

Izrada programskog okruženja za potporu projektiranju malih bespilotnih letjelica pokretanih električnim motorom

Ćorić, Domagoj

Master's thesis / Diplomski rad

2023

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:074350>

Rights / Prava: [In copyright](#) / [Zaštićeno autorskim pravom](#).

Download date / Datum preuzimanja: **2024-08-04**

Repository / Repozitorij:

[Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

**Izrada programskog okruženja za potporu projektiranju malih
bespilotnih letjelica pokretanih električnim motorom**

Mentor:
Izv.prof.dr.sc. Pero Prebeg

Student:
Domagoj Čorić

ZAGREB, 2023.



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 23 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 23 -	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Domagoj Ćorić** JMBAG: 0035210708

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Izrada programskog okruženja za potporu projektiranju malih bespilotnih letjelica pokretanih električnim motorom**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Development of software environment for design support of small unmanned aerial vehicle with electric motor propulsion**

Opis zadatka:

Na tržištu malih bespilotnih letjelica s fiksnim krilom prevladavaju višefunkcijske bespilotne letjelice koje nisu projektirane za specifičnu misiju, što nužno vodi do smanjene efikasnosti i kvalitete rada, a za opremanje takvih letjelica sa specifičnom opremom često su potrebne modifikacije koje dodatno produžuju proces pripreme zrakoplova, a povećavaju i rizik oštećenja letjelice i opreme. Alternativa je projektiranje bespilotne letjelice za specifičnu misiju koja uključuje zahtjeve vezane za opremanje specifičnom opremom. U radu je potrebno izraditi programsko okruženja za potporu projektiranju malih bespilotnih letjelica u programskom jeziku Python, u okviru kojeg je implementirana projektna procedura za određivanje geometrije u konfiguraciji leteće krilo, za letjelice ukupne mase do 5 kg pokretane električnim motorom.

Zadatak obuhvaća sljedeće:

- pregled literature iz područja konceptualnog projektiranja malih bespilotnih letjelica pokretanih električnim motorom
- upoznavanje sa zapisom geometrije zrakoplova putem CPACS (*Common Parametric Aircraft Configuration Schema*) formata
- odabir elemenata projektne procedure koji omogućuju određivanje geometrije bespilotne letjelice u konfiguraciji leteće krilo, pri čemu je potrebno identificirati dijelove projektne procedure u kojima je moguće koristiti parametarske studije i/ili optimizaciju za pomoć pri donošenju odluka
- izradu programskog okruženja za potporu projektiranju malih bespilotnih letjelica u programskom jeziku Python, koje omogućuje zapis geometrije zrakoplova u CPACS formatu, a u okviru kojeg je implementirana odabrana projektna procedura
- primjenu izrađenog programskog okruženja na primjeru projektiranja male bespilotne letjelice u konfiguraciji leteće krilo, ukupne mase manje od 5 kilograma.

U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

Datum predaje rada:

Predviđeni datumi obrane:

2. ožujka 2023.

4. svibnja 2023.

8. – 12. svibnja 2023.

Zadatak zadao:

Izv. prof. dr. sc. Pero Prebeg

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

*Zahvaljujem svom mentoru izv. prof. dr. sc.
Peri Prebegu na stručnoj pomoći, strpljenju
i prenesenom znanju pri izradi ovog diplom-
skog rada te svojoj obitelji na podršci tijekom
studiranja.*

Sadržaj

Sadržaj	IV
Sažetak	VII
Summary	VIII
Popis oznaka	IX
Popis slika	XIII
Popis tablica	XVI
1. Uvod	1
1.1. Konceptualno projektiranje zrakoplova	2
1.2. Određivanje misije letjelice	4
2. Procjena otpora	6
2.1. Procjena otpora prema ekvivalentnoj parazitskoj površini	6
2.2. Procjena otpora zbrajanjem individualnih komponenti	8
2.3. Procjena otpora zbrajanjem različitih vrsta otpora	10
3. Dimenzioniranje prema zadanim performansama	12
3.1. Dimenzioniranje za brzinu sloma uzgona V_{stall}	12
3.2. Dimenzioniranje za maksimalnu brzinu V_{max} i brzinu krstarenja V_{cruise}	14
3.3. Dimenzioniranje za uvjete penjanja ROC	18

3.4.	Dimenzioniranje za plafon leta $h_{ceiling}$	19
3.5.	Dimenzioniranje za minimalni polumjer zaokreta	20
3.6.	Matching dijagram i odabir projektne točke	21
4.	Procjena mase letjelice i baterijskog sustava	27
4.1.	Masa praznog zrakoplova	27
4.2.	Masa baterijskog sustava	29
4.2.1.	Dimenzioniranje baterije s ciljem maksimizacije istrajnosti leta	29
4.2.2.	Dimenzioniranje baterije s ciljem maksimizacije doleta	31
4.3.	Procjena ukupne mase zrakoplova za specifični korisni teret i istrajnost leta	32
4.4.	Procjena ukupne mase zrakoplova za specifični korisni teret i dolet	33
5.	Odabir pogonskog sustava	34
5.1.	Odabir propelera	35
5.2.	Odabir motora	36
6.	Optimizacijski problemi predložene projektne procedure	38
6.1.	Optimizacija projektne točke	38
6.2.	Optimizacija geometrije	39
7.	Implementacija projektne procedure u Pythonu	42
7.1.	Opis programa	42
7.2.	AVL format zapisa geometrije zrakoplova	47
7.3.	CPACS format zapisa geometrije zrakoplova	47
8.	Primjena predložene projektne procedure za konceptualno projektiranje malih bespilotnih letjelica s električnim pogonom	51
8.1.	Letjelica projektirana za specifični korisni teret i istrajnost leta	51
8.1.1.	Opis misije	51
8.1.2.	Inicijalni odabir projektne točke	53
8.1.3.	Izbor propelera i motora	58
8.1.4.	Optimizacija geometrije letjelice	62
8.1.5.	Konačna geometrija	63
8.2.	Letjelica projektirana za specifični korisni teret, s ciljem maksimizacije doleta	68

