



Politechnika Wrocławska

Wydział Mechaniczno-Energetyczny
kierunek studiów: **lotnictwo i kosmonautyka**
specjalność: **awionika i sterowanie**

PRACA DYPLOMOWA INŻYNIERSKA

Projekt drona do walki elektronicznej

Patryk Niczke

Opiekun pracy
Dr inż. Katarzyna Strzelecka

Wrocław 2024

Streszczenie

Celem pracy jest zaprojektowanie drona do walki elektronicznej. Projekt ma mieć charakter analityczny, to znaczy, że każdy z etapów projektowych powinien mieć podłoże teoretyczne, z którego będą wynikać założenia i wzory, na podstawie których oparte będą obliczenia i doборы parametrów projektowanego drona do walki elektronicznej.

Projekt drona do walki elektronicznej pokrywa się w wielu miejscach z klasycznym projektem załogowego statku powietrznego począwszy na wyznaczaniu masy samolotu, przez wyznaczenie geometrii skrzydła na projekcie mechanizacji powierzchni nośnych kończąc. Klasyczny projekt załogowego statku powietrznego zawarty jest w takich pozycjach jak [1] czy [2]:

Przez walkę elektroniczną rozumie się działanie wykorzystującym elektromagnetyczną oraz kierowaną energię do kontrolowania spektrum elektromagnetycznego lub do ataku na przeciwnika [3].

Abstract

The aim of the work is to design a UAV (Unmanned Aerial Vehicle) for electronic warfare. The project is intended to be analytical, meaning that each stage of the design process should have a theoretical basis from which assumptions and formulas will be derived. These theoretical foundations will serve as the basis for calculations and the selection of parameters for the designed drone for electronic warfare.

The design of a drone for electronic warfare intersects with a classical crewed aircraft project in many aspects, starting from determining the aircraft's mass to defining the wing geometry and concluding with the lifting surfaces' mechanization design. The classical project of a crewed aircraft is covered in positions such as [1] or [2].

Electronic warfare, in this context, refers to actions that utilize electromagnetic and directed energy to control the electromagnetic spectrum or to attack an adversary [3].

Spis treści

Spis oznaczeń	5
1. Wstęp	8
1.1. Wybór tematu pracy	8
1.2. Cel pracy.....	9
1.3. Zakres pracy	9
2. Analiza poszczególnych etapów pracy inżynierskiej	9
2.1. Przegląd istniejących dronów o tym samym przeznaczeniu	9
2.2. Projekt wstępny, czyli wyznaczenie masy całkowitej drona, jego powierzchni nośnej i mocy silnika.....	10
2.3. Projekt skrzydła	10
2.4. Projekt usterzenia	10
2.5. Projekt kadłuba	10
3. Przegląd istniejących dronów o tym samym przeznaczeniu	11
3.1. Gray Eagle	11
3.2. RQ-5 Hunter	12
3.3. Aerostar.....	12
3.4. Falco	13
3.5. Harfang.....	14
3.6. IAI Heron	15
3.7. Porównanie dronów i wymagania techniczne	16
4. Projekt wstępny, czyli wyznaczenie masy całkowitej drona, jego powierzchni nośnej i mocy silnika.....	17
4.1. Wstęp	17
4.2. Masa Startowa	17
4.3. Obciążenie mocy i powierzchni	23
5. Projekt skrzydła	34
5.1. Wstęp	34
5.2. Konfiguracja skrzydła	36
5.3. Profil aerodynamiczny skrzydła.....	37
5.4. Parametry geometryczne skrzydła.....	42
5.5. Klapy.....	49
6. Projekt usterzenia	52
6.1. Wstęp	52
6.2. Konfiguracja usterzenia poziomego.....	53

6.3.	Równowaga drona i wstępne obliczenia.....	54
6.4.	Profil aerodynamiczny usterzenia poziomego	59
6.5.	Parametry geometryczne usterzeń.....	60
7.	Projekt kadłuba	66
7.1.	Wstęp	66
7.2.	Obliczenia i rysunek drona	68
8.	Zespół napędowy	68
8.1.	Wstęp	69
8.2.	Projekt śmigła.....	70
9.	Masa pusta samolotu.....	73
9.1.	Wstęp	73
9.2.	Obliczenia	74
10.	Wnioski.....	76
	Bibliografia	78

Spis oznaczeń

A_i – i-ta szukana niewiadoma w teorii Ludwiga Prandtla

AR – wydłużenie

AR_P – wydłużenie śmigła

λ – zbieżność

α_{0n} – kąt natarcia segmentu dla zerowej siły nośnej

α_h – kąt natarcia na usterzeniu poziomym

α_f – kąt natarcia kadłuba (dla lotu z prędkością przelotową równy 0)

α_n – kąt natarcia segmentu

α_w – kąt natarcia skrzydła

$\left(\frac{dc_z}{d\alpha}\right)_n$ – współczynnik liniowy zależności siły nośnej od kąta natarcia dla n-tego segmentu

$\left(\frac{dc_z}{d\alpha_h}\right)_\infty$ – współczynnik liniowy zależności siły nośnej od kąta natarcia dla profilu usterzenia

c_{an} – średnia cięciwa aerodynamiczna n-tego segmentu

$$\mu = \frac{c_{an} \left(\frac{dc_z}{d\alpha}\right)_n}{4b}$$

$\Delta\alpha_0$ – zmiana kąta natarcia dla zerowej siły nośnej po wysunięciu klap

α_{0f} – kąt natarcia dla zerowej siły nośnej po wysunięciu klap

b – rozpiętość skrzydła

c – cięciwa skrzydła

c_a – średnia cięciwa aerodynamiczna

c_t – cięciwa końcowa

c_r – cięciwa przykadłubowa

c_f – cięciwa klapy

c_j – jednostkowe zużycie paliwa

C_{MoWF} – współczynnik momentu aerodynamicznego zespołu skrzydło/kadłub

C_{mp} – współczynnik momentu aerodynamicznego dla profilu skrzydła

C_P – cięciwa łopaty śmigła

C_{x0} – współczynnik siły oporu dla zerowej siły nośnej

C_{x0LG} – współczynnik siły oporu podwozia dla zerowej siły nośnej

C_{x0HLD} – współczynnik siły oporu mechanizacji skrzydła dla zerowej siły nośnej

C_x – współczynnik siły oporu

C_{x0TO} – współczynnik siły oporu drona przy starcie dla zerowej siły nośnej

C_{Zh} - współczynnik siły nośnej usterzenia
 C_{Zmax} – maksymalny współczynnik siły nośnej drona
 C_{Zmaxw} – maksymalny współczynnik siły nośnej skrzydła
 C_{Zmaxp} – maksymalny współczynnik siły nośnej profilu przy schowanych klapach
 $C_{ZmaxpHLD}$ – maksymalny współczynnik siły nośnej profilu przy wysuniętych klapach
 C_{ZTO} – współczynnik siły nośnej drona przy starcie
 C_{zC} – współczynnik siły nośnej drona przy locie z prędkością przelotową
 C_{Zcw} – współczynnik siły nośnej skrzydła przy locie z prędkością przelotową
 C_{Zp} – współczynnik siły nośnej profilu przy locie z prędkością przelotową
 C_{zP} – współczynnik siły nośnej śmigła
 C_{zR} – współczynnik siły nośnej dla prędkości rotacji
 ΔC_z – przyrost siły nośnej przy starcie w związku z mechanizacją skrzydła
 D_{max} – maksymalna doskonałość aerodynamiczna drona
 δ_f – kąt wysunięcia klapy
 e – współczynnik Oswalda
 ε_0 – to kąt odchylenia strugi dla zerowego kąta natarcia skrzydła
 F – siła
 g – przyspieszenie ziemskie
 H_{AC} – wysokość na pułapie teoretycznym
 H_C – wysokość przelotowa
 $K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR}$
 l_V – odległość środków aerodynamicznych zespołu skrzydło/kadłub i usterzenia pionowego
 $M_{\dot{S}M}$ – moment siły względem środka masy
 M_{oWF} – moment aerodynamiczny zespołu skrzydło/kadłub
 M_{LWF} – moment siły nośnej wytworzonej przez zespół skrzydło/kadłub
 M_{LH} – moment siły nośnej na usterzeniu
 m_A - masa osprzętu
 m_E - masa pustej konstrukcji drona

 m_f – masa paliwa drona
 m_{PL} – masa ładunku użytecznego drona
 m_{TO} – maksymalna masa całkowita drona (MTOW)
 n – numer segmentu
 η_P – sprawność śmigła
 ρ – gęstość powietrza na danej wysokości
 ρ_0 – gęstość powietrza na wysokości ziemi według atmosfery wzorcowej
 ρ_c – gęstość powietrza na wysokości przelotowej
 P – moc silnika
 P_{AC} – moc silnika na pułapie teoretycznym
 P_r – moc rozporządzalna silnika
 P_c – moc rozporządzalna dla warunków przelotowych
 P_n – moc niezbędna
 P_{max} – moc maksymalna silnika na danej wysokości
 S – pole powierzchni nośnej
 S_h - pole usterzenia poziomego
 S_p – pole powierzchni śmigła

$S_{wetfrkab}$ – powierzchnia omywana kadłuba w obrębie wspomnianego fragmentu

S_{wet} - powierzchnia omywana usterzenia

s_{TO} – droga rozbiegu

σ – gęstość względna na danej wysokości

T – siła ciągu

μ_s – współczynnik tarcia statycznego

W – ciężar samolotu

w_{max} – maksymalna prędkość wznoszenia

V_c - prędkość przelotowa

V_{Emax} – prędkość ekonomiczna

V_{max} – prędkość maksymalna na danej wysokości

V_R – prędkość rotacji

V_s – prędkość przeciągnięcia

V_{sr} – prędkość średnia na śmigle

V_{TO} – prędkość startowa

\overline{V}_h - cecha objętościowa usterzenia poziomego

\overline{V}_V – cecha objętościowa usterzenia pionowego

1. Wstęp

1.1. Wybór tematu pracy

Drony stają się co raz popularniejszym elementem inżynierii lotniczej. Stały się niezbędnym narzędziem w strategii wojennej. O ich kluczowości świadczy fakt, jak powszechnie są stosowane w wojnie na Ukrainie, i jak dużą część tej wojny stanowią [4].

Patrząc na to z innej strony, mało jest pozycji literaturowych w Polsce i na świecie opisujących analityczne podejście do projektowania drona. I tak jak wspomniano w streszczeniu, że projekt bezzałogowego statku powietrznego w dużej mierze pokrywa się z projektem samolotu załogowego, tak jednak są różnice, które należy uwzględnić w trakcie pracy projektowej. W przypadku drona do walki elektronicznej są to między innymi: specyfika projektowania kadłuba o kształcie zupełnie innym niż w przypadku innych statków powietrznych, fakt braku kokpitu w dronie czy wartości parametrów, zakładanych głównie w wstępnej fazie projektu, różniące się od tych dla załogowców. Wynika, więc, że potrzebne jest usystematyzowanie wiedzy na temat projektu takich statków dzięki etapowemu opisowi projektu takiego statku powietrznego. Wracając do braku pozycji literaturowych, to należy wspomnieć, że również sięgając po literaturze światową dostrzeżono mało imponującą liczbę pozycji skupionych na samym projektowaniu bryły aerodynamicznej bezzałogowego statku powietrznego. Po przeglądzie literaturowym, książka, której najbliższej do tej kwestii, jest [5]. Książka ta jednak, poświęca projektowaniu bryły aerodynamicznej stosunkowo mało stron, a bardziej skupia się na projektowaniu systemów elektroniki i automatyki do tychże statków powietrznych. Poza tym część dotycząca kształtu statku powietrznego to praktycznie powielenie pozycji [2], a autor praktycznie nie rozwiewa wątpliwości co do różnic między statkami załogowymi, a bezzałogowymi. W polskiej literaturze nie ma pozycji poświęconej projektowaniu dronów wojskowych. Pewną wskazówką jednak, mogą być książki dotyczące lotniczych konstrukcji kompozytowych takich jak [6].

Należy zaznaczyć jeszcze dwa aspekty. Rzadko kiedy drony służą tylko do walki elektronicznej, najczęściej jest to jedno z zadań dronów rozpoznawczych np. Aeronautics Aerostar lub dronów bojowych np. MQ-9 Reaper [7]. Dlatego pisząc „dron do walki elektronicznej”, autor ma na myśli drona rozpoznawczego będącego w stanie jak najlepiej uczestniczyć w walce elektronicznej. Przejawia się to głównie w jak największym zasięgu, długotrwałości i ładunku użytecznym. Drugą kwestią jest różnorodność samych dronów służących do walki elektronicznej. Drony dzieli się na kilka kategorii ze względu na ich długotrwałość i pułap praktyczny. Dlatego należy to ustalić na wstępie, w której z nich będzie projektowany w tej pracy dron. Postanowiono, że będzie to bezzałogowiec klasy MALE (Medium-altitude, long-endurance UAV) to znaczy o pułapie w zakresie około od 3 do 9 kilometrów, a długotrwałość od 24 do 48 h. Ustala to wiele czynników między innymi dobierany zespół napędowy oraz wskazuje przedział masy całkowitej drona.

1.2. Cel pracy

Celem pracy jest przedstawienie procesu projektowania bryły aerodynamicznej przy uwzględnieniu jego specyficznych aspektów, innych niż w przypadku samolotu załogowego. Projekt powinien być zwieńczony prototypem drona, który można przeanalizować w programach inżynierskich typu CFD, w celu wyznaczeniu jego charakterystyk aerodynamicznych, stateczności, sterowności i tak dalej, a po ustaleniu rozwiązań konstrukcyjnych, przetestowany w tunelu aerodynamicznym. Dalsze prace powinny opierać się na projekcie osprzętu w tym awioniki, instalacji elektrycznych, systemów nawigacji i innych.

1.3. Zakres pracy

- a) Wstęp
- b) Analiza poszczególnych etapów pracy inżynierskiej
- c) Przegląd istniejących dronów o tym samym przeznaczeniu
- d) Projekt wstępny, czyli wyznaczenie masy całkowitej drona, jego powierzchni nośnej i mocy silnika
- e) Projekt skrzydła
- f) Projekt usterzenia
- g) Projekt kadłuba
- h) Dobór zespołu napędowego
- i) Wyważenie
- j) Projekt mechanizacji skrzydła

2. Analiza poszczególnych etapów pracy inżynierskiej

2.1. Przegląd istniejących dronów o tym samym przeznaczeniu

Projekt powinien być zyskowny, musi być więc innowacyjny w porównaniu do innych pozycji na rynku. Przy doborze dronów porównawczych, których następnikiem będzie projektowany dron, powinno sięgać się do jak najnowszych encyklopedii i atlasów o dronach takich jak [7]. Na podstawie tego co wspomniano przy omawianiu celu pracy dronami porównawczymi będą drony rozpoznawcze i bojowo - rozpoznawczych klasy MALE. Drony te służą do dostarczaniu danych rozpoznawczych na poziomie strategicznym jak i operacyjno-taktycznym [7]. Pojedynczy taki dron potrafi dostarczyć jednostce operacyjnej wielu różnorodnych informacji koniecznych do prowadzenia misji, dzięki korzystaniu z urządzeń do walki elektronicznej.

Wymagania techniczno – operacyjne zostaną ustalone po analizie dronów porównawczych, by mieć pewność o innowacyjności projektowanego bezzałogowego statku powietrznego.

2.2. Projekt wstępny, czyli wyznaczenie masy całkowitej drona, jego powierzchni nośnej i mocy silnika

Projekt rozpoczyna się od wyznaczenia masy całkowitej. Wymaga to znajomości czterech mas składowych: osprzętu, paliwa, pustej konstrukcji i ładunku użytecznego. Masa osprzętu dobierana jest na podstawie analizie innych dronów. Masa ładunku użytecznego powinna być dobrana tak, by była większa niż te w innych dronach porównawczych. Masa paliwa ustalana jest na podstawie analizy misji drona min. przy użyciu tak zwanych wzorów Bregueta [1] [2] [5]. Masa pustej konstrukcji wyznaczona będzie dzięki stworzeniu linii trendu wiążącej stosunek masy pustej do masy całkowitej z masą całkowitą drona [2] [5].

Po wyznaczeniu tych czterech składowych, a więc i masy całkowitej. Należy wyznaczyć pole obciążenie powierzchni nośnej i obciążenie mocy co prowadzi bezpośrednio do wyznaczenia mocy silnika i pola powierzchni nośnej [1] [2] [5]. W przeciwieństwie do masy całkowitej, te dwa obciążenia wyznaczone są na podstawie zależności wynikających z mechaniki lotu. Stworzony zostanie układ nierówności, którego optymalny punkt, będzie wskazywał oba obciążenia. Masa całkowita, pole powierzchni nośnej i moc silnika są kluczowe w dalszych fazach projektu [2].

2.3. Projekt skrzydła

Skrzydło jako najważniejszy komponent drona, zostanie zaprojektowane jako pierwszy. Punktem wyjściowym tej części pracy jest taki dobór właściwości geometrycznych, by skrzydło spełniało wszystkie wymagania techniczne. Będą to między innymi wydłużenie, zbieżność czy profil aerodynamiczny skrzydła [1] [2].

2.4. Projekt usterzenia

W dużej mierze od tego jak zaprojektowanego będzie skrzydło, będzie zależał projekt usterzenia. Zadaniem usterzenia jest zapewnienie równowagi, stateczności i sterowności samolotu. Aby to spełnić, usterzenie zostanie odpowiednio zaprojektowane geometrycznie, ale też odpowiednio oddalone od skrzydła. W tej części zostaną też wyznaczone wstępne parametry kadłuba. [2]

2.5. Projekt kadłuba

Kadłub drona różni się znacznie od kadłuba samolotu załogowego. Zamiast kokpitu, w przedniej części kadłuba znajdują się anteny. Poza umieszczeniem anteny, zadaniem kadłuba jest ulokowanie reszty osprzętu takiego jak awionika czy systemy nawigacji [5]. Kadłub powinien być zaprojektowany tak, by zminimalizować jego opór aerodynamiczny. Tak jak niektóre parametry kadłuba oraz jego gabarytowe rozmiary można wyznaczyć analitycznie tak jednak ta część pracy jest najbardziej zależna od programów typu CFD [2]

Muszę dopisać analizę reszty rozdziałów.

3. Przegląd istniejących dronów o tym samym przeznaczeniu

Jak wspomniano w dwóch poprzednich rozdziałach, nasz dron jest dronem dużej autonomiczności zdolnym do walki elektronicznej. Daje to nam zakres pewnych właściwości, w którym należy szukać dronów porównawczych:

- Pułap praktyczny: 3000 m – 9000 m
- Długość 24 - 48 h

Poza tym dron porównawczy powinien mieć udokumentowaną misję, w której służył do walki elektronicznej. Wszystkie kluczowe dane zostały zebrane w osobne tabele dla każdego samolotu, a następnie tabele zostały zestawione i porównane. Zebrane dane posłużyły do sporządzenia wstępnych wymagań dla projektowanego drona.

Niektóre wymagania stała się jasnymi dopiero w późniejszej fazie projektu jednak zostały zawarte już w tym rozdziale. Większość informacji na temat dronów porównawczych znaleziono w ich notach katalogowych.

3.1. Gray Eagle

Zastępca wcześniej używanego MQ-1 Predator (rys 3.1.) używanego przez amerykańskie wojsko. Zdolny do wykonywania wielu różnych misji takich jak: rekonesans, eskortowanie, wsparcie komunikacyjne czy właśnie walka elektroniczna [7]. Konstrukcja jest dolnopłatem, napędzana silnikiem tłokowym Thielert Centurion 1.7. Potrafi utrzymać się w powietrzu do 36 h do wysokości 7600 m z maksymalnym zasięgiem 370 km. Charakterystyczny jest obły przód kadłuba mający taki kształt, aby pomieścić antenę. Kadłub ma od dołu zamontowaną kamerę multispektralną, Gray Eagle posiada usterzenie typu „odwrócone V”, aby jak najmniej zasłaniać pole widoku anteny [7]. Przedstawiony na (Rys. 3.1.)



Rys. 3.1 MQ-1C Gray Eag

3.2. RQ-5 Hunter

Model z lat 80. produkcji izraelskiej skonstruowany dla wojska amerykańskiego (rys 3.2). W konstrukcji zastosowano dwa silniki motocyklowe napędzające śmigło ciągnące i pchające. W obłej gondoli na przodzie kadłuba zamontowano systemy wojskowe i awioniczne. Dron jest średniopłatem o trapezowym płacie i o usterzeniu dwubelkowym. Posiada stałe podwozie. RQ-5 Hunter posiada wyposażenie do wielu typów misji i jest dostosowany do wykonywania misji z zakresu walk elektronicznych. Przedstawiony na (Rys 3.2.)



Rys. 3.2 RQ-5 Hunter

3.3. Aerostar

Zaprojektowany z myślą dla polskiego wojska przez Izrael. Aerostar (rys 3.3) jest górnopłatem wykonanym z kompozytów węglowych i szklanych. Posiada trapezowe skrzydło i usterzenie dwubelkowe. Siłę ciągu wytwarza śmigło dwułopatowe napędzane silnikiem tłokowym, dwucylindrycznym [9]. UAV posiada osprzęt umożliwiający mu walkę elektroniczną takie jak głowica elektrooptyczna czy radar SAR. Przedstawiony na (Rys 3.3.)



