie projektu

Kompletny projekt szczegółowy bezzałogowego statku powietrznego przygotowany w programie SolidWorks. Zawiera rysunek techniczny (AKL_INO_Rysunek.pdf), kompletne złożenie (AKL_INO_Złożenie.SLDASM) oraz poszczególne części zgodnie z poniższym zestawieniem, które określa również liczbę sztuk.

NR ELEMENTU	NUMER CZĘŚCI	LICZBA
1	kadłub-8-kad	1
2	W1-1	1
3	W2-1	1
4	W3-1	1
5	W4-1	1
6	W5-1	1
7	W6-1	1
8	W7-1	2
9	W8-1	2
10	W9-1	2
11	W10-1	2
12	kadłub-8-kad-nos	1
13	kadłub-8-kad-ogon	1
14	W11-1	2
15	W12-1	1
16	kadłub-8-kad-ogon-foto	1
17	mocowanie1	1
18	bagnet	1
19	dzwigar	1
20	pasmo	2
21	żebro2	6
22	podłużnica	7
23	dzwigar-maly	1
24	podłużnica-krótka	2
25	żebro-lotka-zawias	2
26	żebro-lotka-baza	4
27	podłużnica-lotka	2
28	żebro-mocowanie	1
29	22x20x1000	4
30	mocowanie silnika-v3	6
31	GT4020-7	6
32	APC-16x8	7
33	Elevator-1-1-S	1
34	Rudder-1-1-S	1
35	mocowanie steru wysokości	1
36	mocowanie steru kierunku	1

37	5-B-E-1	1
38	owiewka1	1
39	owiewka1-lustro	2
40	kadtub-8-kad-poszycietyl	1
41	kadtub-8-kad-poszycieprzod	1
42	żebro-lotka-zawias-serwo	2
43	seromocownaie	1
44	mocowanie-serwa	2
45	serwo	2
46	klapka serwo	1
47	kadtub-8-kad-pokrywa	1
48	wzornik-usterzenie	1
49	kadtub-8-kad-poszycie-mid-F	1
50	kadtub-8-kad-poszycie-mid-B	1
51	dzwigar1-2-c1	2
52	dzwigar1-1-c1	2
53	żebro-c1	9
54	dzwigar2-2-c1	2
55	dzwigar2-1-c1	2
56	żebro3-c1	2
57	żebro3-1-c1	2
58	skos01	8
59	dzwigar-u2	2
60	dzwigar-u1	2
61	żebro-u1	8
62	podłużnica-u1	14
63	żebro-u1-l	8
64	seromocownaie-u1	1
65	podłużnica-centro-backup	7
66	mocowanie rury-v1	4

Rozdział 9

Stacja naziemna

Obsługowa stacja naziemna umożliwia start i lądowanie bezzałogowego statku powietrznego oraz jego obsługę pomiędzy poszczególnymi lotami. Dzięki dodatkowemu wyposażeniu możliwe jest ładowanie akumulatorów BSP bezpośrednio na platformie. Przy zastosowaniu relingów samochodowych możliwe jest zamontowanie jej na nadwoziu samochodu typu pickup. Zastosowano



RYSUNEK 9.1: Złożona platforma

podnośniki, które umożliwiają podniesienie platformy w celu minimalizacji ryzyka uszkodzenia samochodu podczas startu i lądowania.



RYSUNEK 9.2: Rozłożona platforma

Rozdział 10

Podsumowanie i zakończenie

Niniejsza dokumentacja jest podsumowaniem złożonego procesu projektowego uniwersalnego bezzałogowego statku powietrznego. Objęła ona analizę statystyczną istniejących konstrukcji, która pozwoliła na określenie optymalnej koncepcji BSP.