8.2.1. Opis misije	68
8.2.2. Formulacija optimizacijskog problema	69
8.2.3. Rezultati optimizacije	69
8.3. Validacija procjene otpora	76
9. Zaključak	81
Literatura	82

Sažetak

U diplomskom radu predložena je procedura konceptualnog projektiranja malih bespilotnih letjelica konfiguracije letećeg krila pokretanih električnim motorom. Ova procedura temeljena je na tradicionalnom pristupu projektiranja letjelica, ali prilagođena za male bespilotne zrakoplove koji ne mijenjaju masu tijekom leta, odnosno kojima je izvor pogonske energije punjiva baterija. Predložena procedura projektiranja implementirana je u programskom jeziku Python, uz povezivanje s dostupnim Python bibliotekama. Za brže i bolje donošenje odluka tijekom projektiranja koristi se multivarijabilna optimizacija, što je kao i ostatak predložene procedure demonstrirano na primjeru projektiranja dvije različite letjelice.

Ključne riječi: konceptualno projektiranje letjelica, bespilotne letjelice, električne letjelice, leteće krilo, multivarijabilna optimizacija

Summary

This thesis presents proposed conceptual design procedure for small unmanned flying wing aircraft with electric motor propulsion. The procedure is based on traditional design procedure, but altered for small unmanned aircraft that do not change it's mass during flight, meaning their energy source are rechargeable batteries. Suggested design procedure is implemented in programming language Python using available Python libraries. Multivariable optimization is used to make design decisions faster and better which is demonstrated for two different aircraft, along with complete design procedure.

Keywords: aircraft preliminary design, unmanned aerial vehicle, electric aircraft, flying wing, multivariable optimization

Popis oznaka

A_π	Relevantna površina komponente otpora, m^2	8
AR	Vitkost krila	6
BR	Maseni udio baterije u ukupnoj masi letjelice	31
C	Kapacitet baterije, Ah	18
c	Tetiva aeroprofila	10
C_D	Koeficijent otpora	6
C_{D_0}	Koeficijent otpora nultog uzgona	6
$C_{D_{inc}}$	Koeficijent otpora uslijed hrapavosti i kvalitete površine	8
C_{DF}	Koeficijent otpora trenja	10
$C_{D_{0FW}}$	Koeficijent otpora nultog uzgona letećeg krila u subsonici	10
C_{DP}	Koeficijent otpora oblika	10
C_{D_π}	Koeficijent otpora individualne komponenta	8
C_{DF}	Koeficijent otpora trenja oplata	10
CL	Koeficijent uzgona	6
$C_{L_{max}}$	Maksimalni koeficijent uzgona	12
E	Istrajnost leta, h	18
e	Oswaldov koeficijent	6
E_{bat}	Energija baterije, J	29
$\eta_{P_{crit}}$	Korisnost propelera u kritičnom režimu	59
$\eta_{discharge}$	Korisnost pražnjenja baterije	29
η_M	Korisnost elektromotora	29
$\eta_{P_{nom}}$	Korisnost propelera u normalnom režimu	59

η_P	Korisnost propelera	14
P_{EL}	Dodatna snaga zbog elektronike, W	29
P_{others}	Suma ostalih oblika snage, W	29
f	Ekvivalentna parazitska površina, m^2	6
f_{DoD}	Stopa pražnjenja baterije	31
γ	kut izlaznog brida krila, °	40
θ	kut uvijanja, °	40
$C_{m\alpha}$	gradijent momenta propinjanja	40
$C_{n\beta}$	gradijent momenta skretanja	40
h_{ac}	Apsolutni plafon leta, m	19
h_{cc}	Plafon leta krstarenja, m	19
h_{coc}	Borbeni plafon leta, m	19
h_{sc}	Operativni plafon leta, m	19
I_{crit}	Jakost struje u kritičnom režimu, A	59
I_{nom}	Jakost struje u normalnom režimu, A	59
K	Koeficijent induciranog otpora, $\frac{1}{eAR\pi}$	14
λ	Suženje krila	10
Λ	Kut strijele krila °	10
L/D_{max}	Najveći omjer uzgona i otpora letjelice	18
Ma	Machov broj	10
m_{bat}	Masa baterijskog sustava, kg	28
$m_{payload}$	Masa korisnog tereta, kg	28
m_{tot}	Ukupna masa letjelice, kg	28
nn	Peukertov broj	18
n	Koeficijent opterećenja krila	20
n_{prop}	Brzina okretaja propelera, 1/s	36
P	Snaga, W	20
P_{EL}	Električna snaga, W	36
ϕ_b	Kut nagiba,	20
P_{max}	Maksimalna snaga tijekom leta, W	57
P_{cruise}	Snaga potrebna za krstarenje, W	57
P_{MEH}	Mehanička snaga, W	36