Rys. 3.3 Aerostar

3.4. Falco

Wymyślony we Włoszech dla pakistańskiego rządu i wdrożony w 2009 (pomimo pierwszych oblotów już w 2003) (rys 3.4). Górnopłat o charakterystycznych wygiętych w lekki pałąk skrzydłach i dwubelkowym usterzeniu. Posiada stałe podwozie. Siła ciągu klasycznie zapewniana jest przez śmigło pchające napędzane silnikiem tłokowym. Samolot przystosowany jest do osprzętu SAGE służącego do walki elektronicznej. Przedstawiono na (Rys 3.4.)



Rys. 3.4. Falco

3.5. Harfang

Harfang (rys 3.5) to UAV produkcji francuskiej będący zmodyfikowaną wersją izraelskiego drona IAI Heron. Wyprodukowany w 2006 górnopłat posiada usterzenie dwubelkowe i chowane podwozie. Siłę ciągu wytwarza śmigło napędzane silnikiem tłokowym, benzynowym z turbodoładowaniem. Skrzydło cechuje się dużym wydłużeniem skrzydła w porównaniu do innych porównywanych samolotów. Posiada wyposażenie do walki elektronicznej np. system kierowania ogniem artylerii. Przedstawiono na (Rys 3.5.)



Rys. 3.5 Harfang

3.6. IAI Heron

IAI Heron, znany również jako IAI Machatz-1, to izraelski bezzałogowy samolot (dron) stworzony przez Israel Aerospace Industries (IAI). Jest to średniej wielkości dron o długim zasięgu i zdolności do wykonywania różnorodnych misji. Heron ma charakterystyczny wygląd z kadłubem w kształcie skrzydła rekina o rozpiętości skrzydeł wynoszącej około 16 metrów. Jest górnopłatem o dwubelkowym usterzeniu i niechowanym podwoziu. Ten dron posiada zdolność do długotrwałego lotu na dużych wysokościach i może pozostawać w powietrzu przez długie godziny. Jest wykorzystywany w celach rozpoznawczych i walki elektronicznej. Heron jest wyposażony w różnorodne ładunki, takie jak kamery, sensory, sprzęt do komunikacji, oraz systemy do analizy obrazu. Zaprojektowany jest z myślą o bezpieczeństwie i niezawodności, z systemami awaryjnymi pozwalającymi utrzymać kontrolę w przypadku problemów technicznych. Jego zdolność do autonomicznego lotu, choć zawsze pod nadzorem operatorów, czyni go wszechstronnym narzędziem, znajdującym zastosowanie zarówno w dziedzinie obrony, jak i w zastosowaniach cywilnych. Przedstawiono na (Rys 3.6.)



Rys. 3.6. IAI Heron

3.7. Porównanie dronów i wymagania techniczne

Stworzono tabele porównującą drony, posortowaną względem ich maksymalnej masy całkowitej (MTOL) (Tabela 3.1):

Tabela 3.1 Zestawienie dronów

Nazwa	Masa całkowita, kg	Masa pusta, kg	Długość, m	Rozpiętość, m	Wysokość, m	Napęd	Prędkość maksymalna, km/h	Zasięg, km	Pułap, m	Długość, h	Ładunek użyteczny, kg	Rok wprowadzenia
Aerostar	220		4,5	8,5	1,3	Tłokowy "boxer", Zanzottra 498i, 28 kW	200	200	6100	12	40	2010
Falco	420		5,25	7,2	1,8	Tłokowy, 49 kW	216	200	6500	14	100	2009
RQ-5 Hunter	725	545	6,89	8,89	1,69	Tłokowy, Moto Guzzi 100 kW	204	260	4572	12	90	1996
IAI Heron	1150		8,5	16,6		Tłokowy Rotax 916, 160 kW	207	1000	10000	52	250	2005
Harfang	1250		9,3	16,6	1,3	Tłokowy z turbodoładowaniem Rotax 914F, 85 kW	207	1000	7600	20	250	2009
Grey Eagle	1633	1318	8	17	2,1	Tłokowy, Thieler 123 kW	280	370	8840	36	360	2009

Wymaganiami typowymi, takie które mógłby dać teoretyczny zleceniodawca projektu to masa użyteczna, długość, zasięg. Pamiętając, że dron jest klasy MALE i powinien być innowacyjny w swojej kategorii, projektowi przyznano następujące wymagania wstępne:

- **Długość:** nowy dron do walki elektronicznej powinien być w stanie utrzymać się w powietrzu do 55h. Drony do walki elektronicznej często są wykonywane do długich misji zwiadowczych lub zakłócających elektroniczną wroga.
- **Zasięg:** nowy dron powinien mieć zasięg 1000 km. Drony do walki elektronicznej często są wykorzystywane do monitorowania obszarów lub prowadzenia operacji w terenie, który może być odległy od baz operacyjnych.
- **Ładunek użyteczny:** Założono jego wartość równą 370 kg. Duży ładunek użyteczny pozwala na zainstalowanie różnorodnych sensorów, systemów rozpoznawczych, urządzeń zakłócających i innych narzędzi, co zwiększa zakres możliwości misji. Drony z większym ładunkiem mogą równocześnie prowadzić rozmaite operacje, takie jak zbieranie danych, monitorowanie sygnałów, czy też zakłócanie komunikacji wroga.
- **Prędkość przeciągnięcia:** 90 km/h
- **Prędkość maksymalna na wysokości 6000 m:** 220 km/h
- **Długość rozbiegu:** 500 m
- **Prędkość wznoszenia:** 4 m/s
- **Pułap teoretyczny:** 8000 m

Trzy ostatnie wymagania zostały ustalone na dalszym etapie projektu.

4. Projekt wstępny, czyli wyznaczenie masy całkowitej drona, jego powierzchni nośnej i mocy silnika

4.1. Wstęp

Trzy kluczowe parametry dobierane są w fazie projektu wstępnego [1] [2] [5]:

- Maksymalna masa startowa
- Pole powierzchni nośnej skrzydła
- Moc silnika

Te trzy parametry będą decydować o rozmiarze samolotu, kosztach produkcji i złożoności obliczeń. Kilka innych, mniej istotnych parametrów samolotu, takich jak współczynnik oporu dla zerowej siły nośnej oraz maksymalny współczynnik siły nośnej, jest również szacowanych w tej fazie [5]. Proces projektu wstępnego przedstawione na schemacie (rys 4.1):



Rys 4.1 Schemat projektowania wstępnego drona

4.2. Masa Startowa

Początkowo należy wyznaczyć pierwszą, szacunkową wartość MTOW (masa startowa) dla drona. Wartość MTOW nie musi więc być ostateczna i może być skorygowana w późniejszych fazach projektu. Wynik tego etapu jest szacunkowy, ponieważ opiera się na statystyce opartej na dronach porównawczych. Ponieważ dokładność wyniku tego etapu projektowego w dużej mierze zależy od dronów porównawczych, należy być ostrożnym i korzystać tylko z aktualnych danych bezzałogowców o podobnej konfiguracji i przeznaczeniu. Aktualność danych oraz podobieństwo odgrywają kluczową rolę, ponieważ istnieje wiele parametrów do porównania. W miarę upływu lat nauka materiałów, a także inne dziedziny związane z projektowaniem i budową samolotów, mogą ulegać zmianom, co wpływa na parametry i osiągi nowych konstrukcji [2].

Maksymalna masa startowa wyraża się wzorem (4.1):

$$m_{TO} = m_{PL} + m_A + m_F + m_E \quad (4.1)$$

Gdzie:

m_{PL} – masa ładunku użytecznego

m_A – masa autopilota

m_F – masa paliwa

m_E – masa pustego drona

Jedyny składnik, którego wartość do tej pory znamy to masa ładunku użytecznego, ponieważ została ona podana w wymaganiach technicznych drona. Masa paliwa i pustego drona są funkcjami masy startowej, więc wzór (4.1) został przekształcony do poniższej postaci:

$$m_{TO} = m_{PL} + m_A + \left(\frac{m_F}{m_{TO}}\right)m_{TO} + \left(\frac{m_E}{m_{TO}}\right)m_{TO} \quad (4.2)$$

$$m_{TO} \left[1 - \left(\frac{m_F}{m_{TO}}\right) - \left(\frac{m_E}{m_{TO}}\right)\right] = m_{PL} + m_A \quad (4.3)$$

$$m_{TO} = \frac{m_{PL} + m_A}{1 - \left(\frac{m_F}{m_{TO}}\right) - \left(\frac{m_E}{m_{TO}}\right)} \quad (4.4)$$

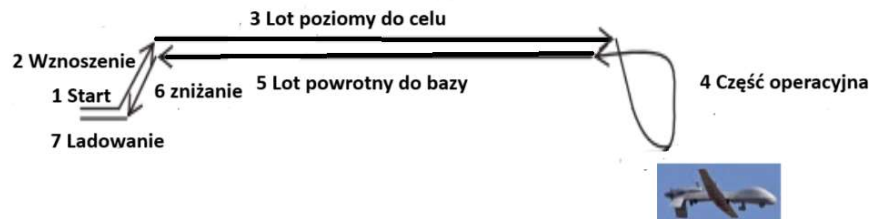
Tak jak dobranie masy autopilota i stosunku masy paliwa do masy maksymalnej jest stosunkowo prostym zadaniem, tak żeby wyznaczyć stosunek masy pustego drona do masy maksymalnej, należy użyć statystyki.

Masa osprzętu dla dronów klasy MALE wynosi około 230g [5]. Przykładowo w Gray Eagle [10], osprzęt waży 250g. Ostatecznie, szacunkowa wartość autopilota wynosić będzie:

$$m_A = 0,25 \text{ kg}$$

Obliczenia masy paliwa dla silnika spalinowego (czyli standardowego silnika dla dronów klasy MALE) uwzględniają fakt zmiany masy drona wraz z czasem trwania lotu, w związku ze spalaniem paliwa. Przede wszystkim w celu jej wyznaczenia należy znać profil misji.

Poniżej przedstawiono typowy profil misji dla drona do walki elektronicznej (rys 4.2)



Rys 4.2. Plan misji MALE

Na podstawie powyższego profilu misji, wprowadzono oznaczenia dla masy drona na początku każdego etapu misji m_i , gdzie i to numer konkretnego etapu pokrywającego się z powyższym rysunkiem. Przykładowo: m_2 to masa UAV na początku wznoszenia się. Do każdego etapu przypisano ułamek $\frac{m_{i+1}}{m_i}$, który oznacza stosunek masy drona na końcu i masy drona na początku etapu. Masa na początku startu równa się maksymalnej masie startowej ($m_1 = m_{TO}$)

Masę paliwa opiszemy następującą zależnością:

$$m_F = 1,05(m_{TO} - m_8) \quad (4.5)$$

Współczynnik 1,05 oznacza 5% zapas bezpieczeństwa (Dron nie może kończyć misji bez paliwa) [5]

Dzieląc obustronnie przez m_{TO} :

$$\frac{m_F}{m_{TO}} = 1,05 \left(1 - \frac{m_8}{m_{TO}} \right) = 1,05 \left(1 - \frac{m_8}{m_1} \right) = 1,05 \left(1 - \frac{m_2}{m_1} \frac{m_3}{m_2} \frac{m_4}{m_3} \frac{m_5}{m_4} \frac{m_6}{m_5} \frac{m_7}{m_6} \frac{m_8}{m_7} \right) \quad (4.6)$$

To specyficzne rozpisanie ułamka ma swój cel: uzyskaliśmy w ten sposób ułamek dla każdego etapu misji. Dla każdego z etapów ułamek straty masy ma swoją, własną, statystyczną wartość. W przypadku startu, wznoszenia, zniżania i lądowania sytuacja jest prosta. Wartości ułamków można wziąć z tabeli 4.1 [5]

Tabela 4.1 Zmiana masy drona na poszczególnych etapach

Lp.	Etap misji	$\frac{m_{i+1}}{m_i}$
1	Start	0,98
2	Wznoszenie	0,97
3	Zniżanie	0,99
4	Lądowanie	0,997

W przypadku etapów lotu do celu i lotu do bazy należy skorzystać ze wzoru Bregueta na zasięg [11]. (Nie korzystamy ze wzoru na długotrwałość, bo na tym etapie lotu zależy nam by móc wysłać drona z jak najdalszej odległości):

$$R_{max} = \frac{\eta_P D_{max}}{c_j g} \ln \frac{m_i}{m_{i+1}} \quad (4.7)$$

Gdzie:

η_P – sprawność śmigła

D_{max} – maksymalna doskonałość

c_j – jednostkowe zużycie paliwa

g – przyspieszenie ziemskie

Przekształcając:

$$\frac{m_{i+1}}{m_i} = e^{\frac{-c_j g R_{max}}{\eta_P D_{max}}} \quad (4.8)$$

Należy ustalić wartość nieznanych parametrów:

- Jednostkowe zużycie paliwa – typowa wartość dla silników śmigłowych z śmigłem przestawnym to $0,36 \frac{kg}{kWh}$ [2]
- Sprawność śmigła, typowa wartość to 0,8 [12]
- Maksymalna doskonałość dla najnowocześniejszych dronów z niechowanym podwoziem wynosi około 10 [5]

Podstawiając te wartości do wzoru (4.8) otrzymujemy:

$$\frac{m_4}{m_3} = \frac{m_6}{m_5} = e^{\frac{-c_j g R_{max}}{\eta_P D_{max}}} \approx 0,885 \quad (4.9)$$

Pozostaje część operacyjna, która rozgrywa się na stosunkowo mniejszym skrawku terenu, ale za to przez większość czasu misji. W tym przypadku nie zależy nam na jak największym zasięgu, a jak największej długotrwałości, skorzystamy tu z drugiej wersji wzoru Bregueta (tym razem na długotrwałość)[11]:

$$E_{max} = \frac{0,866 \eta_P D_{max}}{c_j g V_{E_{max}}} \ln \frac{m_i}{m_{i+1}} \quad (4.10)$$

Gdzie:

$V_{E_{max}}$ – prędkość ekonomiczna (najmniejsza moc silnika)

Przekształcając:

$$\frac{m_{i+1}}{m_i} = e^{\frac{-c_j g V_{E_{max}} \cdot E_{max}}{0,866 \eta_P D_{max}}} \quad (4.11)$$

Należy ustalić wartość prędkości ekonomicznej. Nie wykonano jeszcze analizy aerodynamicznej, a więc prędkość ekonomiczna wyliczona będzie ze wzoru statystycznego[5]:

$$V_{E_{max}} \approx 1,3 V_s \approx 32,5 \frac{m}{s} \quad (4.12)$$

Gdzie:

V_s – prędkość przeciągnięcia z wymagań technicznych

Teraz podstawiając do wzoru:

$$\frac{m_5}{m_4} = e^{\frac{-c_j g V_{E_{max}}}{0,866 \eta_P D_{max}}} \approx 0,402 \quad (4.13)$$

Teraz wracając do wzoru (4.6):

$$\frac{m_F}{m_{TO}} = 1,05 \left(1 - \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} \right) \approx 0,74 \quad (4.14)$$

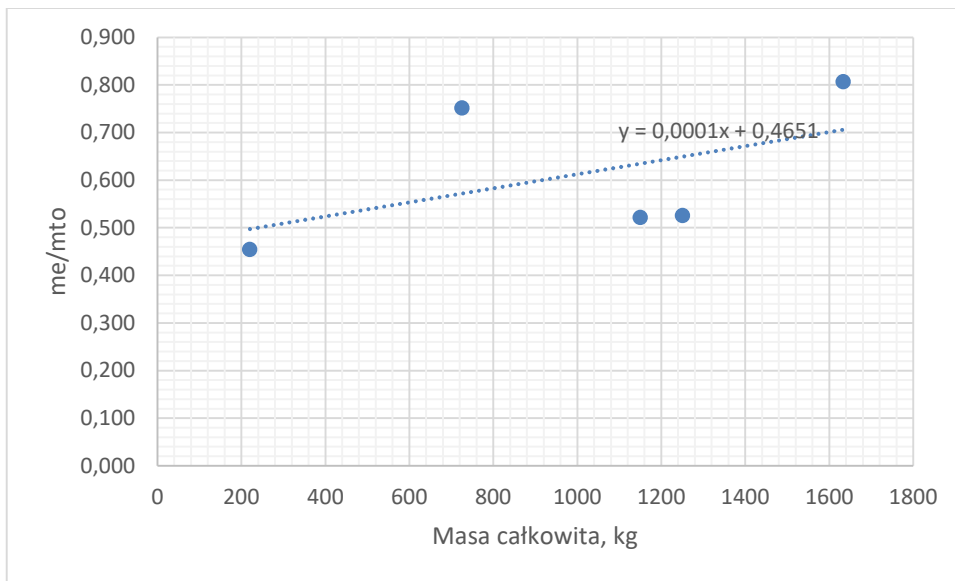
Masa pustego drona:

Obliczanie ułamka masy pustej drona jest najbardziej „statystyczne” spośród wszystkich ułamków. Otóż sprawdzono wartość tych ułamków dla dronów porównawczych i następnie sporządzano wykres zależności ułamka masy pustej od masy całkowitej. Następnie należy dopasować linie trendu do wykresu, by móc wyznaczyć analityczny wzór pomiędzy $\frac{m_E}{m_{TO}}$, a m_{TO} . Poniżej przedstawiono tabelę 4.2 z dronami porównawczymi i potrzebnymi wartościami. (Pominięto dron Falco, ponieważ brak w literaturze i internecie informacji co do jego masy pustej)

Tabela 4.2 Zestawienie ułamków masy pustej różnych MALE

Nazwa	Masa całkowita, kg	Masa pusta, kg	Ułamek masy pustej
Aerostar	220	100	0,455
RQ-5 Hunter	725	545	0,752
IAI Heron	1150	600	0,522
Harfang	1250	657	0,526
Grey Eagle	1633	1318	0,807

Poniżej przedstawiono wykres wraz z naniesionym trendem liniowym:



Rys 4.3

Jak widać uzyskany wzór to:

$$\frac{m_E}{m_{TO}} = 0,00014m_{TO} + 0,465 \quad (4.15)$$

Teraz wracając do wzoru (4.4) podstawiamy wszystkie obliczone wartości oraz wzór (4.15) otrzymując:

$$m_{TO} = \frac{W_{PL} + W_A}{1 - \left(\frac{m_F}{m_{TO}}\right) - \left(\frac{m_E}{m_{TO}}\right)} = \frac{370,25}{0,26 - 0,00014m_{TO} - 0,465} \quad (4.16)$$

Widzimy z tego równania, że masa całkowita musiałaby być ujemna, a więc przystąpiono do drugiej iteracji to jest zmodyfikowania własności samolotu:

- Zasięg samolotu zmniejszono z 1000 do 800 km. (Nie jest to aż tak ważny parametr w przypadku drona do walki elektronicznej, ma jedynie na wpływ na to jak daleko od frontu samolot może startować)
- Długość życia zmniejszono z 55 h do 40h.
- Ładunek użyteczny bez zmian
- Prędkość przeciągnięcia bez zmian
- Jednostkowe zużycie spalania zredukowano do $0,194 \frac{kg}{kWh}$. Wartość typowa dla nowoczesnych silników spalinowych stosowanych w współczesnych dronach (np. Thielert Centurion 1.7 w Gray Eagle jak jest napisane w jego nocie katalogowej)

- Doskonałość aerodynamiczna bez zmian zwiększona z 10 do 16. Wymaga to zastosowania chowanego podwozia
- BSP nadal napędzany jest silnikiem spalinowym (nie ma innego wyjścia w przypadku drona klasy MALE)
- Zależność statystyczną pomiędzy ułamkiem masy pustej, a masą całkowitą zbudowano dla innych dronów klasy MALE i przedstawiono w tabeli 4.3:

$$\frac{m_E}{m_{TO}} = -9,41 \cdot 10^{-6} m_{TO} + 0,4934 \quad (4.17)$$

Tabela 4.3 Zestawienie ułamków masy pustej innych dronów

Nazwa	Masa całkowita, kg	Masa pusta, kg	Ułamek masy pustej
Aerostar	220	100	0,455
Predator	1020	513	0,503
IAI Heron	1150	600	0,522
Harfang	1250	657	0,526
Tai Anka	1700	700	0,412

Po tych zmianach wyliczeniach wzór (4.16) uległ zmianie:

$$m_{TO} = \frac{m_{PL} + m_A}{1 - \left(\frac{m_F}{m_{TO}}\right) - \left(\frac{m_E}{m_{TO}}\right)} = \frac{370,25}{1 - 0,299 - \frac{m_E}{m_{TO}}} \quad (4.18)$$

Równania (4.18) i (4.19) tworzą układ równań, którego rozwiązaniem jest:

$$m_{TO} = 1662 \text{ kg}$$

$$\frac{m_E}{m_{TO}} = 0,478$$

$$m_E = 794 \text{ kg}$$

Przeliczając na ciężar jest to:

$$W_{TO} = m_{TO} g \approx 16305 \text{ N} \quad (4.19)$$

4.3. Obciążenie mocy i powierzchni

Drugi istotny krok w fazie wstępnego projektowania samolotu polega na określeniu pola powierzchni nośnej oraz mocy silnika. W przeciwieństwie do pierwszego kroku w fazie wstępnej, w którym głównym punktem odniesienia były statystyki, ta faza całkowicie zależy od wymagań dotyczących osiągnięć samolotu i wykorzystuje teorie

mechaniki lotu. Technika ta, znana jako "Matching plot" (wykres dopasowania), została początkowo opracowana przez NASA [13]

Przed obliczeniami należy zdefiniować dwa nowe parametry niezbędne do dalszych rachunków:

- **Obciążenie powierzchni nośnej** $\left(\frac{W}{S}\right)$: Stosunek ciężaru do pola powierzchni nośnej
- **Obciążenie mocy** $\left(\frac{W}{P}\right)$: Stosunek ciężaru do mocy

Mając te dwa terminy, trzeba wykreślić kilka wykresów funkcji wiążących te dwa parametry:

Pierwszy z wykresów będzie wynikał z **prędkości przeciągnięcia**:

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_{zmax}}} \quad (4.20)$$

Gdzie:

C_{zmax} – maksymalny współczynnik siły nośnej

ρ_0 – gęstość powietrza na powierzchni ziemi (Dron jak już leci z prędkością przeciągnięcia to przy lądowaniu)

Chcemy aby prędkość przeciągnięcia była mniejsza bądź równa tej z wymagań technicznych, a więc:

$$\sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_{zmax}}} < V_s \quad (4.21)$$

Przekształcając:

$$\frac{W}{S} < \frac{1}{2} C_{zmax} \rho_0 V_s^2 \quad (4.22)$$

Należy dobrać maksymalny współczynnik siły nośnej. Nie wykonano jeszcze projektu aerodynamicznego drona, a więc należy dobrać go statystycznie. Z danych literaturowych wynika, że średnia wartość dla dronów to $C_{zmax} = 1,4$ [5]

Po podstawieniu otrzymujemy:

$$\frac{W}{S} < 536 \frac{N}{m^2} \quad (4.23)$$

Drugim parametrem będącym źródłem wykresu jest **prędkość maksymalna**.