Została ona poddana dalszym badaniom pod względem aerodynamicznym i wytrzymałościowym. Porównano profile aerodynamiczne pod kątem uzyskiwanych wartości współczynnika siły nośnej oraz oporu dla różnych liczb Reynoldsa. Przeprowadzono analizę skrzydła metodą panelową. Dobrano odpowiednich rozmiarów lotki oraz zaprojektowano strukturę siłową skrzydła obliczając siły na nie działające. Wskazano bryłę kadłuba konieczną do pomieszczenia zakładanego ładunku. Zaprojektowano konstrukcję kadłuba opartą o wręgi i podłużnice, ze względu na rodzaj transportowanego ładunku. Przewidziano miejsce na niezbędne wyposażenie. Obliczono wymagane powierzchnie usterzenia pionowego i poziomego. Ponownie określając siły działające na powierzchnie nośne określono ich konstrukcję siłową.

Dobre zostały podzespoły, niezbędne do osiągnięcia założonych osiągnięć lotu. Porównano dostępne silniki elektryczne, a następnie przebadano je w różnych konfiguracjach ze śmigłami w oprogramowaniu eCalc oraz określono tę najbardziej korzystną, zarówno dla układu pionowego startu i lądowania jak i silnika marszowego.

Wybrano i opisano technologię produkcji prototypu, która różniła się od dotychczas najczęściej stosowanych w ramach projektów AKL.

Biorąc pod uwagę uzyskane dane przygotowany został projekt szczegółowy, który następnie został zbudowany i poddany testom w locie.



RYSUNEK 10.1: BSP w locie

Literatura

- [1] Applied Aeronautics Albatross. <https://www.appliedaeronautics.com/albatross-uav>. Dostęp: 29.05.2022.
- [2] UAV Factory Penguin. <https://uavfactory.com/en/uav-airframes>. Dostęp: 29.05.2022.
- [3] Quantum Systems Trinity F90+. <https://www.quantum-systems.com/project/trinityf90plus-mapping-drone/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [4] SenseFly eBee X. <https://www.sensefly.com/drone/ebec-x-fixed-wing-drone/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [5] Wingtra Gen II. <https://wingtra.com/mapping-drone-wingtraone/gen-ii/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [6] Stanisław Danilecki. *Projektowanie samolotów*. Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2000.
- [7] Radosław Bielawski. *Wybrane Zagadnienia z Budowy Statków powietrznych: Definicje, pojęcia i klasyfikacje*. 2015.
- [8] Andrew Agapiou. Drones in construction: An international review of the legal and regulatory landscape, 2020.
- [9] Akshay Krishnan, Shubham Nagar, and Venkatesh Donekal. Advances in drone technology and iod revolutionising industries. *International Journal of Robotics and Automation*, 2020.
- [10] BZB UAS Koliber. <https://bzbuas.com/sklep/samoloty-bezzalogowe/samolot-bezzalogowy-koliber-survey/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [11] BZB UAS Koliber VTOL. <https://bzbuas.com/sklep/samoloty-bezzalogowe/samolot-bezzalogowy-koliber-vtol/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [12] Voltus Aerospace Fixar. <https://volatusaerospace.com/fixar/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [13] BSP Farada 1. <https://farada.eu>. Dostęp: 29.05.2022.
- [14] Larisa Kapustina, Natalia Izakova, Elizaveta Makovkina, and Michail Khmelkov. The global drone market: main development trends. *SHS Web of Conferences*, 129, 2021.
- [15] Kun Xiao, Yao Meng, Xunhua Dai, Haotian Zhang, and Quan Quan. A Lifting Wing Fixed on Multirotor UAVs for Long Flight Ranges. In *2021 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2021*, 2021.
- [16] Muhammad Fadhil, Bin Jamaludin, Mastura Ab Wahid, Universiti Teknologi, Fixed Wing, and Thrust Performance. Design and Analysis Performance of Fixed Wing VTOL UAV. *Journal of Transport System Engineering*, 5(1), 2018.