$P_{payload}$	Dodatna snaga zbog korisnog tereta, W	31
$P_{R_{min}}$	Minimalna potrebna snaga za let, W	29
P_{EL_L}	Dodatna snaga zbog servo motora i ESC-a, W	31
P_{EL_M}	Dodatna snaga zbog autopilota, navigacijskog sustava, telemetrije i BEC modula, W	31
P_{others}	Suma ostalih oblika snage, W	29
Q	Moment na vratilo motora, Nm	36
Q_{crit}	Moment na vratilo u kritičnom režimu, Nm	59
Q_{nom}	Moment na vratilo u normalnom režimu, Nm	59
R	Dolet, km	18
Re	Reynoldsov broj	10
ρ	Gustoća zraka, kg/m ³	12
ρ_{bat}	Gustoća energije baterije, Wh/kg	29
ρ_{empty}	Težina praznog zrakoplova po ukupnoj površini krila, N/m ²	28
ρ_{empty_C}	Težina konstrukcije letjelice po ukupnoj površini krila, N/m ²	28
$\rho_{empty_{EL}}$	Težina elektronike letjelice po ukupnoj površini krila, N/m ²	28
ρ_{SL}	Gustoća zraka na 0 m nadmorske visine, kg/m ³	14
C_R	Korijenska tetiva	10
R_{LS}	Koeficijent korekcije uslijed kuta strijele	10
R_{min}	Minimalni polumjer zaokreta, m	20
ρ_C	Gustoća zraka na visini penjanja, kg/m ³	18
ROC	Brzina penjanja, m/s	18
ROC_C	Brzina penjanja uslijed odabranog plafona leta, m/s	19
RPM_{crit}	Brzina okretaja u kritičnom režimu, 1/min	59
RPM_{nom}	Brzina okretaja u normalnom režimu, 1/min	59
Rt	Vrijeme pražnjenja baterije pri kojoj je utvrđen kapacitet, h	18
S_B	Maksimalna površina nacрта trupa, m ²	8
$S_{H_{REF}}$	Horizontalna repna površina, m ²	8
σ	Relativna gustoća zraka	14
σ_C	Relativna gustoća zraka za odabrani plafon leta, kg/m ³	19
S_N	Maksimalna površina nacрта, m ²	8
S_{REF}	Projicirana površina krila, m ²	6

$S_{V_{REF}}$	Vertikalna repna površina, m^2	8
S_{WET}	Oplahivana površina krila, m^2	6
t/c	Relativna debljina aeroprofila	10
$T_{Endurance}$	Istrajnost leta, h	31
$T_{R_{min}}$	Minimalni potrebni potisak, N	31
U_E	Brzina za maksimalnu istrajnost leta, m/s	18
U_R	Brzina za maksimalni dolet, m	18
V	Napon baterije, V	18
V_{cruise}	Brzina krstarenja, m/s	14
V_{max}	Maksimalna brzina, m/s	14
$V_{R_{min}}$	Brzina uslijed minimalnog polumjera zaokreta, m/s	20
V_{stall}	Brzina sloma uzgona, m/s	12
W_{bat}	Težina baterijskog sustava, N	28
$\frac{T}{W}$	Omjer potiska, N/N	12
$\frac{W}{P}$	Opterećenje snagom, N/W	12
$\frac{W}{P_C}$	Opterećenje snagom uslijed plafona leta, N/W	19
$W_{payload}$	Težina korisnog tereta, N	28
$\frac{W}{P} V_{max}$	Opterećenje krila uslijed maksimalne brzine leta, N/m^2	14
$\frac{W}{S}$	Opterećenje krila, N/m^2	12
$\frac{W}{S}_{stall}$	Opterećenje krila uslijed brzine sloma uzgona, N/m^2	12
W_{tot}	Ukupna težina letjelice, N	28
$x(NP)$	x koordinata neutralne točke, m	40

Popis slika

1.1	Pojednostavljena shema predloženog procesa projektiranja električnih letjelica	3
1.2	Misija s jednostavnim krstarenjem	4
1.3	Misija s dominantnim kruženjem	4
2.1	Primjer letjelice s produžetkom geometrije	9
2.2	Generalna podjela vrsta otpora u ovisnosti o Machovom broju	10
3.1	Matching dijagram za brzinu sloma uzgona	13
3.2	Ovisnost $C_{L_{max}}$ o kutu strijele i izboru uređaja za povećanje uzgona . . .	13
3.3	Matching dijagram za maksimalnu brzinu	15
3.4	Ovisnost brzine o opterećenju krila za slučaj maksimizacije doleta i maksimizacije istrajnosti leta	16
3.5	Odnos brzine i istrajnosti leta	17
3.6	Odnos brzine i doleta	17
3.7	Matching dijagram za uvjete brzine penjanja	19
3.8	Matching dijagram za apsolutni plafon leta	20
3.9	Matching dijagram za minimalni polumjer zaokreta	21
3.10	Primjer matching dijagrama svih zahtjeva letjelice i odabrana točka . . .	22
3.11	Prikaz krivulje minimalnog opterećenja snagom za različite vitkosti krila	23
3.12	Minimalno opterećenje snagom za a) različite propelere i b) različite motore	24
3.13	Minimalno opterećenje snagom za a) različite kuteve strijele i b) različita suženja	25