Wiemy, że na dowolnej wysokości lotu, w locie poziomym moc niezbędna musi być mniejsza bądź równa mocy rozporządzalnej, a dla prędkości maksymalnej te dwie moce są sobie równe:

$$\eta_P P_{max} = TV_{max} \quad (4.24)$$

Gdzie:

P_{max} – moc maksymalna

T – siła ciągu

Moc silnika spalinowego maleje liniowo z gęstością:

$$P_{max} = P \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) = P\sigma \quad (4.25)$$

Gdzie:

P – moc silnika na poziomie morza

ρ – gęstość powietrza na danej wysokości

σ – gęstość względna

Podstawiając wzór (4.25) i wzór na siłę oporu (w locie poziomym siła oporu jest równa sile ciągu) do wzoru (4.24) otrzymano:

$$\eta_P P\sigma = \frac{1}{2} C_x \rho V_{max}^3 S \quad (4.26)$$

Gdzie:

C_x – współczynnik siły oporu

Biegunowa analityczna wiąże współczynnik siły oporu z współczynnikiem siły nośnej, wstawiając tę zależność do wzoru (4.26):

$$\eta_P P\sigma = \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 S (C_{x0} + K C_z^2) \quad (4.27)$$

Gdzie:

C_{x0} – współczynnik siły oporu dla zerowej siły nośnej

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR}$$

e – współczynnik Oswalda

AR – rozpiętość skrzydła

W locie poziomym siła nośna jest równa sile oporu, a więc:

$$C_z = \frac{2W}{\rho V_{max}^2 S} \quad (4.28)$$

Podstawiając (4.28) do (4.27) i upraszczając:

$$\eta_P P \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 S C_{x0} + \frac{2KW^2}{\rho V_{max} S} \quad (4.29)$$

Dzieląc obie strony przez ciężar otrzymano:

$$\eta_P \sigma \frac{P}{W} = \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} C_{x0} + \frac{2K}{\rho V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right) \quad (4.30)$$

Przekształcając, otrzymano finalną wersję wzoru:

$$\frac{W}{P} = \frac{\eta_P \sigma}{\frac{1}{2} \rho V_{max}^3 \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} C_{x0} + \frac{2K}{\rho V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (4.31)$$

Z tego wzoru wynika obciążenie mocy dla prędkości maksymalnej z wymagań technicznych. Prędkość maksymalna może być jednak większa niż wymagana, a jak wynika ze wzoru (4.31) im większa prędkość maksymalna tym mniejsze obciążenie mocy. To znaczy, że akceptowalny obszar to ten poniżej wykresu funkcji $\frac{W}{P} = f\left(\frac{W}{S}\right)$

Brakuje wartości kilku z parametrów:

C_{x0} – Nie została wykonana analiza aerodynamiczna, więc zostanie dobrana statystycznie. Dla dronów z chowanym podwoziem, współczynnik może mieć wartość $C_{x0} = 0,025$ [5]

η_P – sprawność śmigła przy mocy maksymalnej będzie trochę mniejsza niż przy zwykłych warunkach lotu, założono $\eta_P = 0,78$

K – należy dobrać współczynnik Oswalda i rozpiętość skrzydła.

e (współczynnik Oswalda) – dobrany statystycznie, dobrano wartość średnią dla dronów $e=0,8$ [5]

AR – zostanie dobrany z zakresu dla dronów (5-20) tak, by umożliwić jak największe obciążenie mocy (czyli jak najmniejszą moc)

σ – też zostanie dobrana tak, by umożliwić największe obciążenie mocy z zakresu pułapów typowych dla dronów do walki elektronicznej (6000 m – 10000 m)

ρ – gęstość powietrza wynika z gęstości względnej

Po doborze brakujących parametrów tak, by otrzymać jak najbardziej korzystny wykres, dobrano następujące ich wartości:

- Pułap prędkości maksymalnej 6000 m (wynika z dobranej gęstości względnej)
- Wydłużenie skrzydła: 16
- Gęstość względna jest równa 0,538
- Gęstość powietrza wynika z gęstości względnej i wynosi $0,659 \frac{kg}{m^3}$

Z tego wynika, że wzór funkcji wykresu dla prędkości maksymalnej będzie miał postać:

$$\frac{W}{P} < \frac{0,4306}{\frac{1880}{\left(\frac{W}{S}\right)} + 0,00124 \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (4.32)$$

Trzeci wykres będzie wynikać z **długości rozbiegu**:

Dron powinien mieć możliwość wystartowania w trudnych warunkach bojowych. Inspiracją w tym przypadku będzie dron IAI Heron, który jest w stanie wystartować na odcinku 300m [14].

Początkowo trzeba wyznaczyć współczynnik oporu w trakcie startu, dla zerowej siły nośnej. Wyraża się on wzorem:

$$C_{x0TO} = C_{x0} + C_{x0LG} + C_{x0HLD} \quad (4.33)$$

Gdzie:

C_{x0LG} – współczynnik oporu dla zerowej siły nośnej podwozia (Landing Gear)

C_{x0HLD} – współczynnik oporu dla zerowej siły nośnej mechanizacji skrzydła (High-Lift Device)

Wartości brakujących współczynników oporu dobrano z [2]

$$\begin{aligned} C_{x0LG} &= 0,006 \\ C_{x0HLD} &= 0,005 \end{aligned}$$

Po podstawieniu mamy:

$$C_{x0TO} = C_{x0} + C_{x0LG} + C_{x0HLD} = 0,036 \quad (4.34)$$

Należy teraz wyznaczyć współczynnik siły nośnej przy starcie:

$$C_{zTO} = C_{zC} + \Delta C_z \quad (4.35)$$

Gdzie:

C_{zC} – współczynnik siły nośnej dla lotu poziomego. W przypadku lotów poddźwiękowych wartość tego współczynnika to $C_{zC} = 0,3$ [2]

ΔC_z – przyrost współczynnika siły nośnej w związku z mechanizacją skrzydła. W tym dronie zastosowano klapę prostą. Dla klapy prostej $\Delta C_z = 0,8$ [2]

Podstawiając te wartości do (4.35) mamy:

$$C_{zTO} = C_{zC} + \Delta C_z = 1,1 \quad (4.36)$$

Współczynnik oporu przy starcie możemy wyznaczyć z biegunowej analitycznej:

$$C_{xTO} = C_{x0TO} + \frac{C_{zTO}^2}{\pi \cdot e \cdot AR} = 0,066 \quad (4.37)$$

Następnie należy obliczyć prędkość rotacji, czyli prędkość, przy której dron podczas rozbiegu zaczyna podnosić swoje przednie koło, przeważnie ta prędkość jest o 15% większa od prędkości przeciągnięcia[2], a więc:

$$V_R = 1,15V_s = 1,15 \cdot \frac{90}{3,6} = 28,75 \frac{m}{s} \quad (4.38)$$

Należy teraz obliczyć współczynnik siły nośnej przy prędkości rotacji, wychodząc z faktu, że siła nośna przy maksymalnym współczynniku siły nośnej (dla prędkości przeciągnięcia) jest równa sile nośnej dla prędkości rotacji to mamy:

$$\frac{1}{2} C_{zmax} \rho V_s^2 S = \frac{1}{2} C_{zR} \rho V_R^2 S \quad (4.39)$$

Podstawiając do (4.39) wzór (4.38), a następnie wyznaczając C_R otrzymujemy:

$$C_{zR} = \frac{C_{zmax}}{(1,15)^2} = 1,06 \quad (4.40)$$

Następnie należy obliczyć współczynnik tarcia statycznego pomiędzy kołem podwozia, a podłożem. Dron powinien móc wystartować na suchym jak i na mokrym asfalcie. Dla takich warunków współczynnik tarcia statycznego wynosi $\mu_s = 0,05$ [2]. Mając te wszystkie parametry, można wyznaczyć całkowity współczynnik oporu przy starcie, który wyraża się wzorem:

$$C_{xG} = C_{xTO} - \mu_s C_{zTO} = 0,0111 \quad (4.41)$$

Wzór na zależność między obciążeniem mocy, a obciążeniem powierzchni w zależności od drogi rozbiegu, dla śmigła przestawnego wygląda następująco (wyprowadzenie tego

wzoru jest dość skomplikowane i nie będzie poniżej zamieszczone, ale można je znaleźć w [11]

$$\left(\frac{W}{P}\right) < \frac{1 - \exp\left(0,6\rho_0 g C_{xG} s_{TO} \left(\frac{W}{S}\right)^{-1}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{xG}}{C_{zR}}\right) \left[\exp\left(0,6\rho_0 g C_{xG} s_{TO} \left(\frac{W}{S}\right)^{-1}\right)\right]} \frac{0,6}{V_{TO}} \quad (4.42)$$

Prędkość startowa zgodnie z FAR 23.51 o 20% większa od prędkości przeciągnięcia, czyli $V_{TO}=1,2V_s = 30 \frac{m}{s}$

Po doborze brakujących parametrów tak, by otrzymać jak najbardziej korzystny wykres, droga rozbiegu wynosi 500 m

$$s_{TO} = 500 \text{ m}$$

Po podstawieniu wartości liczbowych otrzymujemy:

$$\left(\frac{W}{P}\right) < \frac{1 - \exp\left(40,03 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{-1}\right)}{0,05 - 0,06 \left[\exp\left(40,03 \left(\frac{W}{S}\right)^{-1}\right)\right]} \cdot 0,02 \quad (4.43)$$

Gdzie:

s_{TO} – droga rozbiegu

V_{TO} – prędkość startowa zgodnie z FAR 23.51 o 20% większa od prędkości przeciągnięcia, czyli $V_{TO}=1,2V_s = 30 \frac{m}{s}$

Czwarty wykres wynika z **maksymalnej prędkości wznoszenia**

We wszystkich poniższych rachunkach do tego wykresu, maksymalna prędkość wznoszenia będzie się odnosić do poziomu morza.

Z mechaniki lotu wiadomo, że maksymalna prędkość wznoszenia jest równa:

$$w_{max} = \frac{\Delta P}{W} = \frac{P_r - P_n}{W} = \frac{0,6P - P_x V}{W} \quad (4.44)$$

Gdzie:

P_r – Moc rozporządzalna przy pewnej prędkości lotu

P_{max} – Moc silnika

P_x – siła oporu aerodynamicznego przy tej samej prędkości

V – prędkość lotu

0,6 to sprawność śmigła dla lotu wznoszącego

Da się wykazać[11], że prędkość lotu, dla której prędkość wznoszenia jest maksymalna wyraża się poniższym wzorem:

$$V_{wmax} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{x0}}{K}}}} \quad (4.45)$$

Podstawiając wzór (4.45) do (4.44) otrzymano:

$$w_{max} = \frac{0,6P}{W} - \frac{P_x}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{x0}}{K}}}} \quad (4.46)$$

Podstawiając wzór na siłę oporu, wzór da się przekształcić do postaci [2]:

$$w_{max} = \frac{0,6P}{W} - \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{x0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{1,155}{D_{max}} \right) \quad (4.47)$$

Wyznaczając W/P otrzymujemy:

$$\frac{W}{P} = \frac{1}{\frac{w_{max}}{0,6} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{x0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{1,155}{0,6D_{max}} \right)} \quad (4.48)$$

Wiedząc, że maksymalna prędkość wznoszenia może być większa od tej w wymaganiach technicznych, to akceptujemy tylko punkty znajdujące się pod wykresem W/P od W/S , a więc:

$$\frac{W}{P} < \frac{1}{\frac{w_{max}}{0,6} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{x0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{0,6D_{max}}\right)} \quad (4.49)$$

Po doborze jak najlepszej maksymalnej prędkości wznoszenia, tak żeby nie zaburzała ona wykresu, ustalono, że prędkość maksymalna wznoszenia będzie wynosić:

$$w_{max} = 4 \frac{m}{s}$$

Po podstawieniu wartości liczbowych do wzoru (4.48) otrzymano:

$$\frac{W}{P} < \frac{1}{6,67 + 0,12 \sqrt{0,938 \left(\frac{W}{S}\right)}} \quad (4.50)$$

Ostatnim wykresem potrzebnym do wyznaczenia W/P i W/S będzie ten wynikający z **pułapu drona**.

Wyróżniamy dwa rodzaje pułapów w przypadku dronów bojowych[12]:

- Pułap teoretyczny (Absolute Ceiling), czyli taki, na którym prędkość wznoszenia wynosi 0
- Pułap praktyczny (Service Ceiling), czyli taki, na którym prędkość wznoszenia wynosi 0,5 m/s

Zależność W/P od W/S w tym przypadku można łatwo wyprowadzić, trochę modyfikując wzór (4.48).

Rozpatrywany będzie pułap teoretyczny, a więc $w_{max} = 0 \frac{m}{s}$

Po lewej stronie wzoru zamiast P, czyli mocy silnika na poziomie morza, należy podstawić P_{AC} , czyli moc silnika na pułapie teoretycznym.

Zamiast gęstości na poziomie morza, podstawiono gęstość na pułapie teoretycznym, korzystając ze wzoru dla atmosfery wzorcowej:

$$\rho_{AC} = 1,2255 \left(1 - \frac{H_{AC}}{44300}\right)^{4,256} \quad (4.51)$$

Gdzie:

H_{AC} – pułap teoretyczny

$$\frac{W}{P_{AC}} < \frac{1}{\sqrt{\frac{2}{1,2255 \left(1 - \frac{H_{AC}}{44300}\right)^{4,256} \sqrt{\frac{3C_{x0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{0,6D_{max}}\right)}}} \quad (4.52)$$

Moc silnika na wysokości bojowej można obliczyć z przybliżonego wzoru:

$$P_{AC} = P \left(1 - \frac{H_{AC}}{44300}\right)^{4,256} \quad (4.53)$$

Podstawiając (4.51) i (4.53) do (4.52) otrzymano:

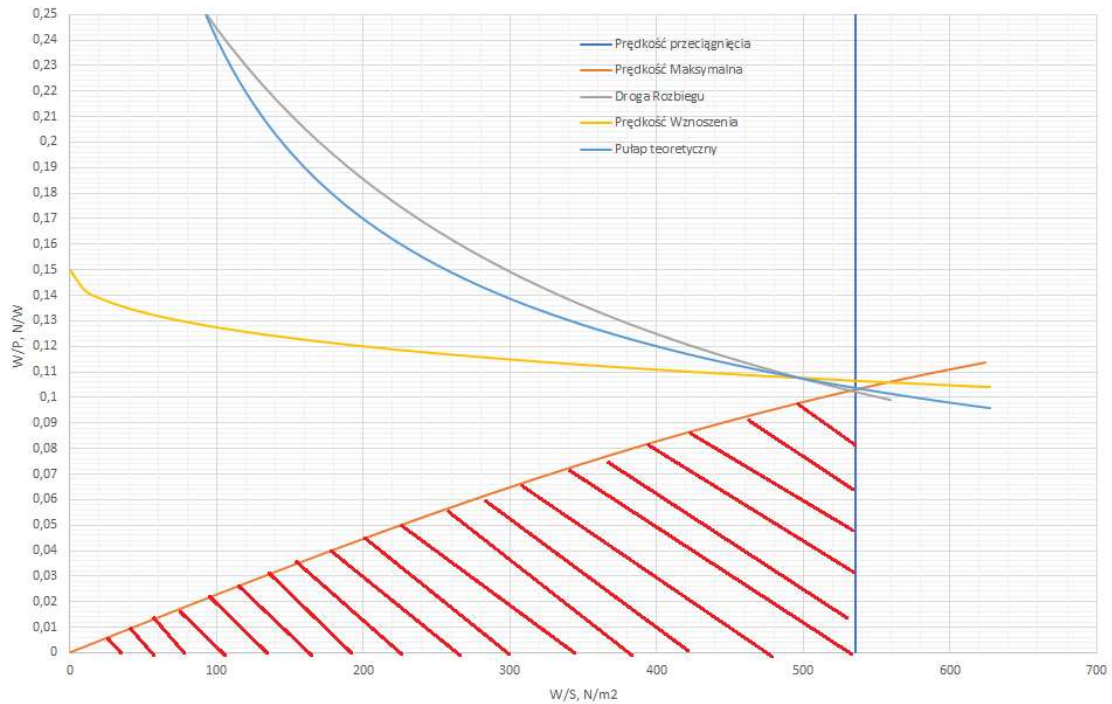
$$\frac{W}{P} < \frac{\left(1 - \frac{H_{AC}}{44300}\right)^{4,256}}{\sqrt{\frac{2}{1,2255 \left(1 - \frac{H_{AC}}{44300}\right)^{4,256} \sqrt{\frac{3C_{x0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{0,6D_{max}}\right)}}} \quad (4.54)$$

Metodą prób i błędów dobrano pułap teoretyczny, by otrzymać jak najbardziej korzystny wykres obciążenia mocy od obciążenia powierzchni. Pułap teoretyczny wynosi przez to $H_{AC} = 8000$ m

Po podstawieniu wartości liczbowych do wzoru (4.54) otrzymano:

$$\frac{W}{P} < \frac{3,557}{\sqrt{2,194 \left(\frac{W}{S}\right)}} \quad (4.55)$$

Poniżej przedstawiono wykreślono wszystkie zależności obciążenia mocy od obciążenia powierzchni (wraz z akceptowalnym obszarem) (rys. 4.4.):



Rys. 4.4. Wyznaczanie wykreślne

Optymalnym punktem, będzie dobranie punktu z akceptowalnego obszaru o największym obciążeniem mocy. Punktem tym jest punkt o współrzędnych:

$$\begin{cases} \frac{W}{S} = 533 \frac{N}{m^2} \\ \frac{W}{P} = 0,104 \frac{N}{W} \end{cases}$$

Teraz znając wcześniej obliczony ciężar startowy, można obliczyć powierzchnię nośną i moc silnika drona:

$$S = \frac{W_{TO}}{\frac{W}{S}} = \frac{16305}{533} = 30,6 \text{ m}^2 \quad (4.56)$$

$$P = \frac{W_{TO}}{\frac{W}{P}} = \frac{16305}{0,104} = 157 \text{ kW} \quad (4.57)$$

5. Projekt skrzydła

5.1. Wstęp

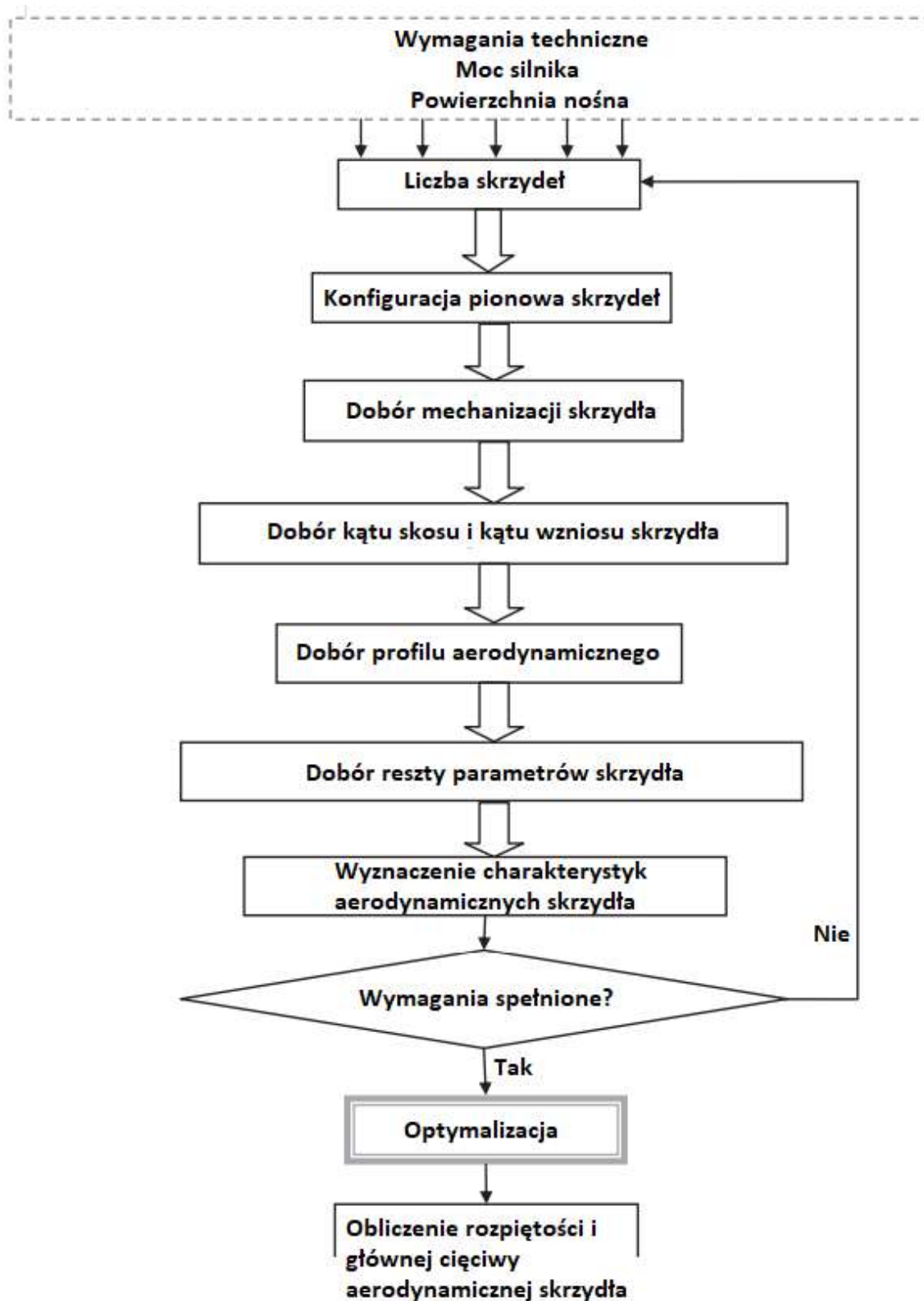
W poprzednim rozdziale wyznaczono trzy kluczowe parametry przy projektowaniu samolotu: jego masę startową, powierzchnię nośną i moc silnika. Dobrano również kolejne wymagania techniczne, które nie było wstępnie tak ważne a ich istota wynikła dopiero przy wyznaczaniu mocy silnika i powierzchni nośnej drona. Dlatego ponownie zebrano je w tabeli 5.1:

Tabela 5.1 Wymagania techniczne

Wymagania techniczne		
Wielkość	Jednostka	Wartość
Zasięg	km	800
Długość	h	40
Ładunek użyteczny	kg	370
Prędkość przeciągnięcia	km/h	90
Masa osprzętu	kg	0,25
Wysokość dla prędkości maksymalnej	m	6000
Prędkość maksymalna	km/h	220
Droga rozbiegu	M	500
Prędkość wznoszenia	m/s	4
Pułap teoretyczny	m	8000

W tym podrozdziale przedstawiony będzie szczegółowy projekt skrzydła tj.: dobór jego parametrów technicznych min.: jego zbieżności, wydłużenia czy profilu aerodynamicznego. Końcowo przedstawiony będzie też pierwszy, wstępny rysunek drona, Zadaniem skrzydła jest wytwarzanie siły nośnej, ale poza tym na skrzydle pojawia się siła oporu oraz moment pochylający.