- [17] Carl Olsson, Sebastian Verling, Thomas Stastny, and Roland Siegwart. Full envelope system identification of a vtol tailsitter uav. 2021.
- [18] Wenzhuo Cao, Jienan Zhang, and Hong Li. Batteries with high theoretical energy densities. *Energy Storage Materials*, 26, 2020.
- [19] Xuefeng Mao, Junfang Li, Fating Hu, Peng Huang, and Peng Zhao. Synthesis and characterization of coal-based high energy density fuel. *Meitan Xuebao/Journal of the China Coal Society*, 46(1), 2021.
- [20] Fernando Isorna Llerena, Álvaro Fernández Barranco, José Antonio Bogeat, Francisca Segura, and José Manuel Andújar. Converting a fixed-wing internal combustion engine RPAS into an electric lithium-ion battery-driven RPAS. *Applied Sciences (Switzerland)*, 10(5), 2020.
- [21] Commission Implementing Regulation (EU) 2019/947 of 24 May 2019 on the rules and procedures for the operation of unmanned aircraft. 2019.
<https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=CELEX%3A32019R0947>. Dostęp: 1.06.2022.
- [22] Alessandro Bacchini and Enrico Cestino. Electric vtol configurations comparison. *Aerospace*, 6, 2019.
- [23] Commission Delegated Regulation (EU) 2019/945 of 12 March 2019 on unmanned aircraft systems and on third-country operators of unmanned aircraft systems. 2019.
<https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=CELEX%3A32019R0945>. Dostęp: 1.06.2022.
- [24] Laure Moiroux-Arvis, Christophe Cariou, and Jean Pierre Chanet. Evaluation of lora technology in 433-mhz and 868-mhz for underground to aboveground data transmission. *Computers and Electronics in Agriculture*, 194, 2022.
- [25] Vlad Marsic, Tazdin Amietszajew, Petar Igetic, Soroush Farammehr, and Joe Fleming. Wireless communication test on 868 mhz and 2.4 ghz from inside the 18650 li-ion enclosed metal shell. *Sensors*, 22, 2022.
- [26] RFD900x Radio Modem Data Sheet. <http://rfdesign.com.au/rfd900x-modem/>. Dostęp: 19.05.2022.
- [27] Uavionics Tiguar C. <https://www.uavionics.com.pl/tiguar-c>. Dostęp: 29.05.2022.
- [28] German Drones Songbird. <https://www.germandrones.com/en/songbird>. Dostęp: 29.05.2022.
- [29] Plrotech XV. <https://www.plyrotech.com/products/xv/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [30] UAVOS Borey 20. <https://www.uavos.com/products/fixed-wing-uavs/borey-10/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [31] UAVOS Sitaria E. <https://www.uavos.com/products/fixed-wing-uavs/sitaria-e/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [32] UAVOS Borey 20. <https://www.mapir.camera/products/hitec-xeno>. Dostęp: 29.05.2022.
- [33] BST Aero Black Swift 2. <https://bst.aero/black-swift-s2-uas/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [34] Aeromapper Avem. <https://www.aeromapper.com/uav/>. Dostęp: 29.05.2022.
- [35] Aeromao Aeromapper 300. <https://www.aeromao.com/products/aeromapper-300/>. Dostęp: 29.05.2022.