3.14	Minimalno opterećenje snagom za a) različite relativne debljine aeroprofila i b) različite maksimalne koeficijente uzgona	26
5.1	Shema odabira pogonskog sustava	34
5.2	Ovisnost potiska, brzine leta i učinkovitosti propelera za 341 propeler . .	35
5.3	Ovisnost momenta na vratilo, brzine okretaja i učinkovitosti motora za 25 motora	37
7.1	Dijagram toka programa	44
7.2	Dijagram klasa	45
7.3	Hijerarhijska struktura CPACS formata	49
7.4	Prikaz geometrije krila u CPACS-u	49
8.1	Prikaz misije letjelice za nadzor mora	52
8.2	Odnosi raspona krila, duljine wingleta i površine krila ovisno o vitkosti .	54
8.3	Odnosi ukupne mase i mase podsustava u ovisnosti o vitkosti	56
8.4	Odnosi maksimalno potrebne snage i snage krstarenja u ovisnosti o vitkosti	56
8.5	Odnosi volumena i vitkosti	57
8.6	Matching dijagram letjelice za nadzor mora	58
8.7	3D prikaz optimizirane geometrije	63
8.8	Izometrija optimizirane geometrije	64
8.9	Nacrt optimizirane geometrije	64
8.10	Bokocrt optimizirane geometrije	65
8.11	Tlocrt optimizirane geometrije	65
8.12	Prikaz geometrije u CPACS formatu u programu TiGL Viewer	67
8.13	Prikaz misije letjelice za dostavu lijekova	68
8.14	Izometrija optimizirane letjelice	71
8.15	Nacrt optimizirane letjelice	72
8.16	Bokocrt optimizirane letjelice	72
8.17	Tlocrt optimizirane letjelice	73
8.18	Maksimalni dolet u odnosu na brzinu leta	75
8.19	Maksimalna istrajnost leta u odnosu na brzinu leta	75
8.20	Prikaz geometrije letjelice u CPACS formatu u programu TiGL Viewer .	76

8.21	Usporedba polare otpora dobivene različitim metodama za letjelicu projektiranu za specifičnu istrajnost leta	77
8.22	Usporedba omjera CL/CD dobivenog različitim metodama za letjelicu projektiranu za specifičnu istrajnost leta	77
8.23	Usporedba omjera $\sqrt{CL^3/CD^2}$ dobivenog različitim metodama za letjelicu projektiranu za specifičnu istrajnost leta	78
8.24	Usporedba polare otpora dobivene različitim metodama za letjelicu projektiranu s ciljem maksimizacije doleta	78
8.25	Usporedba omjera C_L/C_D dobivenog različitim metodama za letjelicu projektiranu s ciljem maksimizacije doleta	79
8.26	Usporedba omjera $\sqrt{C_L^3/C_D^2}$ dobivenog različitim metodama za letjelicu projektiranu s ciljem maksimizacije doleta	79

Popis tablica

2.1	Korelacijski koeficijenti ekvivalentne parazitske površine	7
2.2	Korelacijski koeficijenti odnosa S_{WET} i W_{TO} za različite tipove zrakoplova	8
2.3	Koeficijenti otpora i relevantne površine individualnih komponenti	9
6.1	Korištena ograničenja tijekom optimizacije projektne točke	39
6.2	Korištena ograničenja tijekom optimizacije geometrije	40
7.1	Moduli programa	43
8.1	Osnovne specifikacije kamere <i>NextVision DragonEye2</i>	53
8.2	Volumeni pojedinih komponenti	55
8.3	Glavni parametri letjelice nakon 1. iteracije	57
8.4	Parametri pogonskog sustava za propeler APC 16x12E	59
8.5	Parametri pogonskog sustava za motor Maxon ECX 32 flat UAV	59
8.6	Projektna točka i parametri letjelice, prije optimizacije geometrije	61
8.7	Parametri uz propeler, prije optimizacije geometrije	61
8.8	Parametri uz motor, prije optimizacije geometrije	62
8.9	Geometrijski parametri 1. iteracije	62
8.10	Projektna točka i parametri letjelice, nakon optimizacije	66
8.11	Geometrijski parametri letjelice, nakon optimizacije	66
8.12	Parametri uz propeler, nakon optimizacije	66
8.13	Parametri uz motor, nakon optimizacije	67

8.14 Projektna točka i parametri letjelice, prije optimizacije geometrije i izbora pogonskog sustava	70
8.15 Parametri uz propeler, prije optimizacije geometrije	70
8.16 Parametri uz motor, prije optimizacije geometrije	71
8.17 Projektna točka i parametri letjelice nakon optimizacije	73
8.18 Geometrijski parametri letjelice nakon optimizacije	74
8.19 Parametri uz propeler nakon optimizacije	74
8.20 Parametri uz motor nakon optimizacije	74
8.21 Usporedba procjene otpora nultog uzgona C_{D_0}	80

1 | Uvod

U posljednjem desetljeću, bespilotne letjelice dobivaju mahom na popularnosti zbog svojih mnogobrojnih primjena. Upravo zbog raznovrsnosti, bespilotne letjelice postale su integralan član društva kakvog poznajemo, a najveći utjecaj imaju u područjima poput vojne industrije, poljoprivrede i industrijskog nadgledanja. Razvoj tehnologije, a posebice baterijskih sustava i elektromotora, učinio je bespilotne sustave vrlo učinkovitima i tihima, zbog čega posjeduju velike prednosti sa stajališta utjecaja na okoliš u odnosu na zrakoplove pogonjene fosilnim gorivima. Uzme li se u obzir i strahoviti razvoj IT industrije, električni zrakoplovi postali su iznimno jednostavni za operativno korištenje, čime se vrlo jednostavno, sigurno i jeftino mogu odrađivati automatizirane radnje te vrlo brzo prikupljati i obrađivati podaci koji su relevantni za misiju operatera zrakoplova. Upravo kombinacija spomenutih tehnologija učinila je bespilotne letjelice, popularno dronove, jednu od najbrže rastućih industrija u svijetu. No čak 75% bespilotnih letjelica na svjetskom tržištu predstavljaju multirotorske letjelice, a ne letjelice fiksnih krila, iako su one superiorne u misijama koje zahtijevaju izraženu istrajnost leta, domet i brzine. Glavni razlog manje popularnosti letjelica fiksnih krila je upravo njihovo iznimno složeno i dugotrajno projektiranje, koje nije napredovalo u koraku s IT industrijom. Ovaj rad je stoga rađen s ciljem maksimalnog pojednostavljenja i ubrzavanja, ali i optimizacije procesa projektiranja upravo električnih bespilotnih letjelica.