Projekt skrzydła będzie przebiegał według poniższego schematu (Rys. 5.1):



Rys 5.1 Schemat projektowania skrzydła

5.2. Konfiguracja skrzydła

Na początku, ustalono najbardziej trywialną rzecz, a mianowicie, że projektowany dron będzie **jednopłatem**, jako, że jest to najbardziej powszechne rozwiązanie we współczesnym lotnictwie.

Następnie należy się zastanowić nad tym, czy dron powinien być górnopłatem, centropłatem czy dolnopłatem.

Aby dokonać tego wyboru należy przeanalizować zalety i wady dla każdego z tych rozwiązań w przypadku drona [2]:

Górnopłat:

a) Zalety:

- Generuje więcej siły nośnej niż dolnopłat czy centropłat
- Gładszy kadłub niż w przypadku dolnopłatu czy centropłatu

b) Wady:

- Większy opór powietrza niż w przypadku dolnopłatu czy centropłatu
- Większa masa usterzenia
- Większa masa skrzydła
- Mniejsza sterowność poprzeczna niż w przypadku dolnopłatu czy centropłatu

Dolnopłat:

a) Zalety:

- Dolnopłaty są lżejsze od górnopłatów
- Mniejszy opór powietrza niż w przypadku górnopłatów
- Większa sterowność poprzeczna niż w przypadku górnopłatów
- Mniejsza masa usterzenia

b) Wady:

- Generuje mniej siły nośnej niż górnopłat
- Dłuższa droga rozbiegu niż w przypadku górnopłatów

Po przeanalizowaniu zalet i wad zdecydowano, aby dron był **dolnopłatem**. Odrzucono możliwość centropłatu, z powodu trudności konstrukcyjnych oraz znacznego zwiększenia masy drona przy tym rozwiązaniu [12].

Następnie należy dobrać **kąt wzniosu** skrzydła, jest to kąt między płaszczyzną poziomą, a skrzydłem, patrząc na samolot od przodu (Rys 5.2).



Rys 5. 2

Jako, że kąt wzniosu stosowany jest po to, aby skrzydło było statyczne poprzecznie, to w przypadku drona projektowego, kąt ten będzie wynosił 0 stopni.

Po tym należy wyznaczyć **kąt skosu**.

Kąt skosu możemy zdefiniować na parę sposobów jednak zasadniczo jest to kąt pomiędzy osią Y samolotu, a pewnym charakterystycznym odcinkiem dla skrzydła [2]. Tym odcinkiem może być na przykład krawędź natarcia, krawędź spływu, może też być to odcinek łączący punkty leżące na $\frac{1}{4}$ (lub na $\frac{1}{2}$) cięciw profilu licząc od krawędzi natarcia.

Kąt skosu skrzydła ma wpływ na wiele właściwości aerodynamicznych skrzydła, my jednak skupimy się na tych aspektach, które są istotne z punktu widzenia projektowania drona.

Przed wszystkim, kąt skosu znajduje zastosowanie przede wszystkim przy samolotach lecących z prędkościami powyżej 0,3 Macha. W przypadku statków wolniejszych, kąt skosu w połowie cięciwy ($\Lambda_{\frac{1}{2}}$) powinien być równy 0. Krawędź natarcia i spływu będą jednak posiadać kąt skosu, w związku ze zbieżnością skrzydła.

5.3. Profil aerodynamiczny skrzydła

Następnie należy przejść do określenia profili aerodynamicznego skrzydła, jest to jego przekrój równoległy do płaszczyzny XZ samolotu [2]. Profil aerodynamiczny można zaprojektować samemu jest to jednak zadanie bardzo trudne i czasochłonne, także zostanie dobrany z bazy już istniejących. Najlepiej w tym przypadku skorzystać z bazy profili NACA.

Aby móc dobrać profil aerodynamiczny, należy wykonać wcześniej parę niezbędnych obliczeń, na początku obliczyć średnią arytmetyczną ciężaru startowego samolotu i ciężaru końcowego:

$$W_{\text{sr}} = \frac{W_{\text{TO}} + W_{\text{g}}}{2} \quad (5.1)$$

Masę końcową możemy wyznaczyć przekształcając wzór (4.5)

$$W_8 = W_{TO} - \frac{W_{TO}}{1,05} \frac{m_F}{m_{TO}} \quad (5.2)$$

Podstawiając, otrzymano:

$$W_8 = 11654 \text{ N}$$

Wracając do wzoru (5.1) otrzymano:

$$W_{\dot{s}r} = 13980 \text{ N}$$

Następnie należy wyznaczyć współczynnik siły nośnej dla prędkości przelotowej (za warunki przelotowe uznamy takie, w której maksymalna prędkość wznoszenia wynosi $w_c = 1,5 \text{ m/s}$), przy liczeniu W/P od W/S dla drogi rozbiegu współczynnik został założony, jednak teraz współczynnik zostanie wyznaczony z zależności:

$$C_{zc} = \frac{2W_{\dot{s}r}}{\rho_c V_c^2 S} \quad (5.3)$$

Gdzie:

V_c – prędkość przelotowa. Można założyć, że prędkość przelotowa jest równa 85% prędkości maksymalnej [2] (np. w RQ1-A Predator prędkość przelotowa jest równa 75% prędkości maksymalnej [5])

ρ_c – gęstość powietrza na wysokości przelotowej

Gęstość możemy wyznaczyć przekształcając poniższy wzór [2]:

$$\frac{W}{P} = \frac{\frac{\rho_c}{\rho_0}}{\frac{w_c}{0,6} + \sqrt{\frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{3C_{x0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{0,6D_{max}}\right)}} \quad (5.4)$$

Podstawiając wartości otrzymujemy:

$$0,104 = \frac{\frac{\rho_c}{1,2255}}{2,5 + 0,1203 \sqrt{\frac{613,9}{\rho_c}}} \quad (5.5)$$

Po rozwiązaniu tego równania za pomocą Solvera w Excelu, otrzymano wynik

$$\rho_c = 0,7557 \frac{kg}{m^3}$$

Odpowiada to według atmosfery wzorcowej wysokości:

$$H_C = 4760 \text{ m}$$

Teraz podstawiając do wzoru (5.3) otrzymano:

$$C_{Zc} = 0,506$$

Otrzymany współczynnik siły nośnej dotyczy siły nośnej wytwarzanej przez cały samolot. Aby otrzymać współczynnik siły nośnej samego skrzydła w trakcie lotu z prędkością przelotową, skorzystano ze wzoru statystycznego [2]:

$$C_{Zcw} = \frac{C_{Zc}}{0,95} = 0,533 \quad (5.6)$$

Teraz należy wyznaczyć współczynnik siły nośnej profilu aerodynamicznego, ponownie skorzystano ze wzoru statystycznego [2]:

$$C_{Zp} = \frac{C_{Zcw}}{0,9} = 0,592 \quad (5.7)$$

Potem obliczono współczynnik siły nośnej drona dla prędkości przeciągnięcia:

$$C_{Zmax} = \frac{2W_{TO}}{\rho_0 V_s^2 S} = 1,392 \quad (5.8)$$

Podobnie jak dla prędkości podróżnej, należy obliczyć współczynnik siły nośnej pochodzący z samego skrzydła dla prędkości przeciągnięcia:

$$C_{Zmax_w} = \frac{C_{Zmax}}{0,95} = 1,465 \quad (5.9)$$

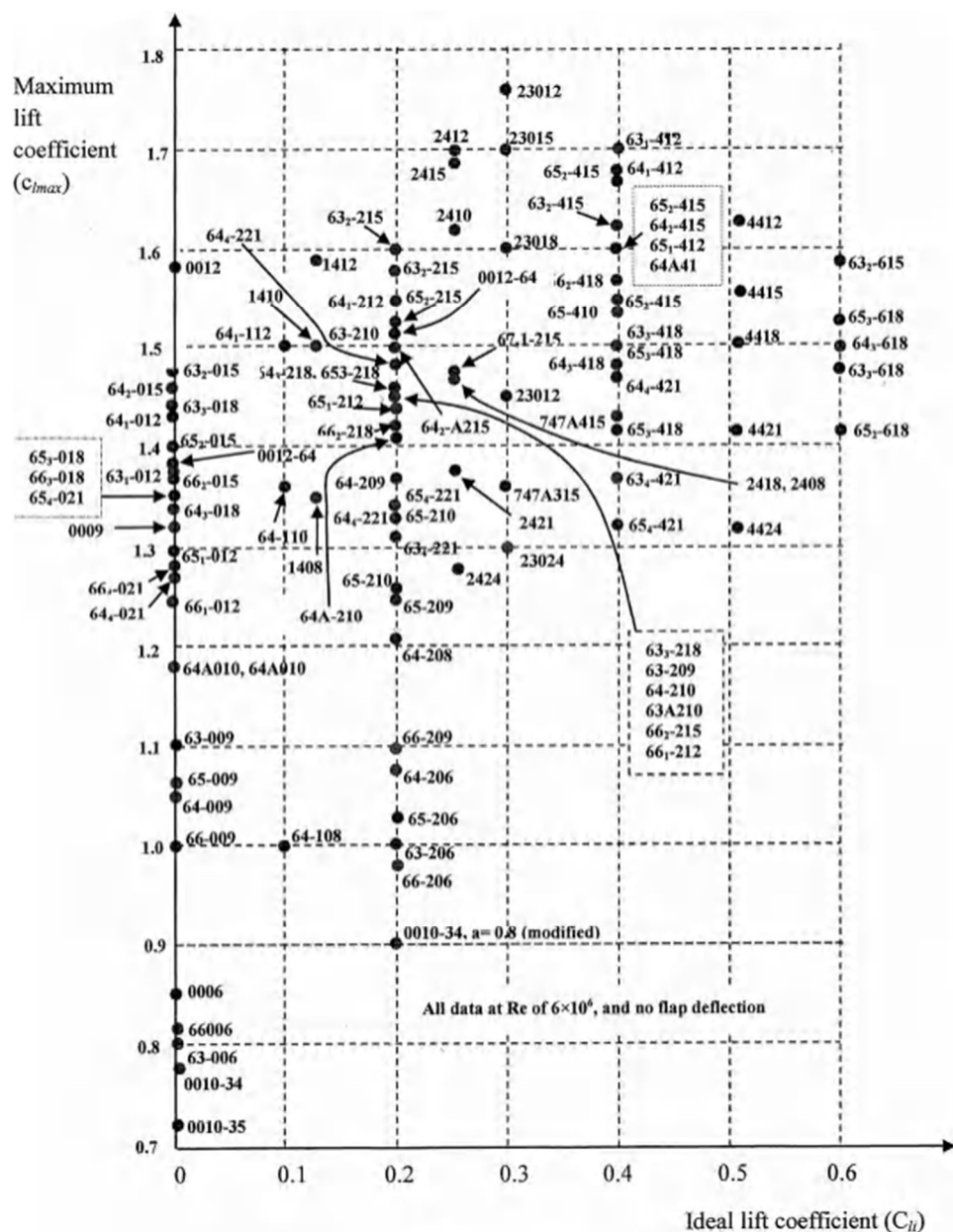
Jak dla prędkości podróżnej, należy uwzględnić że współczynnik siły nośnej skrzydła i profilu aerodynamicznego, różnią się:

$$C_{ZmaxpHLD} = \frac{C_{Zmax}}{0,9} = 1,628 \quad (5.10)$$

Otrzymany wynik uwzględnia wysunięte klapy, więc należy od wyniku odjąć przyrost maksymalnego współczynnika siły nośnej. Gwoli przypomnienia, projektowany dron ma klapę prostą, dla której $\Delta C_z = 0,8$

$$C_{Zmaxp} = C_{ZmaxpHLD} - \Delta C_z = 0,828 \quad (5.11)$$

Można teraz przystąpić do wybrania profilu aerodynamicznego. Jego współczynnik siły nośnej o najmniejszym współczynniku oporu powinien mieć wartość w przybliżeniu równą współczynnikowi siły nośnej dla prędkości przelotowej. Z tych należy wybrać ten o maksymalnym współczynniku siły nośnej najbliższym co do wartości równą temu ze wzoru (5.11). Przy wyborze posłużono się poniższym wykresem z [15] (Rys 5.3):



Rys 5.3 Parametry różnych profili aerodynamicznych

Na podstawie tego wykresu wybrano wstępnie 4 profile aerodynamiczne: 63₃-618, 64₃-618, 65₃-618, 63₂-615 (Tabela 5.2):

Tabela 5.2 Dobór profilu aerodynamicznego

Dobór profilu aerodynamicznego						
Lp.	NACA	C_{xmin}	C_{m0}	Krytyczny kąt natarcia	D_{max}	Przecignięcie
1	63 ₃ -618	0,0050	-0,1	12	120	Łagodne
2	64 ₃ -618	0,0051	-0,1	20	173	Łagodne
3	65 ₃ -618	0,0049	-0,1	17	180	Umiarkowane
4	63 ₂ -615	0,0052	-0,2	14	138	Umiarkowane

- Profil NACA 65₃-618 posiada najmniejszy minimalny współczynnik oporu, a więc odpowiada mu największa prędkość maksymalna
- Profile NACA 65₃-618 ma największą doskonałość maksymalną, a więc odpowiada mu najdłuższy zasięg lotu
- Profil NACA 64₃-618 ma największy krytyczny kąt natarcia, poza tym najłatwiej wyprowadzić go z przeciągnięcia, więc jest „najbezpieczniejszym”

Jako, że prędkość maksymalna i zasięg są jednymi z najważniejszych parametrów, to wybrano profil **NACA 65₃-618**.

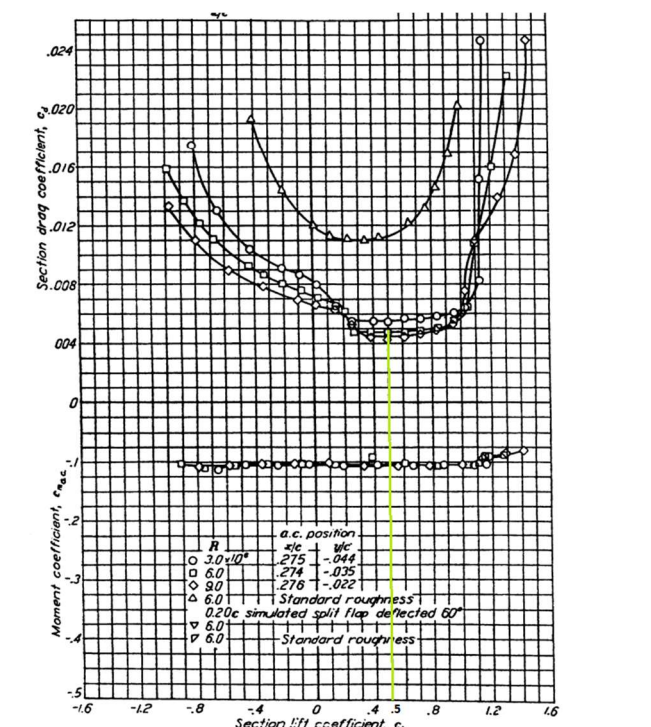
5.4. Parametry geometryczne skrzydła

Kolejnym parametrem do wyznaczenia jest **kąt zaklinowania skrzydła**, jest to kąt pomiędzy osią kadłuba, a cięciwą przykadłubową. Oś kadłuba leży w płaszczyźnie symetrii kadłuba i jest równoległa do podłogi kadłuba. Kąt zaklinowania skrzydła prawie zawsze jest stały. Istniał tylko jeden samolot w historii, który posiadał mechanizm zmiany kąta zaklinowania w trakcie lotu. Był nim Chance Vought F-8 Crusader [2].

Kąt zaklinowania musi spełniać następujące warunki:

- Skrzydło posiada minimalny współczynnik oporu w trakcie lotu z prędkością przelotową
- Nie dojdzie do przeciągnięcia na skrzydle w trakcie startowania
- Kadłub wytwarza możliwie jak najmniejszy opór w trakcie lotu z prędkością przelotową

Z tych wymagań naturalnie wynika, że samolot powinien mieć kąt zaklinowania równy kątowi natarcia, dla którego współczynnik oporu jest najmniejszy. Proces odczytywania optymalnego kąta zaklinowania z charakterystyk przedstawiono poniżej (Rys 5.4):



Rys. 5.4 Charakterystyki aerodynamiczne wybranego profilu

Z tego jasno wynika, że kąt zaklinowania powinien wynosić $i_w = 0^\circ$

Wydłużenie skrzydła definiujemy jako, stosunek rozpiętości skrzydła do średniej cięciwy aerodynamicznej:

$$AR = \frac{b}{c_a} \quad (5.12)$$

Wydłużenie skrzydła ma wpływ na bardzo wiele aspektów lotu drona, między innymi:

- Im większe wydłużenie tym bardziej zredukowany jest opór indukowany, wynikający z skończonej długości skrzydła. Im większa rozpiętość tym parametry skrzydła, takie jak $\frac{dc_z}{d\alpha}$, maksymalny współczynnik siły nośnej, krytyczny kąt natarcia czy minimalny współczynnik oporu, zbliżają się co do wartości do parametrów tych dla profilu.
- Im większe wydłużenie, tym większe $\frac{dc_z}{d\alpha}$, a co za tym idzie, tym mniejszy krytyczny kąt natarcia i większy maksymalny współczynnik siły nośnej
- Z powyższego powodu, usterzenie poziome musi mieć mniejsze wydłużenie, aby w razie przeciągnięcia na skrzydło, mogło wciąż umożliwić powrót do bezpiecznego lotu
- Im większe wydłużenie, tym cięższe skrzydło. Wynika to z wymaganej sztywności skrzydła, a im większe wydłużenie skrzydła tym większy moment zginający pochodzący od siły ciężkości
- Im większe wydłużenie, tym większa jest maksymalna doskonałość skrzydła

- Im większe wydłużenie, tym większa sterowność poprzeczna, jako, że lotki są oddalone dalej od osi kadłuba

Wydłużenie skrzydła zostało dobrane, przy wyznaczaniu W/P od W/S dla prędkości przypomnienia. Dla przypomnienia, $AR=16$

Zbieżność skrzydła definiujemy jako stosunek cięciwy końcowej do cięciwy przykadłubowej.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (5.13)$$

Zbieżność skrzydła ma wpływ na wiele rzeczy [2]:

- Rozkład siły nośnej na skrzydle. Celem jest dobranie tak zbieżności, by rozkład siły nośnej na skrzydle był jak najbardziej zbliżony do rozkładu dla skrzydła eliptycznego
- Im bardziej zbieżne skrzydło jest, tym mniejsze momenty zginające pochodzące od siły ciężkości
- Im bardziej zbieżne skrzydło jest tym bardziej sterowne poprzecznie jest, ponieważ moment bezwładności wzdłuż osi X maleje.