- [36] Skyeton Raybird 3. <https://skyeton.com/uas-uav-raybird-3>. Dostęp: 29.05.2022.
- [37] C-Astral SQA VTOL. <https://www.c-astral.com/en/unmanned-systems/sqa-evtol>. Dostęp: 29.05.2022.
- [38] SkyEye Sierra. <https://www.c-astral.com/en/unmanned-systems/sqa-evtol>. Dostęp: 29.05.2022.
- [39] Jan Dominiak. Projekt samolotu klasy Regular na zawody akademickie Sae Aero Design East 2020. 2021.
- [40] Władysław Fiszdón. Mechanika lotu, cz I, 1961.
- [41] Władysław Fiszdón. Mechanika lotu cz II, 1961.
- [42] Thomas C. Corke. Aircraft Design, 2003.
- [43] İbrahim Halil Güzelbey, Yüksel Eraslan, and Mehmet Hanifi Doğru. Effects of Taper Ratio on Aircraft Wing Aerodynamic Parameters: A Comparative Study. *European Mechanical Science*, 3(1):18–23, 2019.
- [44] Abdelwahid Boutemedjet, Marija Samardžić, Lamine Rebhi, Zoran Rajić, and Takieddine Mouada. UAV aerodynamic design involving genetic algorithm and artificial neural network for wing preliminary computation. *Aerospace Science and Technology*, 84:464–483, jan 2019.
- [45] András Sóbester and Alexander I.J. Forrester. *Aircraft Aerodynamic Design: Geometry and Optimization*, volume 9780470662. 2014.
- [46] Thomas R. Yechout, Steven L. Morris, David E. Bossert, Wayne F. Hallgren, and James K. Hall. *Introduction to Aircraft Flight Mechanics, Second Edition*. 2014.
- [47] M. Gunasekaran and Rinku Mukherjee. Behaviour of trailing wing(s) in echelon formation due to wing twist and aspect ratio. *Aerospace Science and Technology*, 63:294–303, 2017.
- [48] Antoni Milkiewicz. Praktyczna aerodynamika i mechanika lotu samolotu odrzutowego w tym wysokomanewrowego, 2009.
- [49] Mohammad H. Sadraey. Design of control surfaces. *Aerospace Series*, pages 631–753, 2006.
- [50] Michael S. Selig and Bryan D. McGranahan. *Summary of Low speed Airfoil Data - Vol 1*, volume 1. 1995.
- [51] Determining Servo Torque Requirements. <https://www.ecalc.ch/setupfinder.php>. Dostęp: 20.05.2022.
- [52] Rishard Shevell. Fundamentals of Flight. *Fm 3-04.203*, (May), 1998.
- [53] Myeong Hwan Hwang, Hyun Rok Cha, and Sung Yong Jung. Practical endurance estimation for minimizing energy consumption of multirotor unmanned aerial vehicles. *Energies*, 11, 2018.
- [54] Determining Servo Torque Requirements. https://soggi.ca/wordpress/wp-content/uploads/2020/09/ServoTorqueCalcArticle_App.pdf. Dostęp: 19.05.2022.
- [55] ANNOUNCED SPECIFICATION OF HS-125MG SLIM METAL GEAR SERVO. <http://www.letmodel.cz/technical-data/serva/hs-12520mg.pdf>. Dostęp: 20.05.2022.
- [56] Taylor B. Bodin, Jason M. Bindewald, Robert C. Leishman, Gilbert L. Peterson, and David R. Jacques. A development platform for behavioral flexibility in autonomous unmanned aerial systems. *International Journal of Intelligent Robotics and Applications*, 4, 2020.

- [57] Stephen J. Carlson and Christos Papachristos. The minihawk-vtol: Design, modeling, and experiments of a rapidly-prototyped tiltrotor uav. 2021.
- [58] Auto-tuning PX4. <https://docs.px4.io/main/en/config/autotune.html/>. Dostęp: 18.05.2022.
- [59] Żwycia epoksydowa L. <https://r-g.com.pl/pl/p/Epoksydowa-Zywica-L-Utwardzacz-CL-60-min.-kit-3C25-kg/1906>. Dostęp: 20.05.2022.
- [60] Karta charakterystyki filamentu PLA. https://fiberlogy.com/wp-content/uploads/2021/12/FIBERLOGY_EASY_PLA_TDS.pdf. Dostęp: 21.05.2022.
- [61] Karta charakterystyki filamentu LW-PLA. https://c-3d.niceshops.com/upload/file/eSUN_ePLA-LW-Filament_TDS_V4.0.pdf. Dostęp: 21.05.2022.