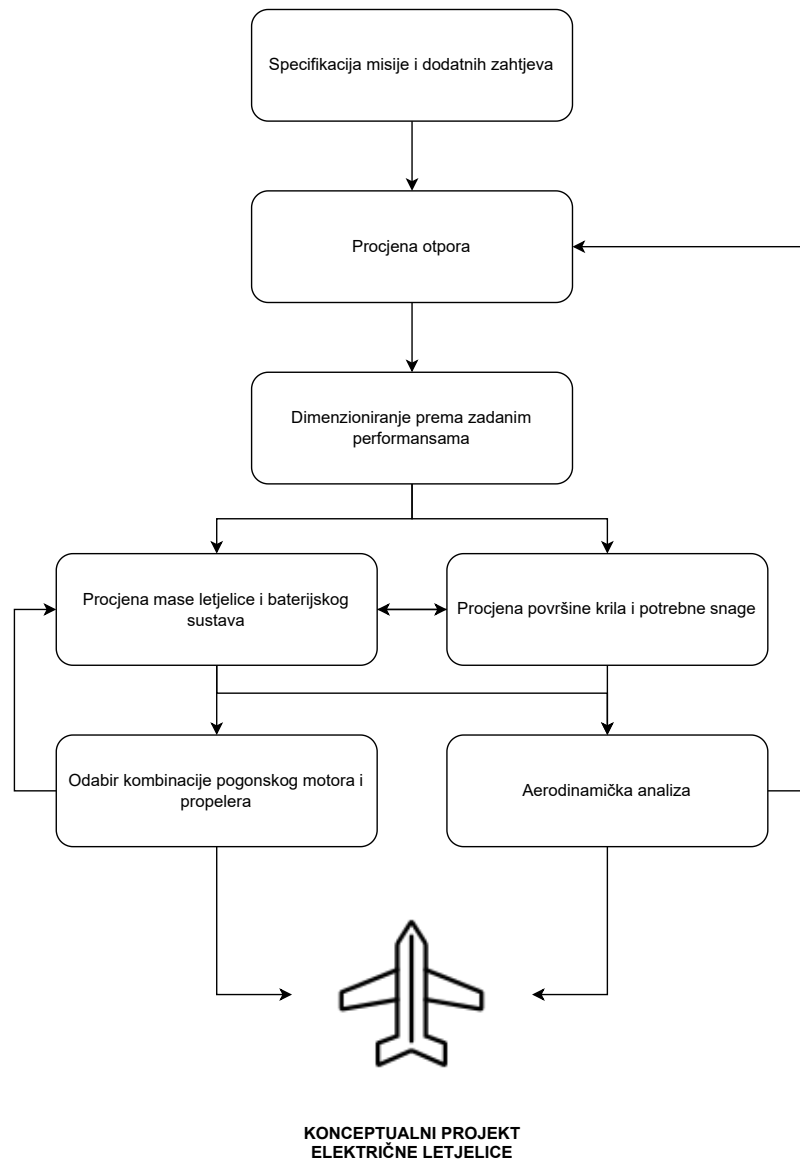
U nastavku je opisan postupak projektiranja zrakoplova i njenih segmenata te metodologija procjene i odabira glavnih parametara pomoću optimizacije. Također, opisan je i parametarski prikaz geometrije zrakoplova koristeći CPACS (*Common Parametric*

Aircraft Configuration Schema), a cijeli postupak projektiranja ispitan je na primjeru dvije male bespilotne letjelice za praktičnu namjenu. Potrebno je naglasiti da se u ovom radu fokusiralo na razvoj procedure projektiranja isključivo malih bespilotnih letjelica konfiguracije letećeg krila.

1.1. Konceptualno projektiranje zrakoplova

Postupak konceptualnog projektiranja zrakoplova kakav se danas najčešće koristi, svoj začetak imao je tijekom 60-ih godina prošlog stoljeća kada se zrakoplovna industrija upoznala s CAD (*Computer Aided Design*) i CAE (*Computer Aided Engineering*) alatima. Takvi alati, u kombinaciji s napretkom IT industrije i razvijenim numeričkim tehnikama u 80-ima, omogućili su inženjerima procjene parametara zrakoplova i izbor optimalnih konfiguracija. I dan danas srž projektiranja su analize, empirijski izrazi i rezultati ispitivanja u zračnim tunelima iz tog razdoblja na kojima se i temelje trenutno najpopularniji priručnici za projektiranje zrakoplova [1], [2] i [3]. Oni obuhvaćaju i opisuju cjelokupnu proceduru projektiranja zrakoplova, od konceptualne faze pa sve do detaljnog projektiranja. Problem konceptualnog projektiranja električnih zrakoplova prema navedenim priručnicima, posebice malih bespilotnih letjelica kojima je izvor pogonske snage punjiva baterija, je što su oni razvijeni za zrakoplove koji mijenjaju svoju masu tijekom leta uslijed potrošnje goriva. Stoga se predložena procedura konceptualnog projektiranja bespilotnih električnih letjelica u ovom radu proširuje s izrazima za dimenzioniranje i utjecaj punjive baterije prema [4] i [5].