Dla $\lambda = 0,4$ rozkład siły nośnej będzie najbliżej zbliżony do rozkładu eliptycznego [16] i taka zbieżność zostanie wstępnie dobrana.

Teraz wyznaczone będzie reszta parametrów geometrycznych skrzydła:

- Rozpiętość możemy wyznaczyć przekształcając wzór:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (5.14)$$

$$b = \sqrt{AR \cdot S} = 22,12 \text{ m} \quad (5.15)$$

- Średnia cięciwa aerodynamiczna można wyznaczyć przekształcając wzór (5.12)

$$c_a = \frac{b}{AR} = 1,38 \text{ m} \quad (5.16)$$

- Należy jeszcze wyznaczyć cięciwę przykadłubową i końcową. W tym celu należy dokonać paru przekształceń:

Ze wzoru na pole trapezu (skrzydło to podwojone pole trapezu) wiemy, że:

$$S = 0,5(c_r + c_t)b \quad (5.17)$$

$$S = 0,5(c_r + \lambda c_r)b = 0,5(1 + \lambda)c_r b \quad (5.18)$$

$$c_r = \frac{2S}{(1 + \lambda)b} = 1,98 \text{ m} \quad (5.19)$$

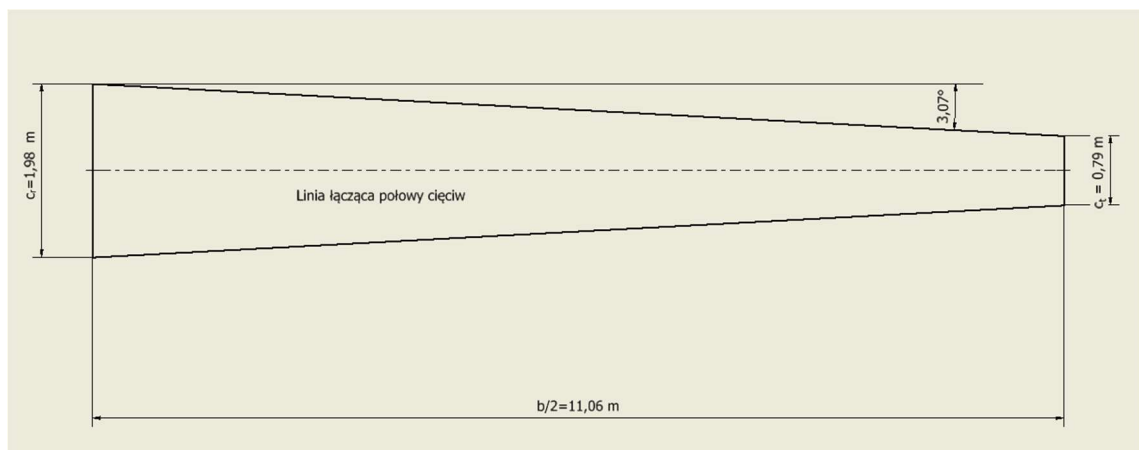
$$c_t = \lambda c_r = \frac{2\lambda S}{(1 + \lambda)b} = 0,79 \text{ m} \quad (5.20)$$

- Kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła ze wzoru dla skrzydła trapezowego (wynika on z poniższego rysunku)

$$tg(\Lambda_{LE}) = \left(\frac{\frac{1}{2}(c_r - c_t)}{\frac{1}{2}b} \right) \quad (5.21)$$

$$\Lambda_{LE} = \arctg\left(\frac{c_r - c_t}{b}\right) = 3,07^\circ \quad (5.22)$$

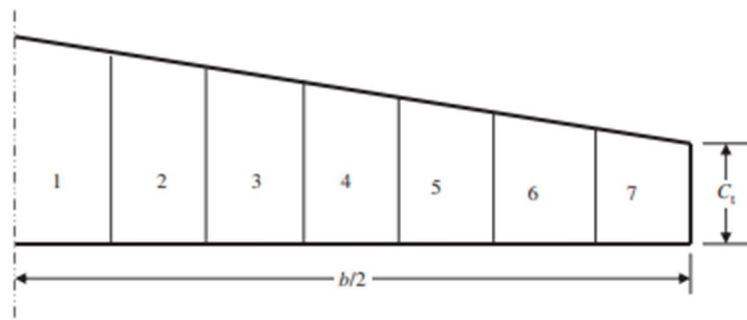
Na podstawie obliczonych parametrów sporządzono wstępny rysunek skrzydła (Rys 5.5):



Rys 5.5 Wstępny obrys skrzydła

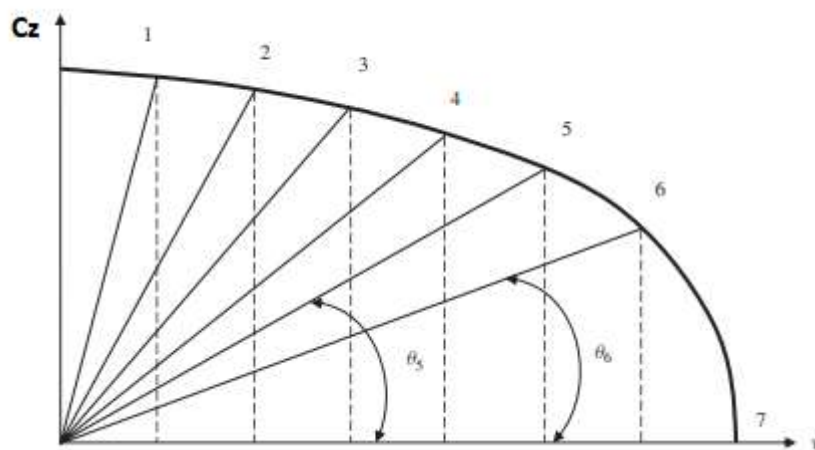
Dobre parametry należy jednak zweryfikować pod dwoma względami. Należy sprawdzić czy zaprojektowane skrzydło ma taki sam współczynnik siły nośnej dla najmniejszej siły oporu co ten wcześniej wyliczony (wzór 5.6) Poza tym należy zapewnić by skrzydło zapewniało eliptyczny rozkład siły nośnej, ponieważ wtedy najmniejszy będzie opór indukowany. W tym celu posłużono się metodą przez niemieckiego fizyka Ludwiga Prandtla. Składa się ona z niniejszych kroków [17]:

- Połowę skrzydła należy podzielić na N segmentów. Linie „cięcia” są równoległe do osi podłużnej kadłuba. Im więcej segmentów, tym dokładniejszy wynik zostanie otrzymany (Rys 5.6):



Rys 5.6 Podział na segmenty

- Następnie należy wykreślić wykres współczynnika siły nośnej od odległości od osi kadłuba, na tym etapie zakładamy że rozkład ten jest eliptyczny. Wykres ten też dzielimy identycznie jak skrzydło. Potem wykreślić należy proste od początku układu współrzędnych do punktów przecięć wykresu z liniami podziału tak jak na rysunku. Powstanie w ten sposób tyle kątów θ , ile segmentów skrzydła (Rys 5.7):



Rys 5.7 Wykreślanie kątów

- Następnie należy ułożyć układ N równań, w którym pojedyncze równanie wygląda następująco:

$$\mu(\alpha_{0n} - \alpha_n) = \sum_{i=0}^N A_i \sin(i\theta_n) \left(1 + \frac{\mu i}{\sin(\theta_n)}\right) \quad (5.23)$$

Gdzie:

n – numer segmentu

α_{0n} – kąt natarcia segmentu dla zerowej siły nośnej

α_n – kąt natarcia segmentu

A_i – i-ta szukana niewiadoma

$$\mu = \frac{c_{an} \left(\frac{dc_z}{d\alpha} \right)_n}{4b}$$

c_{an} – średnia cięciwa aerodynamiczna segmentu

$\left(\frac{dc_z}{d\alpha} \right)_n$ – współczynnik liniowy zależności siły nośnej od kąta natarcia

- Wyznaczyć współczynnik siły nośnej dla każdego segmentu:

$$C_{zn} = \frac{4b}{c_{an}} \sum_{i=0}^N A_i \sin(i\theta_n) \quad (5.24)$$

- Współczynnik siły nośnej w locie będzie równy:

$$C_{Zcw} = \pi \cdot AR \cdot A_i \quad (5.25)$$

Na podstawie tej metody stworzono skrypt [2] w MATLAB (rys 5.8):

```

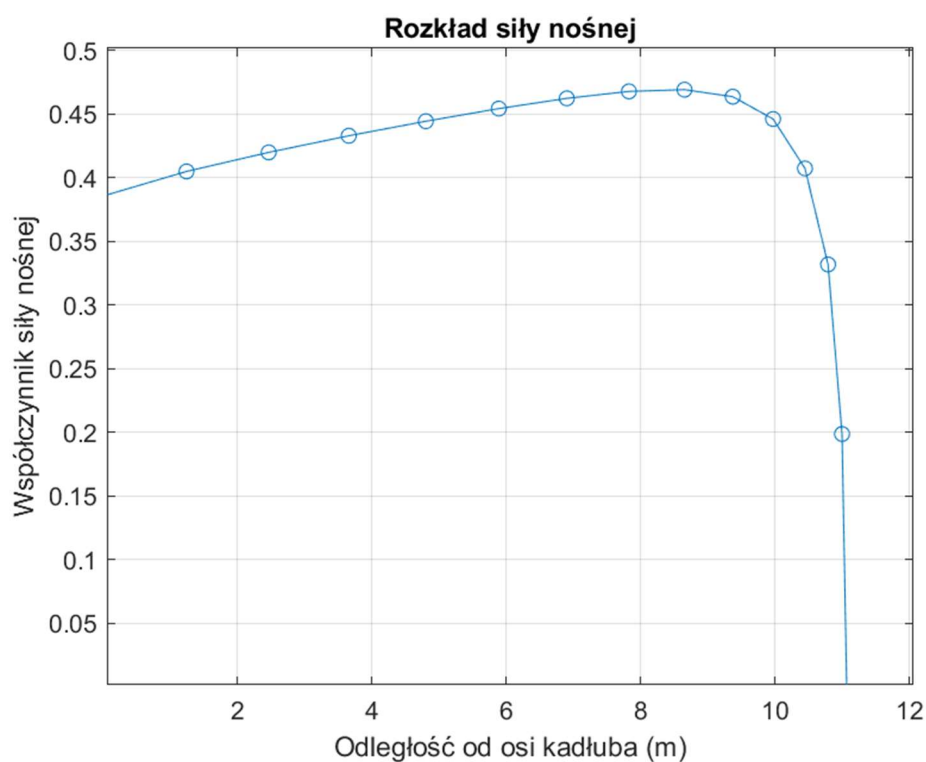
skrypt.m
1  clc
2  clear
3  N = 14; % (liczba segmentow - 1)
4  S = 30.6; % m^2
5  AR = 16; % Wydłużenie skrzydła
6  lambda = 0.4; % Zbieżność skrzydła
7  alpha_twist = 1; % Zwichrzenie geometryczne skrzydła(deg)
8  i_w = 0; % kąt zaklinowania skrzydła (deg)
9  a_2d = 6.5; % dc_z/dalpha (1/rad)
10 alpha_0 = -4; % kąt natarcia dla zerowej siły nośnej (deg)
11 b = sqrt(AR*S); % rozpiętość skrzydła (m)
12 MAC = S/b; % średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła (m)
13 Croot = 2*S/(b*(1+lambda)); % root chord (m)
14 theta = pi/(2*N):pi/(2*N):pi/2;
15 alpha = i_w+alpha_twist:-alpha_twist/(N-1):i_w; % kąt natarcia każdego segmentu
16 z = (b/2)*cos(theta);
17 c = Croot * (1 - (1-lambda)*cos(theta)); % średnia cięciwa aerodynamiczna natarcia każdego segmentu (m)
18 mu = c * a_2d / (4 * b);
19 LHS = mu .* (alpha-alpha_0)/57.3; % Lewa strona równania
20 % rozwiązanie N równań by znaleźć współczynniki A_i
21 for i=1:N
22     for j=1:N
23         B(i,j) = sin((2*j-1) * theta(i)) * (1 + (mu(i) * (2*j-1)) / sin(theta(i)));
24     end
25 end
26 A=B\transpose(LHS);
27 for i = 1:N
28     sum1(i) = 0;
29     sum2(i) = 0;
30     for j = 1 : N
31         sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1) * A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
32         sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
33     end
34 end
35 CL = 4*b*sum2 ./ c;
36 CL1=[0 CL(1) CL(2) CL(3) CL(4) CL(5) CL(6) CL(7) CL(8) CL(9) CL(10) CL(11) CL(12) CL(13) CL(14)];
37 y_s=[b/2 z(1) z(2) z(3) z(4) z(5) z(6) z(7) z(8) z(9) z(10) z(11) z(12) z(13) z(14)];
38 plot(y_s,CL1,'-o')
39 grid
40 title('Rozkład siły nośnej')
41 xlabel('Odległość od osi kadłuba (m)')
42 ylabel('Współczynnik siły nośnej')
43 CL_wing = pi * AR * A(1)

```

Rys. 5.8. Skrypt Matlab do obliczenia współczynnika siły nośnej

Dla wcześniej ustalonych parametrów geometrycznych skrzydła, otrzymano następujący współczynnik siły nośnej i rozkład siły nośnej (Rys 5.9):

$$C_{zcw} = 0,431$$



Rys 5.8 Rozkład siły nośnej

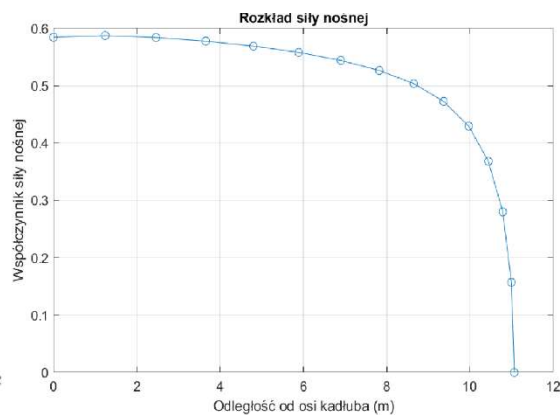
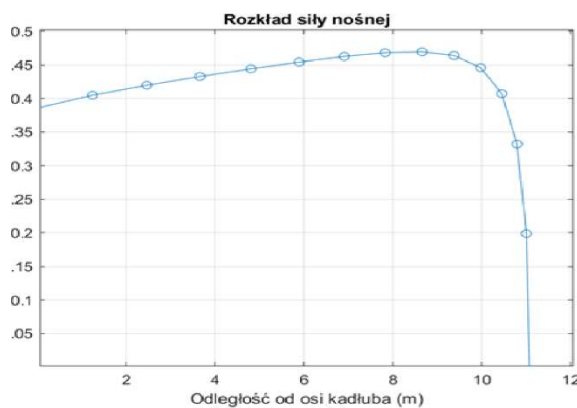
Jak widzimy współczynnik siły nośnej jest za mały w porównaniu z tym wyliczonym w (5.6) oraz rozkład siły nośnej jest niewystarczająco eliptyczny. Dlatego metodą prób i błędów zmodyfikowano wartości zbieżności, zwichrzenia geometrycznego i kąt zaklinowania skrzydła.

Nowe parametry zestawiono ze starymi (Tabela 5.3), to samo zrobiono z wykresami (Rys 5.10):

Tabela 5.3 Zestawienie parametrów końcowych i początkowych

Parametry wstępne			Parametry końcowe		
Wielkość	Jednostka	Wartość	Wielkość	Jednostka	Wartość
AR	-	16	AR	-	16
λ	-	0,4	λ	-	0,8
b	m	22,1	b	m	22,1
c_a	m	1,4	c_a	m	1,4
c_r	m	2,0	c_r	m	1,5
c_t	m	0,8	c_t	m	1,2
α_t	°	0	α_t	°	-1
i_w	°	0	i_w	°	1,8

Λ_{LE}	°	3,1	Λ_{LE}	°	0,8
Γ	°	0	Γ	°	0



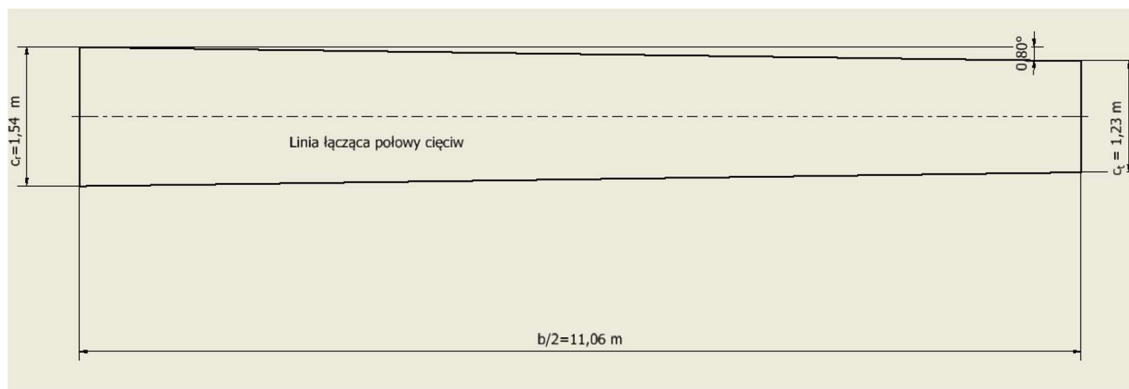
Rys 5.9 Zestawienie rozkładów siły nośnej

Współczynnik siły nośnej dla lotu z prędkością przelotową wyniósł

$$C_{zcw} = 0,535$$

Tak więc, udało się uzyskać wartość podobną do wyliczonej w (5.6) oraz osiągnięto w miarę eliptyczny rozkład siły nośnej na skrzydle.

Rysunek skrzydła po dokonaniu zmian (Rys. 5.11):



Rys 5.10 Końcowy obrys skrzydła

5.5. Klapy

Ostatnim etapem projektu skrzydła jest zaprojektowanie **klap** (projekt lotek zostanie wykonany w dalszej części pracy). Klapy to część mechanizacji skrzydła, odpowiadająca za zwiększenie wytwarzanej przez skrzydło siły nośnej. Dzięki kłapom dron może zabierać większy ładunek użyteczny i startować przy mniejszych prędkościach. Projekt klapy polega na dobraniu jej typu, położeniu na skrzydle, cięciwy i długości.

Typ kłapy został dobrany już podczas wyznaczaniu zależności obciążenia mocy od obciążenia powierzchni dla drogi rozbiegu. Wybrano wtedy **klapę prostą**, dla której wysunięcie kłapy o 60 stopni powoduje przyrost siły równy $\Delta C_z = 0,9$

Kłapa powinna być zlokalizowana jak najbliżej kadłuba z dwóch powodów, jednym z nim jest mniejszy moment zginający pochodzący od zwiększonej siły nośnej. Drugim powodem jest zwiększenie miejsca na lotkę, która zajmuje więcej miejsca niż kłapa. Najlepiej założyć wstępnie rozpiętość kłap równą 70% skrzydła [2]. Dokładną ich rozpiętość poznana będzie po użyciu metody Prandtla, tej samej co przy wyznaczaniu współczynnika siły nośnej skrzydła. Przy doborze długości cięciwy kłapy należy uwzględnić fakt, że wraz ze wzrostem cięciwy rośnie opór kłapy przy jej wysuwaniu. Najlepiej założyć wstępnie rozpiętość kłap równą 20% cięciwy skrzydła [2]. Dokładną jej wartość również będzie wyznaczona po użyciu metody Prandtla.

Należy teraz ustalić kąt wychylenia kłap. Wstępnie przy startowaniu powinien on wynosić około 20 stopni [2]. Krytyczny kąt natarcia można wyznaczyć wykreślnie z wykresu siły nośnej od kąta natarcia. Krytyczny kąt natarcia będzie wynosić dla takiego wychylenia kłap około 14 stopni. Kąt natarcia przy starcie będzie jednak trochę mniejszy ze względów bezpieczeństwa. Wynosić będzie 13 stopni.

Zestawiając założone wartości mamy (Tabela 5.4):

Tabela 5.4

Parametry wstępne kłapy		
Wielkość	Jednostka	Wartość
b_f/b	-	0,7
c_f/c	-	0,2
α_{TOW}	°	13
δ_f	°	20

Wysunięte kłapy mają wpływ na kąt natarcia dla zerowej siły nośnej:

$$\Delta\alpha_0 \approx -1,15 \cdot \frac{c_f}{c} \cdot \delta_f = -4,6^\circ \quad (5.26)$$

W związku z

$$\alpha_{0f} = \alpha_0 + \Delta\alpha_0 = -8,6^\circ \quad (5.27)$$

Należy teraz obliczyć potrzebny współczynnik siły nośnej przy startowaniu ze wzoru na siłę nośną:

$$C_{zTO} = \frac{2W_0}{\rho_0 S V_{TO}^2} = 0,966 \quad (5.28)$$

Należy zwrócić uwagę że współczynnik ten nieznacznie różni się od tego, który założony został przy wyznaczaniu obciążania mocy od obciążenia powierzchni dla drogi rozbiegu.