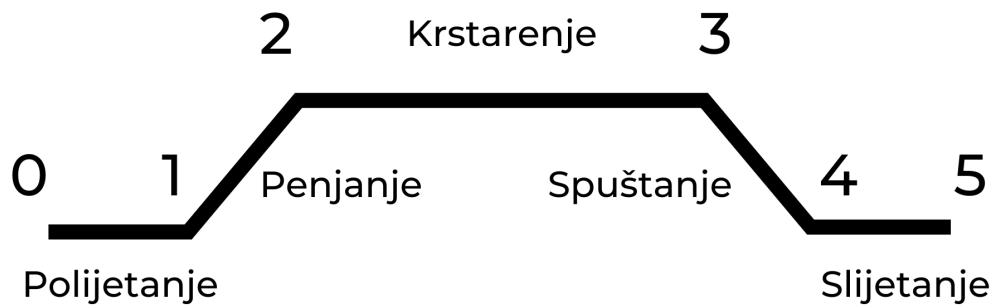
Na slici 1.1 prikazana je pojednostavljena shema prijedloga procedure konceptualnog projektiranja malih bespilotnih električnih letjelica, a u nastavku će se detaljnije opisati svaki segment, pri čemu je osnovna ideja bazirana na spomenutim tradicionalnim tehnikama, ali prilagođena numeričkim mogućnostima i posebnostima malih bespilotnih zrakoplova koji ne mijenjaju masu tijekom leta, odnosno kojima je izvor pogonske energije punjiva baterija.



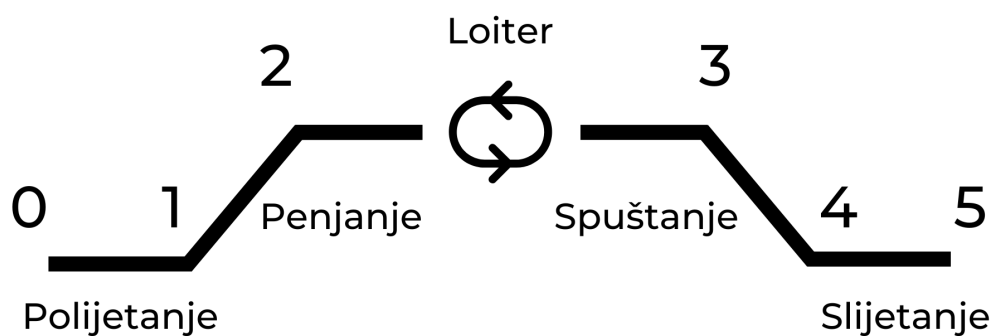
Slika 1.1: Pojednostavljena shema predloženog procesa projektiranja električnih letjelica

1.2. Određivanje misije letjelice

Sa stajališta prakse, izbor zahtjeva koje letjelica treba zadovoljiti iznimno je bitan i osjetljiv korak koji definira tijek projektiranja. No prije postavljanja samih zahtjeva potrebno je odrediti namjenu letjelice i definirati oblik misije. Najčešće su kod bespilotnih letjelica to misije s jednostavnim krstarenjem 1.2, kao kod dostave tereta, a još češće misije s dominantnom loiter fazom, odnosno kružnih preleta, koji je primjer letjelice za nadzor područja.



Slika 1.2: Misija s jednostavnim krstarenjem



Slika 1.3: Misija s dominantnim kruženjem

Prema prirodi zahtjeva postoje:

- geometrijski zahtjevi
- zahtjevi na performanse
- zahtjevi na opremu
- ostali zahtjevi

Geometrijski zahtjevi opisuju ograničenja postavljena na samu geometriju i dimenzije letjelice. To je najčešće ograničenje maksimalnog raspona krila, a može biti i ograničenje maksimalne duljine tetive, površine krila ili volumena. Geometrijski zahtjevi su vrlo česti kod malih bespilotnih letjelica zbog prenosivosti, pri čemu se vrlo često moraju moći smjestiti u određeni volumen kojeg mogu predstavljati ruksaci, kutije ili prtljažnik.

Zahtjevi na performanse određuju performanse letjelice. Konkretno, njima se definira brzina krstarenja letjelice, maksimalna brzina, brzina penjanja, plafon leta, minimalni radijus zaokreta, operativna temperatura i slično. Upravo se prema njima primarno odabiru glavni parametri letjelice poput površine krila i ukupne mase letjelice.

Vrlo bitan zahtjev je i izbor korisne opreme koju letjelica mora moći nositi tijekom leta. Kod malih, bespilotnih sustava to su najčešće elektro-optičke i multispektralne kamere te ostali senzori kojima se prikupljaju podaci iz zraka. U većini slučajeva, korisna oprema na letjelici predstavlja više od 50 % ukupnih troškova zbog čega ovaj zahtjev najviše doprinosi cijeni konačnog proizvoda. Izbor korisne opreme također utječe i na ukupnu potrošnju električne energije. U sklopu ovog rada, unutar ovih zahtjeva može se definirati i ostala oprema na letjelici kao što su računala (autopiloti), servo motori, navigacijski sustavi i slično.

2 Procjena otpora

Jedan od najvećih izazova u konceptualnom projektiranju zrakoplova predstavlja upravo korak procjene otpora letjelice gdje je potrebno bez ideje o geometriji letjelice odrediti aerodinamiku sustava. Kako bi se mogli dobiti realistični rezultati projektiranja, očito je da je izuzetno bitno što bolje procijeniti otpor letjelice. Kroz godine razvilo se mnogo načina za procjenu otpora, a u nastavku će se opisati neki od njih.

2.1. Procjena otpora prema ekvivalentnoj parazit-skoj površini

Prema [6] predloženo je nekoliko tehnika procjene otpora zrakoplova, pri čemu je dobra praksa procijeniti otpor na različite načine i uzeti njihov prosjek. Prva od njih odnosi se na procjenu otpora nultog uzgona C_{D0} prema ekvivalentnoj parazitskoj površini, pri čemu je ukupni otpor letjelice:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re} \quad (2.1)$$

U ovoj metodi C_{D0} procjenjuje se prema izrazu:

$$C_{D0} = \frac{f}{S_{REF}} \quad (2.2)$$

gdje je f ekvivalentna parazitska površina koja se određuje prema podacima o poznatim

letjelicama u [6] i njeno određivanje zahtjeva procjenu oplahivane površine krila S_{WET} . Oplahivana površina može se odrediti iz trendova odnosa oplahivanih površina i ukupnih masa poznatih letjelica koje imaju približno linearnu ovisnost njihovog $\log 10$. Jednadžbe dobivene regresijom koje opisuju te trendove imaju oblik:

$$\log f = a + b \cdot \log S_{WET} \quad (2.3)$$

$$\log S_{WET} = c + d \cdot \log W_{TO} \quad (2.4)$$

pri čemu su koeficijenti a , b , c i d korelacijski koeficijenti koji se odabiru prema tablicama 2.1 i 2.2.

Tablica 2.1: Korelacijski koeficijenti ekvivalentne parazitske površine

f	a	b
0.008	-2.0969	1.0
0.007	-2.1549	1.0
0.006	-2.2218	1.0
0.005	-2.301	1.0
0.004	-2.3979	1.0
0.003	-2.5229	1.0
0.002	-2.699	1.0

Tablica 2.2: Korelacijski koeficijenti odnosa S_{WET} i W_{TO} za različite tipove zrakoplova

Tip zrakoplova	c	d
Homebuilts	1.2362	0.4319
Single Engine Propeller Driven	1.0892	0.5147
Twin Engine Propeller Driven	0.8635	0.5632
Agricultural	1.0447	0.5326
Business Jets	0.2263	0.6977
Regional Turboprop	-0.0866	0.8099
Transport Jets	0.0199	0.7531
Military Trainers	0.8565	0.5423
Fighters	-0.1289	0.7506
Military Patrol, Bomber, Transport	0.1628	0.7316
Flying Boats, Amphibious and Float	0.6295	0.6708
Supersonic Cruise	-1.1868	0.9609

[6]

2.2. Procjena otpora zbrajanjem individualnih komponenti

Ovaj pristup procjene otpora najjednostavniji je i koristan samo za inicijalne analize u konceptualnoj fazi projektiranja. U ovom slučaju C_{D0} računa se prema:

$$C_{D0} = C_{D_{inc}} + \frac{1}{S_{REF}} \sum C_{D_{\pi}} A_{\pi} \quad (2.5)$$

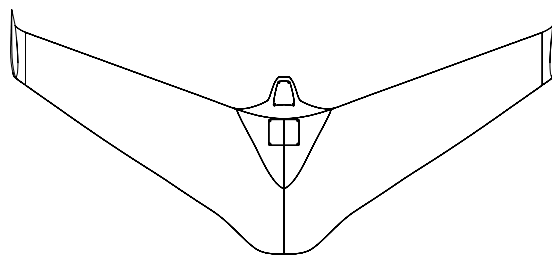
gdje se $C_{D_{\pi}}$ i A_{π} odnose na individualne iznose otpora i njihove relevantne površine, a mogu se procijeniti prema tablici 2.3 koja odnosi na zrakoplove pogonjene propelerom.

Tablica 2.3: Koeficijenti otpora i relevantne površine individualnih komponenti

Komponenta	$C_{D\pi}$	A_π
Krilo	.0070	S_{REF}
Trup	.1100	S_B , maks. površina nacрта trupa
Gondola motora	.0600	S_N , maks. površina nacрта gondole
Repna površina	.0080	$S_{H_{REF}}$ i (ili) $S_{V_{REF}}$
Interferencija	dodaj 5% C_{D_o}	—
Hrapavost i kvaliteta površine	dodaj 10% C_{D_o}	—

[6]

Kako je ovaj rad fokusiran na konfiguraciju letećeg krila, komponente poput trupa, repa i gondola motora nisu relevantne. No profesionalni dronovi najčešće u sebi sadrže elektroniku i korisni teret koji zauzima značajan volumen, zbog čega je potrebno koristiti krila nešto veće relativne debljine. Također, zbog aerodinamičke stabilnosti, leteća krila često imaju winglete koji unose dodatnu vrijednost otpora nultog uzgona, ali smanjuju inducirani otpor. Oni se mogu procijeniti poput vertikalne površine repa iz tablice 2.3, a dodatni geometrijski oblici za povećanje volumena letjelice, poput stražnjeg dijela krila na slici 2.1, mogu se procijeniti kao i gondole motora u tablici. Praksa i analize sličnih letjelica pokazuju da se iznos ukupnog otpora nultog uzgona letećih krila kreću između 0.018 i 0.035.