Różnicę można zredukować poprzez ewentualną ponowną iterację całego projektu samolotu.

Mając te wartości ponownie skorzystano ze skryptu z metodą Prandtla, trochę zmodyfikowanego (Rys 5.12):

```

skrzydlo_z_klapa.m
1  clc
2  clear
3  N = 14; % (liczba segmentow - 1)
4  S = 30.6; % m^2
5  AR = 16; % wydłużenie skrzydła
6  lambda = 0.8; % Zbieżność skrzydła
7  alpha_twist = -1; % Zwichrzenie geometryczne skrzydła(deg)
8  i_w = 13; % kat natarcia przy starcie (deg)
9  a_2d = 6.5; % dc/dalpha (1/rad)
10 alpha_0 = -4; % kat natarcia dla zerowej sily nosnej (deg)
11 bfw=0.7; %względna rozpiętość klap
12 cfw=0.2; %względna cieciwa klap
13 deltaf=20; %wychylenie klap przy startowaniu (deg)
14 alpha_0f=alpha_0-1.15*cfw*deltaf; %kat natarcia dla zerowej sily nosnej przy wysuniętych klapach (deg)
15 b = sqrt(AR*S); % rozpiętość skrzydła (m)
16 MAC = S/b; % srednia cieciwa aerodynamiczna skrzydła (m)
17 Croot = 2*S/(b*(1+lambda)); % root chord (m)
18 theta = pi/(2*N);pi/(2*N);pi/2;
19 alpha = i_w+alpha_twist:-alpha_twist/(N-1):i_w; % kat natarcia każdego segmentu
20 for i=1:N %Krytyczny kat natarcia w zależności od y
21     if (i/N)>(1-bfw)
22         alphatablica_0(i)=alpha_0f;
23     else
24         alphatablica_0(i)=alpha_0;
25     end
26 end
27 z = (b/2)*cos(theta);
28 c = Croot * (1 - (1-lambda)*cos(theta)); % srednia cieciwa aerodynamiczna natarcia każdego segmentu (m)
29 mu = c * a_2d / (4 * b);
30 LHS = mu .* (alpha-alphatablica_0)/57.3; % Lewa strona równania
31 % rozwiązywanie N równan by znaleźć współczynniki A_i
32 for i=1:N
33     for j=1:N
34         B(i,j) = sin((2*j-1) * theta(i)) * (1 + (mu(i) * (2*j-1)) /sin(theta(i)));
35     end
36 end
37 A=B\transpose(LHS);
38 for i = 1:N
39     sum1(i) = 0;
40     sum2(i) = 0;
41     for j = 1 : N
42         sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1) * A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
43         sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
44     end
45 end
46 CL = 4*b*sum2 ./ c;
47 CL1=[0 CL(1) CL(2) CL(3) CL(4) CL(5) CL(6) CL(7) CL(8) CL(9) CL(10) CL(11) CL(12) CL(13) CL(14)];
48 y_s=[b/2 z(1) z(2) z(3) z(4) z(5) z(6) z(7) z(8) z(9) z(10) z(11) z(12) z(13) z(14)];
49 plot(y_s,CL1,'-o')
50 grid
51 title('Rozkład siły nośnej')
52 xlabel('odległość od osi kadłuba (m)')
53 ylabel ('współczynnik siły nośnej')
54 CL_TO = pi * AR * A(1)

```

Rys 5. 11 Skrypt Matlab do obliczenia współczynnika siły nośnej z wysuniętą klapą

Dla takich parametrów startu otrzymano współczynnik siły nośnej przy starcie wyniósł $C_{zTo} = 2,050$, a więc zdecydowanie za duży. W tym celu zmieniono parametry klapy, a przede wszystkim kąt natarcia przy starcie (tabela 5.5):

Tabela 5.5

Parametry wstępne klapy			Parametry końcowe klapy		
Wielkość	Jednostka	Wartość	Wielkość	Jednostka	Wartość
b_f/b	-	0,7	b_f/b	-	0,6
c_f/c	-	0,2	c_f/c	-	0,2
α_{TOW}	°	13	α_{TOW}	°	-6,3

δ_f	°	20	δ_f	°	10
------------	---	----	------------	---	----

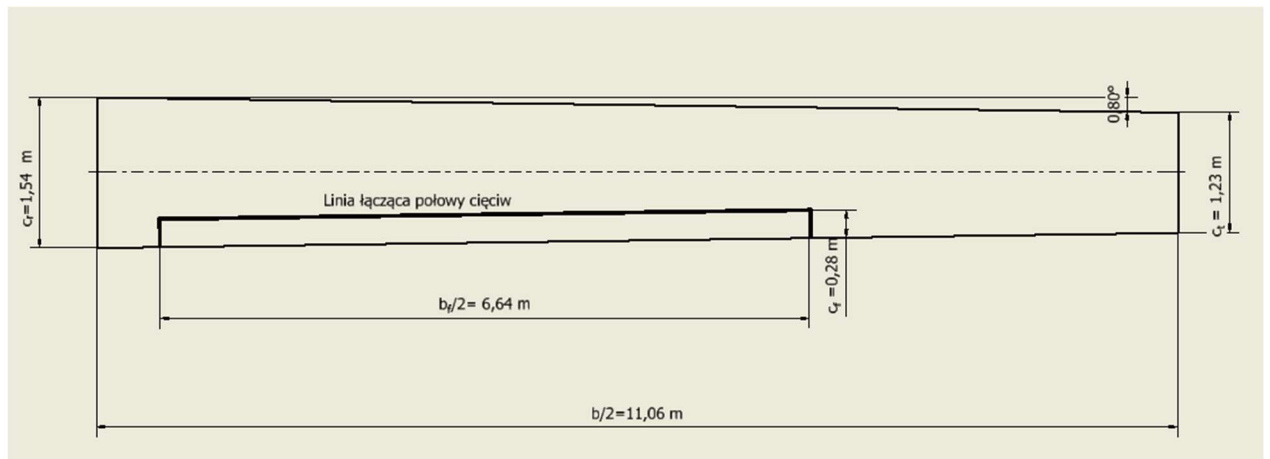
Po tych zmianach uzyskano współczynnik siły nośnej $C_{zTO} = 1,045$, a więc dostatecznie bliski temu ze wzoru (4.82), jednocześnie zachowując eliptyczny rozkład siły nośnej.

Finalnie można obliczyć cięciwę i rozpiętość kłapy:

$$c_f = \frac{c_f}{c} \cdot c_a = 0,277 \text{ m} \quad (5.29)$$

$$b_f = \frac{b_f}{b} \cdot b = 13,27 \text{ m} \quad (5.30)$$

Poniżej przedstawiono rysunek skrzydła z klapą (Rys 5.13):



Rys 5. 12 Skrzydło wraz z klapą projektowanego drona

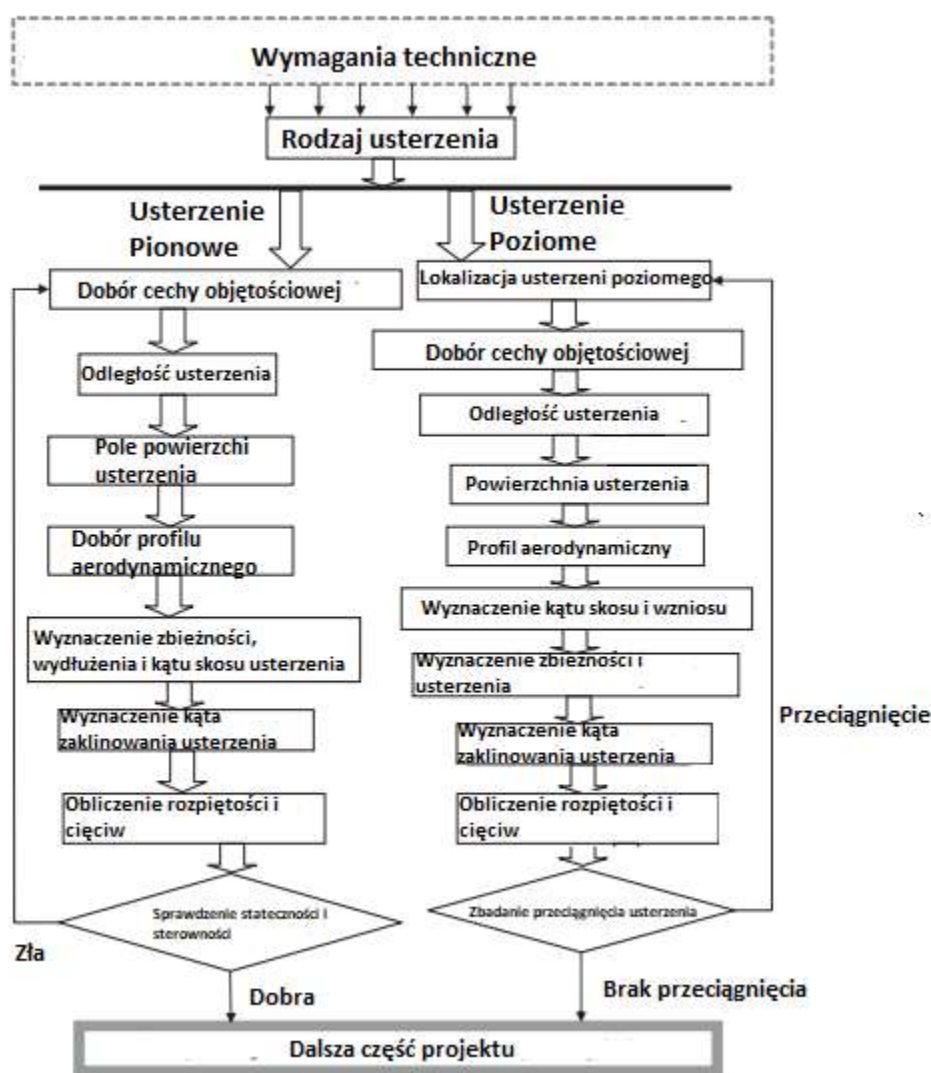
6. Projekt usterzenia

6.1. Wstęp

Kolejnym projektowanym komponentem drona będzie **usterzenie**. Usterzenie są również powierzchnią nośną drona, ale znajdującą się na jego ogonie. Jego mechanizacja również się różni, ponieważ posiada ster kierunku i wysokości, a skrzydło lotki i kłapy. Zadaniem usterzenia jest zapewnienie równowagi i stateczności (sterowności) kierunkowej i podłużnej. Zastosowanie usterzenia poziomego jest konieczne, ponieważ wypadkowy moment siły względem środka masy samolotu pochodzący od siły nośnej samolotu, momentu pochylającego skrzydła i czasami od siły ciągu nie jest równy 0. Poza

tym usterzenie poziome odpowiada za stateczność podłużną drona, to znaczy jego powrót do pozycji równowagi po jej zakłóceniu. Jako, że dron jest symetryczny względem płaszczyzny XZ, to zachowanie równowagi kierunkowej nie jest głównym zadaniem usterzenia pionowego, a zapewnienie jego stateczności kierunkowej. Poza tym, poprzez stery wysokości i kierunku, usterzenie jest odpowiedzialne za sterowność kierunkową i podłużną.[2][12]

Podczas tej części projektu zostaną wyznaczone wszystkie parametry usterzenia, podobne do tych wyznaczonych dla skrzydła. Poniżej przedstawiono schemat projektu usterzenia (rys 6.1).



Rys 6.1 Schemat projektowania usterzenia

Badanie przeciągnięcia usterzenia wykonuje się przy użyciu programów CFD i wykracza poza zakres tej pracy. Powinno być jednak źródłem ewentualnego udoskonalenia usterzenia.

6.2. Konfiguracja usterzenia poziomego

Docelowo dron powinien posiadać usterzenie typu V, bądź typu odwrócone V, aby jak najmniej zasłaniać pole widoku anteny [5], jednak w tym projekcie wstępnie dobrano usterzenie klasyczne, z powodu możliwości wyznaczenia jego parametrów w sposób analityczny. Należy jednak pamiętać, że usterzenie klasyczne można przeprojektować przy założeniu, że powierzchnia rzutu z góry była równa powierzchni usterzenia poziomego, klasycznego, a powierzchnia rzutu z boku powierzchni usterzenia pionowego typu H. [12]

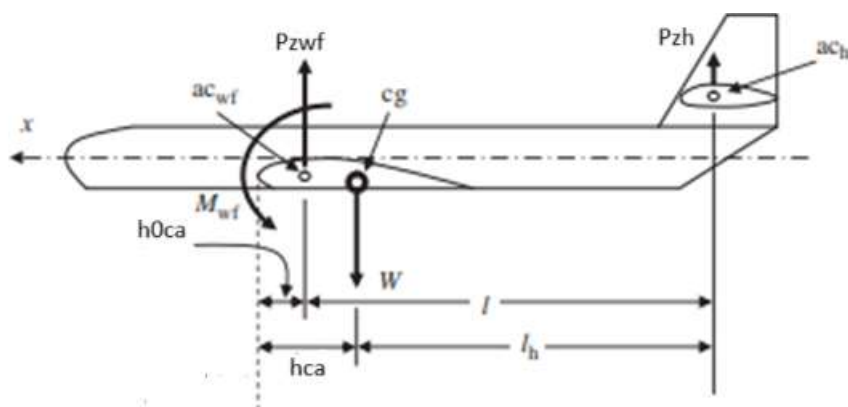
6.3. Równowaga drona i wstępne obliczenia

Dron posiada dwa warunki równowagi: siłę wypadkową równą zero i wypadkowy moment siły względem środka masy równy 0:

$$\sum F = 0 \quad (6.1)$$

$$\sum M_{\dot{S}M} = 0 \quad (6.2)$$

Jako pierwsza rozpatrzona będzie równowaga podłużna. W tym celu przedstawiono uproszczony schemat sił i momentów siły działających w trakcie lotu drona (rys 6.2)



Rys. 6.2. Siły i momenty sił działające na drona

Schemat jest uproszczony, ponieważ pominięto siłę ciągu, siłę oporu i moment aerodynamiczny usterzenia. W tym przypadku wzór 6.2 można rozpisać tak:

$$M_{oWF} + M_{LWF} + M_{LH} = 0 \quad (6.3)$$

Gdzie:

M_{oWF} – moment aerodynamiczny zespołu skrzydło/kadłub

M_{LWF} – moment siły nośnej wytworzonej przez zespół skrzydło/kadłub

M_{LH} – moment siły nośnej na usterzeniu

W celu dalszych rachunków, ustalono pewną linię odniesienia na punkcie natarcia w średniej cięciwie aerodynamicznej. Założono, również, że momenty, które chcą obrócić dronem zgodnie ze wskazówkami zegara są dodatnie (pod warunkiem, że patrzymy na drona tak, że jego przód jest po lewej stronie). Wtedy rozpisując wzór (6.3):

$$M_{oWF} + P_{ZWF}(hc_a - h_0c_a) - P_{zh}l_h = 0 \quad (6.4)$$

Gdzie:

P_Z – siła nośna zespołu skrzydło/kadłub

h - odległość względna środka ciężkości na średniej cięciwie aerodynamicznej

h_0 – odległość względna środka aerodynamicznego na średniej cięciwie aerodynamicznej

Zgodnie z tym wzorem widzimy, że ramie siły nośnej zespołu skrzydło kadłub jest dodatnie, gdy środek ciężkości jest za ogniskiem aerodynamicznym, a ujemny, gdy środek ciężkości jest przed ogniskiem aerodynamicznym.

Należy rozpisać moment aerodynamiczny zespołu skrzydło/kadłub, siłę nośną zespołu skrzydło kadłub i siłę nośną usterzenia:

$$M_{oWF} = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{MoWF} c_a \quad (6.5)$$

$$P_{ZWF} = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{ZWF} \quad (6.6)$$

$$P_{zh} = \frac{1}{2}\rho V^2 S_h C_{zh} \quad (6.7)$$

Gdzie:

C_{MoWF} – współczynnik momentu aerodynamicznego zespołu skrzydło/kadłub

S_h - pole usterzenie poziomego

C_{zh} - współczynnik siły nośnej usterzenia

Podstawiając te trzy wzory do (6.4) otrzymano:

$$\frac{1}{2}\rho V^2 S C_{MoWF} c_a + \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{ZWF} c_a (h - h_0) - \frac{1}{2}\rho V^2 S_h C_{zh} l_h = 0 \quad (6.8)$$

Dzieląc równanie obustronnie przez $\frac{1}{2}\rho V^2 S c_a$ otrzymano:

$$C_{MoWF} + C_{ZWF}(h - h_0) - \frac{l_h}{c_a} C_{zh} \frac{S_h}{S} = 0 \quad (6.9)$$

Korzystając z Rys 6.2. można do wniosku, że:

$$l + h_0 c_a = l_h + h c_a \quad (6.10)$$

Przekształcając:

$$\frac{l_h}{c_a} = \frac{l}{c_a} - (h - h_0) \quad (6.11)$$

Wstawiając wzór (6.11) do (6.9) otrzymano:

$$C_{MoWF} + C_{ZWF}(h - h_0) - \frac{l}{c_a} C_{Zh} \frac{S_h}{S} + (h - h_0) C_{Zh} \frac{S_h}{S} = 0 \quad (6.12)$$

Upraszczając:

$$C_{MoWF} + \left(C_{ZWF} + C_{Zh} \frac{S_h}{S} \right) (h - h_0) - \frac{l}{c_a} \frac{S_h}{S} C_{Zh} = 0 \quad (6.13)$$

Skorzystano teraz z faktu, że siła nośna samolotu jest równa sumie siły nośnej zespołu skrzydło/kadłub i siły nośnej usterzenia poziomego:

$$P_Z = P_{ZWF} + P_{Zh} \quad (6.14)$$

Rozpisując za pomocą wzorów (6.6) i (6.7):

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_Z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{ZWF} + \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{Zh} \quad (6.15)$$

W powyższym wzorze założono, że powierzchnia usterzenia zespołu skrzydło/kadłub jest dużo większa od powierzchni usterzenia. Dzieląc obustronnie przez $\frac{1}{2} \rho V^2 S$ wzór (6.15), otrzymano:

$$C_Z = C_{ZWF} + \frac{S_h}{S} C_{Zh} \quad (6.16)$$

Podstawiając (6.16) do (6.13) otrzymano:

$$C_{MoWF} + C_Z(h - h_0) - \frac{l}{c_a} \frac{S_h}{S} C_{Zh} = 0 \quad (6.17)$$

Kombinacja parametrów $\frac{l}{c_a} \frac{S_h}{S}$ jest nazywana cechą objętościową usterzenia poziomego:

$$\overline{V}_h = \frac{l}{c_a} \frac{S_h}{S} \quad (6.18)$$

Wstawiając do równania (6.17):

$$C_{MoWF} + C_Z(h - h_0) - \overline{V}_h C_{Zh} = 0 \quad (6.19)$$

Okazuje się [2], że im większa cecha objętościowa, tym większa jest stateczność podłużna statku powietrznego. Przykładowo dla myśliwca F/A-18 Hornet \overline{V}_h wynosi 0,49, a dla Cessny 172 – samolotu szkoleniowego \overline{V}_h wynosi 0,76 [2]. Jako, że projektowany dron, przez większość misji pełni funkcję rozpoznawczą, to powinien móc wykonać uniki przed artylerią wroga. Dlatego dla projektowanego drona cecha objętościowa będzie wynosić:

$$\overline{V}_h = 0,6$$

Współczynnik momentu aerodynamicznego zespołu skrzydło/kadłub może być obliczony z zależności statystycznej [2]:

$$C_{MoWF} = C_{mp} \frac{AR \cos^2(\Lambda)}{AR + 2\cos(\Lambda)} + 0,01\alpha_t \quad (6.20)$$

Gdzie:

C_{mp} – współczynnik momentu aerodynamicznego dla profilu skrzydła

Poza tym we wzorze tym występują wartości wyznaczone w trakcie projektu skrzydła. Podstawiając (kąt zwichtwienia geometrycznego w stopnia):

$$C_{MoWF} = -0,099$$

Do wzoru (6.19) dodano jeszcze pewien bezwymiarowy parametr zwany sprawnością usterzenia, który definiowany jest jako stosunek ciśnienia dynamicznego powietrza omywające usterzenie i ciśnienia dynamicznego powietrza omywającego drona.

$$\eta_H = \frac{q_h}{q} \quad (6.21)$$

Założono jego wartość równą 90%. [2]

Po zmodyfikowaniu wzoru (6.19) wygląda on następująco:

$$C_{MoWF} + C_Z(h - h_0) - \eta_H \overline{V}_h C_{Zh} = 0 \quad (6.22)$$

Następnym parametrem do wyznaczenia jest odległość pomiędzy środkiem aerodynamicznym zespołu skrzydło/kadłub, a środkiem aerodynamicznym usterzenia. Odległość ta powinna mieć swoją optymalną wartość, aby powierzchnia omywana drona

była jak najmniejsza. Przy wyznaczaniu tej odległości rozpatrywany będzie tylko fragment drona od środka aerodynamicznego skrzydła, do końca drona. Powierzchnia omywana tego fragmentu wynosi:

$$S_{wetfr} = S_{wetfrkab} + S_{weth} \quad (6.23)$$

Gdzie:

$S_{wetfrkab}$ – powierzchnia omywana kadłuba w obrębie wspomnianego fragmentu

S_{weth} - powierzchnia omywana usterzenia

Założono, że ten fragment kadłuba jest figurą pomiędzy stożkiem, a walcem

$$S_{wetfrkab} = K_c \pi D_{fmax} L_{frkab} \quad (6.24)$$

Gdzie:

D_{fmax} – maksymalna średnica kadłuba w tym fragmencie równa średnicy silnika

L_{frkab} – odległość od środka aerodynamicznego skrzydła do końca drona

K_c – współczynnik uwzględniający kształt pomiędzy walcem, a stożkiem. Dla walca wynosi 1, a dla stożka 0,5. W tym przypadku dobrano jego wartość jako 0,75

Oprócz tego założono, że powierzchnia omywana usterzenia jest dwukrotnością jego powierzchni nośnej:

$$S_{weth} = 2S_h \quad (6.25)$$

Poza tym, przekształcając wzór (6.25):

$$S_{weth} = 2 \frac{c_a S \bar{V}_h}{l} \quad (6.26)$$

Podstawiając równania (6.24) i (6.26) do (6.23):

$$S_{wetfr} = K_c \pi D_{fmax} L_{frkab} + 2 \frac{c_a S \bar{V}_h}{l} \quad (6.27)$$

Do dalszych obliczeń założono, że $L_{frkab} = l$:

$$S_{wetfr} = K_c \pi D_{fmax} l + 2 \frac{c_a S \bar{V}_h}{l} \quad (6.28)$$

Celem jest znalezienie takiego l , aby otrzymać jak najmniejszą powierzchnię nośną, a więc należy obliczyć pochodną i przyrównać ją do zera:

$$\frac{\partial S_{wetfr}}{\partial l} = K_c \pi D_{fmax} - 2 \frac{c_a S \bar{V}_h}{l^2} = 0 \quad (6.29)$$

Rozwiązaniem równania 4.112 jest optymalne l :

$$l_{opt} = \sqrt{\frac{2c_a S \bar{V}_h}{K_c \pi D_{fmax}}} \quad (6.30)$$

Należy dobrać D_{fmax} , a więc średnicę silnika. Wyprzedzając fakty, dobranym silnikiem będzie IO-390-A1A6, którego maksymalny wymiar wynosi:

$$D_{fmax} = 0,87 \text{ m}$$

Podstawiając wartości do (6.30) otrzymano:

$$l_{opt} = 4,98 \text{ m}$$

Przekształcając wzór (6.18), otrzymano pole powierzchni nośnej usterzenia poziomego:

$$S_h = \frac{\bar{V}_h S c_a}{l} = 5,1 \text{ m}^2 \quad (6.31)$$

Należy dobrać stosunek odległości środków aerodynamicznych zespołu skrzydło/kadłub i usterzenia oraz długości całego drona.

Dla statków powietrznych z silnikiem zamontowanym z tyłu kadłuba i tylnym usterzeniem, stosunek ten wynosi[2]:

$$\frac{l}{L} = 0,45 \quad (6.32)$$

Z tego wzoru natychmiastowo wynika, długość całego kadłuba:

$$L = \frac{l_{opt}}{l/L} = 11,06 \text{ m} \quad (6.33)$$

Do dalszych rachunków należy stworzyć parę założeń:

- Środek aerodynamiczny zespołu skrzydło/kadłub znajduje się w 25% średniej cięciwy aerodynamicznej
- Środek masy całego drona znajduje się w 23% średniej cięciwy aerodynamicznej

Przekształcając (6.22) otrzymano wzór na współczynnik siły nośnej na usterzeniu poziomym:

$$C_{Zh} = \frac{C_{MoWF} + C_Z(h - h_0)}{\eta_H \bar{V}_h} = -0,202 \quad (6.34)$$

6.4. Profil aerodynamiczny usterzenia poziomego

Mając wyznaczony współczynnik siły nośnej dla usterzenia poziomego podczas lotu z prędkością przelotową, można dobrać profil aerodynamiczny dla usterzenia poziomego. Profil usterzenia poziomego musi spełniać parę warunków:

- Musi być symetryczny
- Musi mieć strzałkę ugięcia mniejszą niż profil skrzydła
- Spośród wszystkich spełniających dwa powyższe warunki, należy dobrać ten o najmniejszym współczynniku siły oporu dla zerowej siły nośnej

Profil skrzydła ma strzałkę ugięcia równą 18%.

Po uwzględnieniu powyższych warunków dobrano profil NACA 0009 o następujących właściwościach (Tabela 6.1)

Tabela 6.1 Parametry NACA 0009

NACA 0009							
C_{zc}	C_{xmin}	C_m	D_{max}	$\alpha_{kr}, ^\circ$	C_{zmax}	$\frac{dC_z}{d\alpha}, \frac{1}{rad}$	$\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$
0	0,005	0	83,3	13	1,3	6,7	0,09

6.5. Parametry geometryczne usterzeń

Należy teraz przejść do wyznaczenia wstępnych parametrów geometrycznych usterzenia poziomego:

Wydłużenie wstępne usterzenia poziomego założono, że jest równe 2/3 wydłużenia skrzydła [2]:

$$AR_h = \frac{2}{3} AR = 10,7 \quad (6.35)$$

Założono, również, że usterzenie ma obrys prostokątny (Najczęściej spotykane rozwiązanie w dronach z V-tail), a więc jego zbieżność i kąt skosu krawędzi natarcia wynosi:

$$\lambda_h = 1$$

$$\Lambda_h = 0^\circ$$

Konieczne jest wyznaczenie kąta zaklinowania usterzenia, takiego by kąt natarcia usterzenia był równy kątowi natarcia dla minimalnego współczynnika oporu. W tym celu należy policzyć pochodną siły nośnej po kącie natarcia dla skończonego wydłużenia usterzenia:

$$\left(\frac{dc_z}{d\alpha_h}\right)_{AR} = \frac{\left(\frac{dc_z}{d\alpha_h}\right)_{\infty}}{1 + \frac{\left(\frac{dc_z}{d\alpha_h}\right)_{\infty}}{\pi \cdot AR_h}} = 5,6 \frac{1}{rad} \quad (6.36)$$

Gdzie:

$\left(\frac{dc_z}{d\alpha_h}\right)_{\infty}$ - pochodna siły nośnej po kącie natarcia dla profilu usterzenia

Kąt natarcia usterzenia dla prędkości przelotowej

$$\alpha_h = \frac{C_{zh}}{\left(\frac{dc_z}{d\alpha_h}\right)_{AR}} = -0,036 \text{ rad} = -2,07^\circ \quad (6.37)$$

Dla wybraniu optymalnych parametrów geometrycznych, ponownie skorzystano z teorii Ludwiga Prandtla o rozkładzie siły nośnej (rys 6.3.):

```

1  skrzydlo.m
2  clc
3  clear
4  N = 14; % (liczba segmentow - 1)
5  S = 5.1; % m^2
6  AR = 10; % Wydłużenie skrzydła
7  Cz_h = 0.202 %wsp silny nosnej usterzenia dla predkosci przelotowej
8  lambda = 1; % Zbieznosc skrzydla
9  alpha_twist = 0.00000001; % Zwichrzenie geometryczne usterzenia(deg)
10 a_2d = 6.7/(1+6.7/(3.14*AR)); % dcz/dalpha (1/rad)
11 %a_h = (Czh/a_2d)*57.3; % kat natarcia usterzenia (deg)
12 a_h = -2.55
13 alpha_0 = 0.000000001; % kat natarcia dla zerowej sily nosnej (deg)
14 b = sqrt(AR*S); % rozpietosc usterzenia (m)
15 MAC = S/b; % srednia ciecowa aerodynamiczna usterzenia (m)
16 Croot = 2*S/(b*(1+lambda)); % root chord (m)
17 theta = pi/(2*N):pi/(2*N):pi/2;
18 alpha = a_h+alpha_twist:-alpha_twist/(N-1):a_h; % kat natarcia kazdego semgmentu
19 z = (b/2)*cos(theta);
20 c = Croot * (1 - (1-lambda)*cos(theta)); % srednia ciecowa aerodynamiczna natarcia kazdego segmentu (m)
21 mu = c * a_2d / (4 * b);
22 LHS = mu .* (alpha-alpha_0)/57.3; % Lewa strona rownania
23 % rozwiazywanie N rownan by znalezc wspolczynniki A_i
24 for i=1:N
25     for j=1:N
26         B(i,j) = sin((2*j-1) * theta(i)) * (1 + (mu(i) * (2*j-1)) / sin(theta(i)));
27     end
28 end
29 A=B\transpose(LHS);
30 for i = 1:N
31     sum1(i) = 0;
32     sum2(i) = 0;
33     for j = 1 : N
34         sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1) * A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
35         sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
36     end
37 end
38 CL = 4*b*sum2 ./ c;
39 CL1=[CL(1) CL(2) CL(3) CL(4) CL(5) CL(6) CL(7) CL(8) CL(9) CL(10) CL(11) CL(12) CL(13) CL(14)];
40 y_s=[b/2 z(1) z(2) z(3) z(4) z(5) z(6) z(7) z(8) z(9) z(10) z(11) z(12) z(13) z(14)];
41 CL_tail = pi * AR * A(1)

```

Rys 6.3. Skrypt Matlab do wyznaczenia siły nośnej na usterzeniu

Należy jeszcze uwzględnić fakt, że struga powietrza jest odchylona w dół po przejściu przez skrzydło. Odchylenie strugi powietrza w dół za skrzydłem wyraża się wzorem [18]:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_w \quad (6.38)$$

Gdzie:

ε_0 – to kąt odchylenia strugi dla zerowego kąta natarcia skrzydła

Kąt odchylenia strugi dla zerowego kąta natarcia skrzydła obliczono ze wzoru z [18]:

$$\varepsilon_0 = \frac{2C_{zw}}{\pi \cdot AR} = 0,0212 \text{ rad} \quad (6.39)$$

Pochodna kąta odchylenia od kąta natarcia[2]:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2 \left(\frac{dc_z}{d\alpha} \right)_{\infty}}{\left(\frac{dc_z}{d\alpha} \right)_{\infty}} = 0,229 \frac{\text{rad}}{\text{rad}} \quad (6.40)$$

A więc odchyleni strugi za skrzydłem po podstawieniu wartości do wzoru (6.38) wynosi:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_w = 0,0284 \text{ rad} = 1,63^\circ$$

Znając kąt odchylenia strugi, można wyznaczyć kąt zaklinowania usterzenia z zależności:

$$\alpha_h = \alpha_f + i_h - \varepsilon \quad (6.41)$$

Gdzie:

α_h - kąt natarcia na usterzeniu poziomym

α_f – kąt natarcia kadłuba (dla lotu z prędkością przelotową równy 0)

i_h - kąt zaklinowania usterzenia

Przekształcając wzór (6.41):

$$i_h = \alpha_h + \varepsilon = -0,92^\circ \quad (6.42)$$

Mamy wszystkie parametry do zaprojektowania usterzenia poziomego. Zebrano je w tabeli:

Tabela 6.2 Parametry końcowe usterzenia

Parametry końcowe usterzenia		
Wielkość	Jednostka	Wartość
AR_h	-	10
λ_h	-	1
B	m	7,1417
c_a	m	0,714
c_r	m	0,714
c_t	m	0,714
α_t	°	0
L	m	4,976
Profil	-	NACA 0009

Poza tym poznano dwa parametry kadłuba, jego długość i maksymalną średnicę:

$$\begin{cases} L = 11,058 \text{ m} \\ D_{fmax} = 0,87 \text{ m} \end{cases}$$

Po zaprojektowaniu usterzenia poziomego, należy zbadać czy zapewnia on stateczność podłużną drona. Warunek ten jest spełniony, gdy pochodna momentu pochylającego po kącie natarcia samolotu jest ujemna.

$$C_{m\alpha} < 0 \quad (6.43)$$

Wzór na pochodną tę wygląda następująco („stability and control DATCOM”):

$$C_{m\alpha} = \frac{dC_Z}{d\alpha} (h - h_0) - \eta_h \left(\frac{dc_z}{d\alpha_h} \right)_{AR} \frac{S_h}{S} \left(\frac{l}{c_a} - h \right) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (6.44)$$

Podstawiając wartości do wzoru (6.44) otrzymano:

$$C_{m\alpha} = -4,48 \frac{1}{rad}$$

A więc dron jest stateczny poprzecznie.

Należy jeszcze zaprojektować **usterzenie pionowe**. Jego zadaniem jest zapewnienie stateczności kierunkowej. Po pojawieniu się kąta ślizgu drona, na usterzenie pionowym pojawia się siła nośna, która chce przywrócić statek do pozycji początkowej.

Projekt należy rozpocząć od dobrania tak zwanej cechy objętościowej usterzenia pionowego. Z definicji jest ona równa:

$$\overline{V}_V = \frac{l_V S_V}{bS} \quad (6.45)$$

Gdzie:

l_V – odległość środków aerodynamicznych zespołu skrzydło/kadłub i usterzenia pionowego

S_V – pole powierzchni nośnej usterzenia pionowego

Założono, że:

$$l_V = l = 4,98 \text{ m} \quad (6.46)$$

Dla drona typu MALE cecha ta wynosi zwykle [5]:

$$\overline{V}_V = 0,04$$

Przekształcając wzór (6.45) otrzymano:

$$S_V = \frac{\overline{V}_V bS}{l_V} = 5,44 \text{ m}^2 \quad (6.47)$$

Profillem aerodynamicznym dla usterzenia pionowego będzie również **NACA 0009** z tych samych względów co dla usterzenia poziomego.

Następnym parametrem do dobrania jest wydłużenie usterzenia poziomego. Najlepiej wstępnie założyć jego wartość równą

$$AR_V = 1,5$$

Usterzenie pionowe również będzie prostokątne, a więc jego zbieżność i kąt skosu będą wynosić:

$$\lambda_V = 1$$

$$\Lambda_V = 0^\circ$$

Rozpiętość usterzenia będzie wynosić:

$$b_V = \sqrt{AR_V \cdot S_V} = 2,86 \text{ m}$$

A cięciwy:

$$c_{rV} = c_{aV} = c_{tV} = 1,90 \text{ m}$$

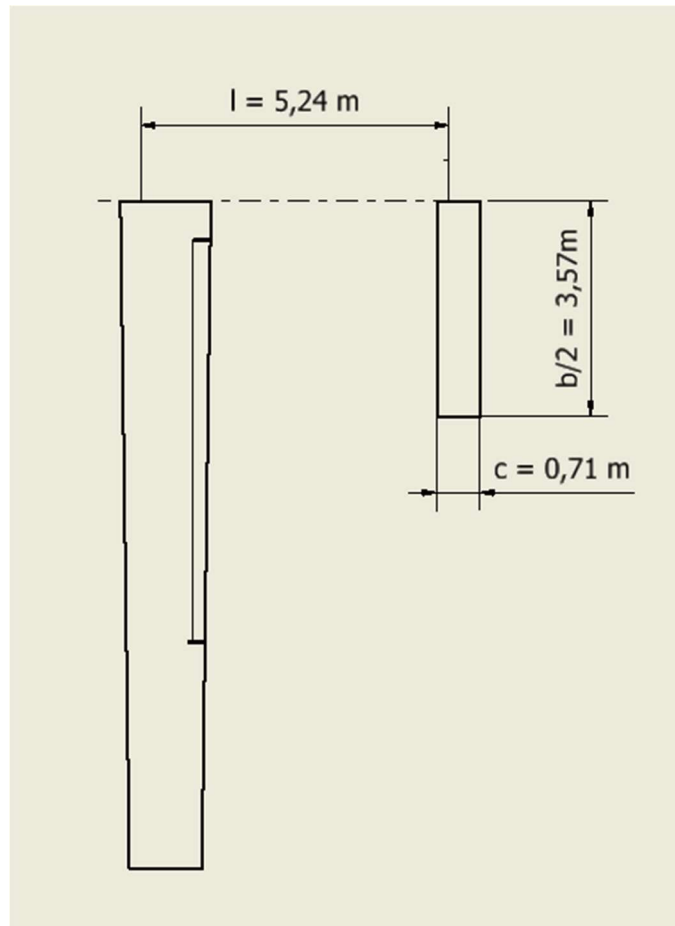
Wyznaczono wszystkie parametry do zaprojektowania usterzenia pionowego. Zebrano je w tabeli 6.3:

Tabela 6.3 Parametry końcowe usterzenia poziomego

Parametry końcowe usterzenia pionowego		
Wielkość	Jednostka	Wartość
AR_V	-	1,5
λ_h	-	1
b	m	2,86
c_a	m	1,90
c_r	m	1,90
c_t	m	1,90
Profil	-	NACA 0009

Po skonstruowaniu kadłuba należy przeanalizować zdolność drona do wyjścia z korkociągu.

Na poniższym zdjęciu przedstawiono rysunek usterzenia wraz z jego lokalizacją względem skrzydła (Rys. 6.4.):



Rys. 6.4. Rysunek usterezenia i jego lokalizacja względem skrzydła

7. Projekt kadłuba

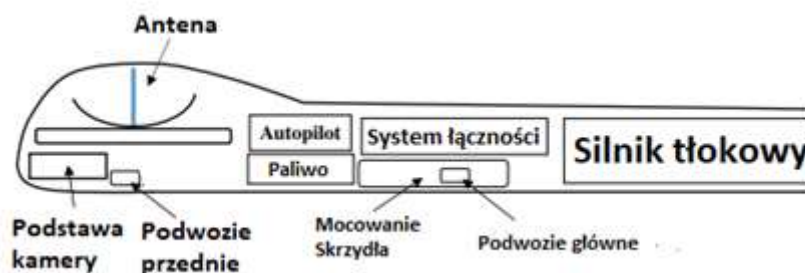
7.1. Wstęp

Mając finalnie zaprojektowane skrzydło, kolejnym komponentem do zaprojektowania jest **kadłub**. Zadaniem kadłuba w przypadku UAV jest pomieszczenie ładunku użytecznego i oprzyrządowania [5]. Dron nie posiada kokpitu i pokładu. Ułatwia to znacznie zadanie przy projektowaniu kadłuba, ponieważ nie trzeba uwzględniać czynnika ludzkiego min. nie trzeba uwzględniać hermetyzacji czy komfortu lotu. Często kadłub może stanowić nawet do 40% współczynnika oporu drona [5] dlatego tak ważny jest poprawny projekt kadłuba pod względem jego aerodynamiki.

Podczas projektowania kadłuba wyznaczonych będzie kilka jego parametrów min. jego maksymalna średnica czy jego długość.

Przez wspomniane wyżej czynniki, ta część pracy różni się od prac poświęconych projektom klasycznych statków powietrznych.

Poniżej przedstawiono schemat typowego kadłuba drona klasy MALE [5]:



Rys. 7.1 Schemat MALE

W trakcie projektu należy pamiętać, o ważnych aspektach taki jak minimalizacja rozmiarów kadłuba przy zachowaniu miejsca na cały osprzęt, symetryczność względem osi X, wyważenie, lokalizacja anteny z przodu, aby był „na linii widoku” z anteną nadawczą [5].

Jak wspomniano przy projekcie kadłuba drona nie trzeba uwzględniać ludzi na pokładzie, co jest ogromnym ułatwieniem przy optymalizacji jego kształtu. Należy jednak rozpisać wszystkie komponenty znajdujące się w kadłubie, zgodnie z (rys 7.1):

- Antena – do nadawania i odbierania sygnałów ze stacji naziemnej oraz do lokalizowania drona za pomocą systemu GPS. Antena musi być zainstalowana w płaszczyźnie XZ samolotu
- Podstawa kamery
- Podwozie przednie – podwozie jest chowane więc należy uwzględnić miejsce na schowanie go
- Autopilot, awionika i systemy łączności – komponenty służące do kontroli drona w locie, dron, poza autopilotem, ma zainstalowane takie systemy jak: czujnik temperatury powietrza, prędkościomierz, żyrokompas, zakrętomierz, wysokościomierz, wariometr i inne. W dronach średniej autonomiczności cała awionika ma najczęściej wymiary 20 cm x 40 cm x 30 cm [5]
- Podwozie główne tak samo jak przednie jest chowane więc należy uwzględnić miejsca na jego schowanie
- Skrzydła mocowane są do kadłuba za pomocą tak zwanego „wing box” znajdującego się wewnątrz drona. Ma formę skrzynki zaprojektowanej tak, by była w stanie wytrzymać naprężenia zginające występujące w trakcie lotu.
- Silnik tłokowy stanowiący napęd drona.
- Zbiornik na paliwo również znajduję się w kadłubie, poniżej wyliczono, jaką objętość będzie zajmował

7.2. Obliczenia i rysunek drona

Należy obliczyć objętość zbiornika paliwa, przekształcając wzór (4.1):

$$m_F = m_{TO} - m_{PL} - m_A - m_E = 498 \text{ kg} \quad (7.1)$$

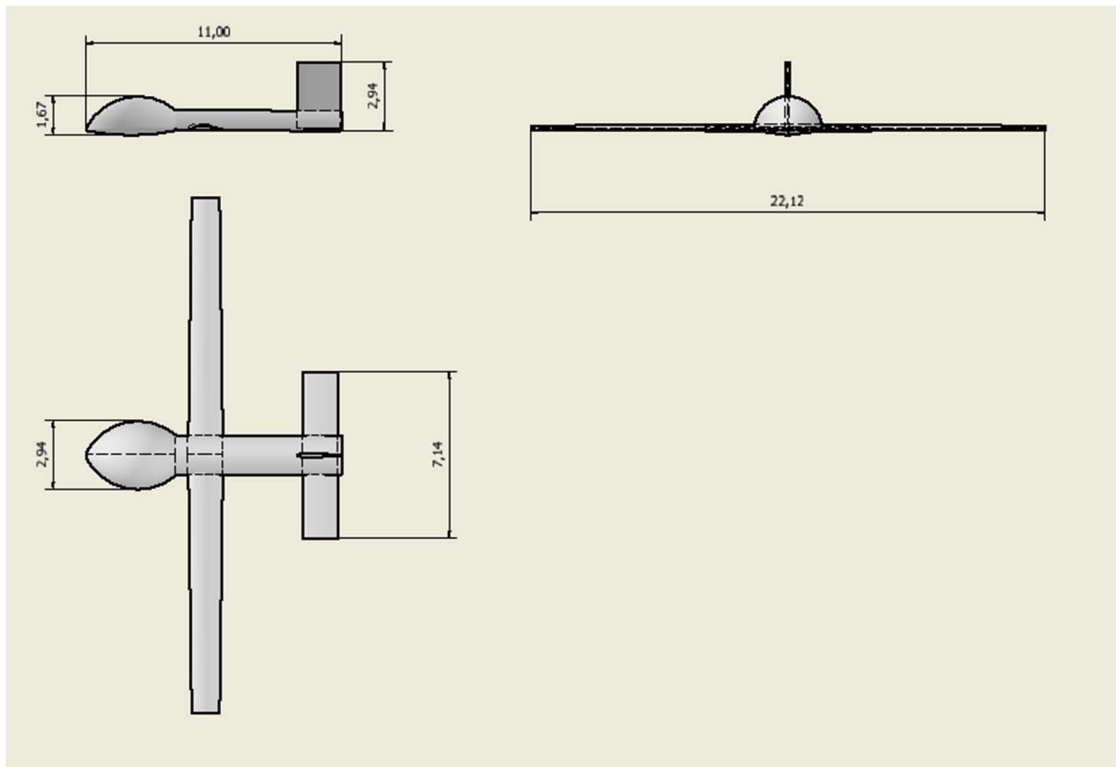
Gęstość paliwa lotniczego do silnika tłokowego wynosi około [5]:

$$\rho_F = 730 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Objętość wynosi więc:

$$V_F = \frac{m_F}{\rho_F} = 0,682 \text{ m}^3 \quad (7.2)$$

Przy uwzględnieniu tego wszystkiego zaprojektowano w następujący sposób kadłub, starając się nadać mu jak najbardziej opływowy kształt. Poniżej przedstawiono zespół skrzydło/kadłub/usterzenie w trzech rzutach, pamiętając, że kadłub, będzie poszerzony dodatkowo o wlot powietrza do silnika (Rys 7.2)



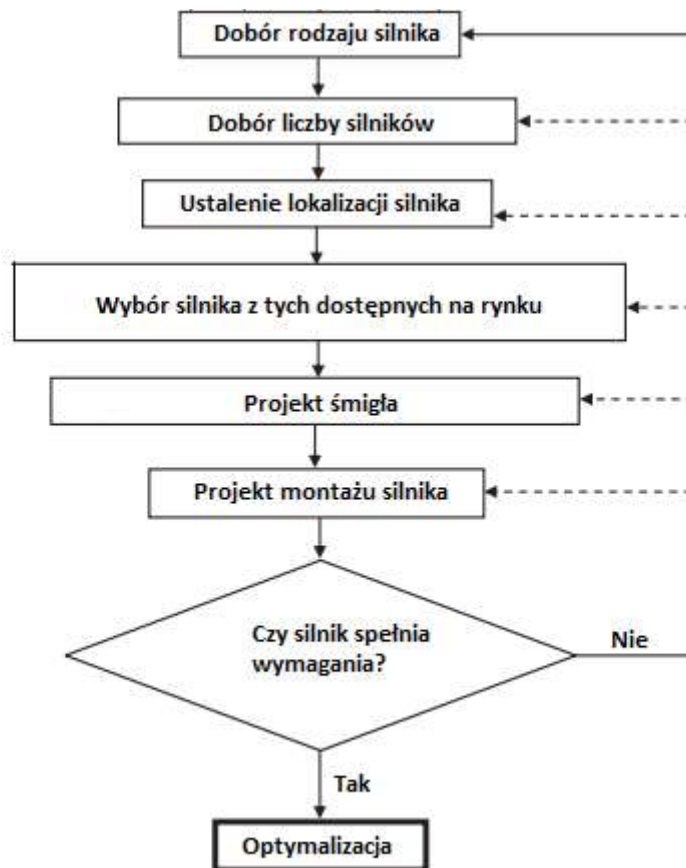
Rys. 7.2 Rysunek w trzech rzutach drona

8. Zespół napędowy

8.1. Wstęp

Główną rolą zespołu napędowego jest zapewnienie ciągu statkowi powietrznemu. Poza tym napędza min.: instalacje olejową i paliwową drona.

Moc silnika dobrano na etapie wyznaczania obciążenia mocy i powierzchni. Ustalono również, że silnik będzie tłokowy, tak więc właściwie jedynym pozostałym aspektem projektu zespołu napędowego jest ustalenie lokalizacji silnika i projekt śmigła. Proces projektu zespołu napędowego przedstawiono poniżej (Rys. 8.1.):



Rys. 8.1 Schemat projektowania zespołu napędowego

Ustalono, że silnik będzie benzynowy tłokowy, jednak należy wspomnieć kilka słów o tym rodzaju silników. Lotnicze silniki tłokowe zamieniają energię chemiczną paliwa w

energię kinetyczną śmigła. Termodynamiczny obieg spalin zachodzący w spalinach napędza wał korbowy, ten następnie napędza śmigło. Obecnie zakres mocy silników spalinowych sięga od 0,5 do 2000 koni mechanicznych [2]. Śmigło ogranicza prędkość maksymalną samolotu do 0,5 Macha, ponieważ przy tych prędkościach, pojawia się fala uderzeniowa na końcówkach śmigła. Charakterystyki wysokościowe można poprawić stosując tak zwaną turbosprężarkę. Obecnie większość turbosprężarek w silnikach lotniczych napędzanych jest przez gazy wylotowe silnika. Projektowy dron posiada jeden silnik, ponieważ jest to najczęściej spotykane rozwiązanie w dronach klasy MALE. Silnik musi znajdować się z tyłu, ponieważ z przodu drona znajduje się system radarowy.

Tak jak wcześniej ustalono, dobranym silnikiem jest Lycoming IO-390-A1A6, ponieważ dostarcza wymaganej mocy, oraz posiada najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa spośród innych znalezionych silników. Jego jednostkowe zużycie paliwa wynosi $0,189 \frac{kg}{kWh}$.

8.2. Projekt śmigła

Należy teraz przystąpić do projektu śmigła:

Projekt śmigła będzie rozpisany dla warunków przelotowych. Wiadomo, że prędkość przelotowa wynosi około 180 km/h, a wysokość przelotowa wynosi około 4760 m.

Wiadomo, że:

$$T = \frac{P_c \eta_p}{V_c} \quad (8.1)$$

Gdzie:

P_c – moc silnika dla warunków przelotowych

Z drugiej strony wiadomo, że siła ciągu wytwarzana przez śmigło wynosi:

$$T = \frac{1}{2} \rho_c V_{sr}^2 S_p C_{zP} \quad (8.2)$$

Gdzie:

V_{sr} – prędkość średnia na śmigle

S_p – powierzchnia śmigła

C_{zP} – współczynnik siły nośnej śmigła

Przyrównując wzory (8.1) i (8.2) i wyznaczając powierzchnię śmigła otrzymano:

$$S_p = \frac{2P_c \eta_p}{\rho_c V_{sr}^2 C_{zP} V_c} \quad (8.3)$$

Przyjmując, że śmigło jest prostokątem, pole powierzchni śmigła można rozpisać:

$$D_P C_P = \frac{2P_c \eta_p}{\rho_c V_{sr}^2 C_{zP} V_c} \quad (8.4)$$

Gdzie:

C_P – cięciwa łopaty śmigła

D_P – średnica śmigła

Wydlużenie śmigła wynosi:

$$AR_P = \frac{D_P}{C_P} \quad (8.5)$$

Wyznaczając cięciwę i wstawiając ją do wzoru (8.4):

$$\frac{D_P^2}{AR_P} = \frac{2P_c \eta_p}{\rho_c V_{sr}^2 C_{zP} V_c} \quad (8.6)$$

Ostatecznie średnica wynosi:

$$D_P = \sqrt{\frac{2P_c \eta_p AR_P}{\rho_c V_{sr}^2 C_{zP} V_c}} \quad (8.7)$$

Wzór powyższy zmodyfikowano o współczynnik K_p , który uwzględnia liczbę łopat śmigła [2]. Ustalono, że projektowany dron będzie miał dwułopatowe śmigło, a dla takiego współczynnik ten wynosi 1:

$$D_p = K_p \sqrt{\frac{2P_c \eta_p AR_p}{\rho_c V_{sr}^2 C_{zp} V_c}}$$

Należy wyznaczyć prędkość średnią na łopacie śmigła. Przyjmuje się, że prędkość średnia śmigła to 70% prędkości łopaty względem powietrza [2]. Założono, że łopata śmigła jest kompozytowa, a dla takiej prędkości końcówki względem powietrza nie powinna przekraczać 250 m/s, tak więc prędkość średnia wynosi:

$$V_{sr} = 0,7 \cdot 250 = 175 \frac{m}{s}$$

Należy ustalić jeszcze wartość wydłużenia łopaty i jego współczynnik siły nośnej śmigła. Założono ich następujące wartości zgodnie z [2]:

$$C_{zp} = 0,3$$

$$AR_p = 14$$

Moc na wysokości przelotowej wyznaczono z już wcześniej używanego wzoru:

$$P_c = P \frac{\rho_c}{\rho_0} = 98663 \text{ W}$$

Podstawiając wartości do wzoru na średnicę śmigła:

$$D_p = 1128 \text{ mm}$$

Należy teraz obliczyć prędkość końcówki śmigła względem kadłuba. Korzystamy z faktu, że prędkość końcówki względem powietrza równa się wektorowej sumie prędkości samolotu względem i prędkości końcówki śmigła względem kadłuba:

$$\vec{V}_p = \vec{V}_c + \vec{V}_{wzg} \quad (8.8)$$

Gdzie:

\vec{V}_p – prędkość końcówki względem powietrza

\vec{V}_{wzg} – prędkość końcówki względem kadłuba

W zapisie skalarnym:

$$V_p = \sqrt{V_c^2 + V_{wzg}^2}$$

Przekształcając:

$$V_{wzg} = \sqrt{V_p^2 - V_c^2} = 178 \frac{m}{s}$$

Skorzystamy teraz z faktu, że końcówka śmigła wykonuje względem kadłuba ruch po okręgu, a więc jej prędkość wyraża się wzorem:

$$V_{wzg} = \frac{1}{2} D_p \omega$$

Z tego wzoru wyznaczamy prędkość kątową śmigła:

$$\omega = \frac{2V_{wzg}}{D_p} = 315 \frac{rad}{s}$$

Prędkość obrotową śmigła otrzymano zamieniając po prostu jednostkę prędkości kątowej:

$$n_p = 3005 \frac{obr}{min}$$

Wiedząc, że Lycoming IO-390-A1A6 ma prędkość obrotową wału korbowego równą:

$$n_s = 2700 \frac{obr}{min}$$

To przełożenie przekładni przekazującej napęd na wał śmigła będzie wynosić:

$$GR = \frac{n_p}{n_s} = 1,113$$

9. Masa pusta samolotu

9.1. Wstęp

W rozdziale 4. obliczono w sposób przybliżony masę pustą samolotu. Sposób wyznaczania opierał się na porównaniu drona projektowanego z porównawczymi. Metoda ta jednak przez swój statystyczny charakter była niedokładna, dlatego należy ją zweryfikować, obliczając masę każdego komponentu struktury samolotu. Masę komponentów również obliczana jest z przybliżonych wzorów, jednak wciąż metoda ta obarczona jest o wiele mniejszym błędem niż metoda analizy trendów z rozdziału 4.

W przypadku różnicy względnej w wynikach obu metod większej niż 5%, powinno się wykonać jeszcze raz wszystkie etapy projektowe od rozdziału 4. do momentu otrzymania

akceptowalnej różnicy.

9.2. Obliczenia

Najpierw należy wyznaczyć masę skrzydła ze wzoru z [2]:

$$m_W = S c_a \left(\frac{t}{C} \right)_{max} \rho_{mat} K_\rho \left(\frac{AR \cdot n_{ult}}{\cos(\Lambda_{0.25})} \right)^{0,6} \lambda^{0,04} \quad (9.1)$$

Gdzie:

$\left(\frac{t}{C} \right)_{max}$ – strzałka ugięcia

ρ_{mat} – gęstość materiału drona. Założono, że dron wykonany jest z włókna węglowego,

a więc $\rho_{mat} = 1600 \frac{kg}{m^3}$

K_ρ - współczynnik proporcjonalności, który wynosi średnio 0,003 [2], uwzględnia on wielkość momentów gnących działających na skrzydło.

n_{ult} to całkowity współczynnik bezpieczeństwa, jest on 50% większy od założonego dla drona współczynnika bezpieczeństwa. Wstępnie założono, że współczynnik bezpieczeństwa będzie wynosić $n_{max} = 4$, a więc:

$$n_{ult} = 1,5 n_{max} = 6$$

Po podstawieniu wartości otrzymano masę skrzydła:

$$m_W = 565 \text{ kg}$$

Następnie należy wyznaczyć masę usterzenia poziomego i pionowego ze wzorów (Parametry są analogiczne do tych dla wzoru na masę skrzydła):

$$m_{HT} = S_h c_{ah} \left(\frac{t}{C} \right)_{maxh} \rho_{mat} K_{\rho h} \left(\frac{AR_h}{\cos(\Lambda_{0.25h})} \right)^{0,6} \lambda_h^{0,04} \overline{V}_h^{0,3} \left(\frac{c_e}{c_t} \right)^{0,4} \quad (9.2)$$

$$m_{VT} = S_v c_{av} \left(\frac{t}{C} \right)_{maxv} \rho_{mat} K_{\rho v} \left(\frac{AR_v}{\cos(\Lambda_{0.25v})} \right)^{0,6} \lambda_v^{0,04} \overline{V}_v^{0,3} \left(\frac{c_r}{c_v} \right)^{0,4} \quad (9.3)$$

Gdzie:

$K_{\rho h}, K_{\rho v}$ - współczynnik proporcjonalności dla usterzenia poziomego i pionowego, wynoszą kolejno 0,025 i 0,040 [2]

$\frac{c_e}{c_t}, \frac{c_r}{c_v}$ – stosunek cięciwy steru wysokości i usterzenia poziomego oraz stosunek

ciężki ster kierunku i usterzenia pionowego, wynoszą kolejno (wstępnie) 0,3 i 0,25 [2]

Po podstawieniu wartości otrzymano:

$$m_{HT} = 28 \text{ kg}$$

$$m_{VT} = 23 \text{ kg}$$

Kolejnym komponentem, którego masę należy wyznaczyć jest kadłub. Wzór na masę kadłuba jest następujący:

$$m_F = L_f D_{fmax}^2 \rho_{mat} K_{pf} n_{ult}^2 K_{inlet} \quad (9.4)$$

Gdzie:

L_f – długość kadłuba

K_{inlet} – współczynnik uwzględniający położenie wlotu powietrza do silnika. W dronie wlot silnika znajduje się na kadłubie, a więc jego wartość będzie równa 1,25 [2]

K_{pf} – współczynnik proporcjonalności, dla dronów wynosi 0,0021 [2]

Po podstawieniu wartości do wzoru (9.4) otrzymano:

$$m_F = 203 \text{ kg}$$

Kolejno, należy obliczyć masę zespołu napędowego, to znaczy łączną masę silnika, ściany ogniowej, wlotu powietrza, układu rozruchowego i tak dalej. Wzór na masę zespołu napędowego wyraża się następująco[2]:

$$m_{Eins} = \frac{K_E W_E^{0,9}}{g} \quad (9.5)$$

Gdzie:

K_E – współczynnik równy 3 [2]

W_E – ciężar silnika, który można łatwo obliczyć, ponieważ masę silnika można odczytać z instrukcji dostarczonej od producenta silnika i wynosi ona 140 kg.

Współczynnik K_E wynosi 3, a masę silnika można odczytać z instrukcji dostarczonej od producenta silnika i wynosi ona 140 kg

Po podstawieniu:

$$m_{Eins} = 204 \text{ kg}$$

Kolejną składową masy pustej samolotu jest masa instalacji paliwowej o następującym wzorze [2]:

$$m_{FS} = \frac{K_{FS} \left(\frac{W_F}{\rho_F} \right)^{n_{fs}}}{g} \quad (9.6)$$

Gdzie:

K_{FS} – współczynnik równy 1,6

n_{fs} – współczynnik równy 0,727

Współczynnik K_{FS} wynosi 1,6, a n_{fs} równa się 0,727. Do wzoru należy podstawiać wartości w brytyjskich jednostkach. Po podstawieniu:

$$m_{FS} = 33 \text{ kg}$$

Ostatnią składową masy pustej samolotu jest masa osprzętu. Ciężko ją wyznaczyć na tym etapie, ale można założyć, że jest ona średnio równa 5% masy całkowitej drona, tak więc:

$$m_O = 0,05m_{TO} = 83 \text{ kg}$$

Sumując wszystkie składowe otrzymano masę pustą samolotu:

$$m_E = m_W + m_{HT} + m_{VT} + m_F + m_{Eins} + m_{FS} + m_O = 1137 \text{ kg}$$

Widać, że jest to wielkość różniąca się od tej wyznaczonej w trakcie projektu wstępnego. Jak wspomniano we wstępie rozdziału, należy wykonać kolejną iterację projektu w celu zmniejszenia różnicy masy pustej oszacowanej w rozdziale 4. i obliczonej w tym rozdziale.

10. Wnioski

Celem pracy było przedstawienie analitycznego sposobu projektowania drona do walki elektronicznej. W powyższej pracy skupiono się na projekcie bryły aerodynamicznej drona, a poprzez szczegółową analizę parametrów misji wykonano wstępny projekt skrzydła, kadłuba i usterzenia. Poprawność wykonanych modeli należy zweryfikować przy użyciu programów CFD, w celu zbadania właściwości aerodynamicznych takich jak stateczność czy manewrowość drona. Projekt jest innowacyjny, ponieważ przedstawia wstępną budowę drona, który osiągnięciami znacznie by się wyróżniał na tle istniejących dronów (patrz rozdział 3.) Należy pamiętać, że projekt nie przedstawia całościowej charakterystyki bezzałogowego statku powietrznego. Mianowicie, dalszy projekt drona powinien skupić się na mechanizacji skrzydła, projekcie odpowiednio wytrzymałego podwozia czy na aspekcie poprawnego wyważenia

samolotu. Po ustaleniu kształtu samolotu należy przystąpić do projektowania elektroniki samolotu, to znaczy autopilota, systemów nawigacji czy telemetrii [5]. W przypadku zamiaru skonstruowania bezzałogowca należy pamiętać, że etap projektowo – konstrukcyjny należy wzbogacić o budowanie prototypów oraz wykonywanie optymalizacji pomiędzy wszystkimi etapami [12].

Bardzo istotnym wnioskiem wysuwającym się z analiz dokonanych w powyższej pracy jest to jak dobry stanowi pod dalszy projekt drona i jego optymalizację. Proces projektowy statków powietrznych cechuje się dużą chaotycznością i swobodą działania szczególnie w jego wstępnej fazie. Praca ta pokazuje jak racjonalnie można uporządkować projektowanie nie tylko dronów, ale i wszystkich samolotów, znacznie przyspieszając przyszłą produkcję dronów, co jest szczególnie ważne w obliczu toczących się wojen na całym świecie.

Bibliografia

- [1] Danilecki S.: Projektowanie Samolotów, 2006
- [2] Mohammad S.: Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, 2013
- [3] Polak Z., Rypulak A.: Awionika, Przyrządy i Systemy Pokładowe, 2002
- [4] Budzisz M.: „Rewolucja dronowa” a współczesne pole walki. Wojna w Ukrainie nie jest pierwszą wojną dronów, 2023
- [5] Mohammad S.: Design of Unmanned Aerial Systems, 2020
- [6] Imiołek M.: Projektowanie Samolotów Kompozytowych, 2019
- [7] Dougherty M.: Drones: An Illustrated Guide to the Unmanned Aircraft, 2015
- [8] Weibel R.: Safety Considerations for Operation of Different Classes of Unmanned Aerial Vehicles A, in the National Airspace System, 2002
- [9] Abraszek P.: Aerostary dla PKW-A, "Nowa Technika Wojskowa", 2010
- [10] Strona Collins Aerospace
- [11] Mohammad S.: Aircraft Performance Analysis, 2009
- [12] Galiński C.: Wybrane Zagadnienia Projektowania Samolotów, 2016
- [13] Loftin L.K.: Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance, 1980
- [14] Vitali J., Tsach S., Avni H., Gali S., Weissberg V.: Development Approach of The Heron Medium Altitude Long Endurance UAV
- [15] Abbot I., Doenhoff A.: Theory of Wing Sections, 1958
- [16] Wykłady Politechniki Warszawskiej z aerodynamiki
- [17] Houghton, E.L., Carpenter P.W.: Aerodynamics for Engineering Students, 2003
- [18] Nelson, R. C.: Flight Stability and Automatic Control, 1998
- [19] Finck, R. D.: USAF Stability and Control DATCOM, 1978
- [20] IO-390-A Operator's Manual