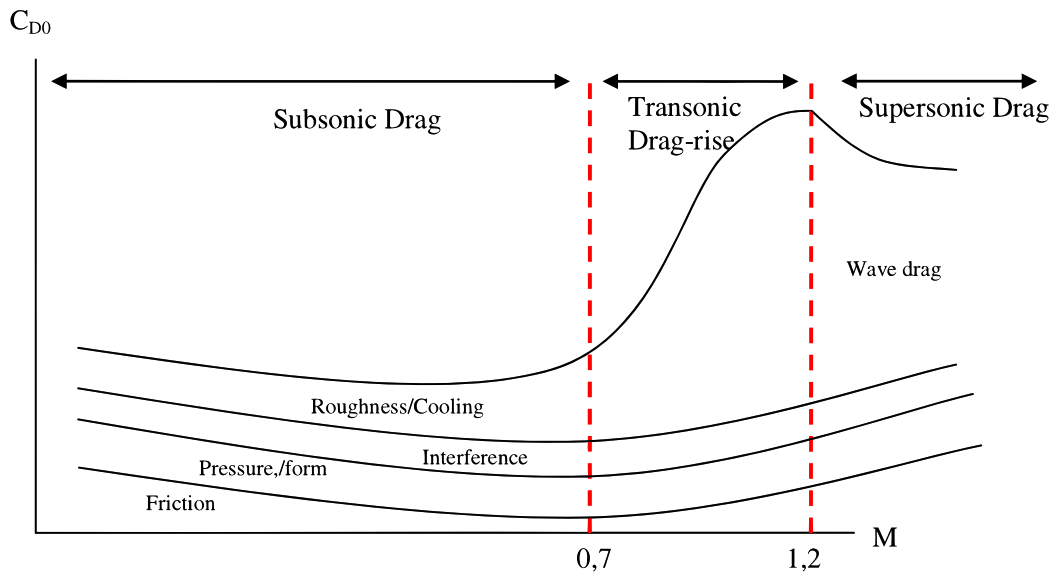


Slika 2.1: Primjer letjelice s produžetkom geometrije

2.3. Procjena otpora zbrajanjem različitih vrsta otpora

Općenito gledano, ukupni nulti otpor svake letjelice čine: otpor trenja, otpor oblika, otpor interferencije, valni otpor i otpor dna (slika 2.2). Ako se promatraju mala leteća krila koja lete u subsonici, mogu se zanemariti otpori interferencije, valnog otpora i otpora dna pa se ukupni otpor može svesti samo na zbroj otpora trenja i otpora oblika:

$$C_{D_{0FW}} = C_{DF} + C_{DP} \quad (2.6)$$



Slika 2.2: Generalna podjela vrsta otpora u ovisnosti o Machovom broju [7]

Prema [7] koeficijent otpora trenja za subsoniku može se izraziti kao:

$$C_{DF} = C_f R_{LS} \frac{S_{WET}}{S_{REF}} \quad (2.7)$$

pri čemu je C_f koeficijent otpora trenja oplate funkcija od Machovog broja Ma , Reynoldsovog broja Re , korijenske tetive C_R i suženja krila λ . Kako promatrana leteća krila lete pri vrlo niskim vrijednostima Ma , izvorna jednadžba koja ju opisuje [8] može se dodatno prilagoditi i pojednostaviti te konačni izraz za C_f glasi:

$$C_f = \frac{0,472}{(\log 10 (Re \cdot C_{Re} \cdot \frac{1+\lambda}{2}))^{2,58}} \left[1 - \frac{(1-\lambda)^4 (4,55 - 0,27 \cdot \log 10 R) C_R}{100} \right] \quad (2.8)$$

gdje su:

$$\lambda = \frac{C_T}{C_R} \quad (2.9)$$

$$R_{LS} = 1,07 - 0,972 (1 - \cos \Lambda_{c/4})^{1,848} \quad (2.10)$$

Jednadžba 2.10 predstavlja korekciju uslijed postojanja kuta strijele, što je relevantno za leteća krila i njihovu aerodinamičku stabilnost. Otpor oblika letjelice također ovisi o koeficijentu otpora trenja oplata C_f , ali i obliku krila i konfiguraciji. Otpor oblika za jednu polovicu krila može se izraziti jednadžbom:

$$C_{DP} = \frac{1}{S_{ref}} \int_0^{\Delta b} C_f(y) [2 \cdot t/c(y) + 100 \cdot t/c(y)^4] \cdot c(y) dy \quad (2.11)$$

Parametar $t/c(y)$ predstavlja maksimalnu relativnu debljinu aeroprofila na lokaciji tetive, a $c(y)$ duljinu tetive na lokaciji krila y . Upravo ova metoda procjene otpora koristit će se u nastavku, unutar implementirane projektne procedure.

3 Dimenzioniranje prema zadanim performansama

Nakon procjene otpora slijedi postupak dimenzioniranja prema zadanim performansama. U ovom dijelu zadovoljavaju se tražene performanse letjelice te se određuju parametri opterećenja krila $\frac{W}{S}$, omjer potiska $\frac{T}{W}$ i opterećenja snagom $\frac{W}{P}$ pomoću kojih se mogu odrediti svi ostali relevantni parametri letjelice. Glavni cilj je pronaći optimalnu točku koja zadovoljava nametnute zahtjeve, pri čemu se primarno služi vizualnim prikazom performansi letjelice - matching dijagramom. U nastavku će se opisati zahtjevi sa stajališta performansi koji su najčešći kod malih bespilotnih letjelica do mase 5 kg.

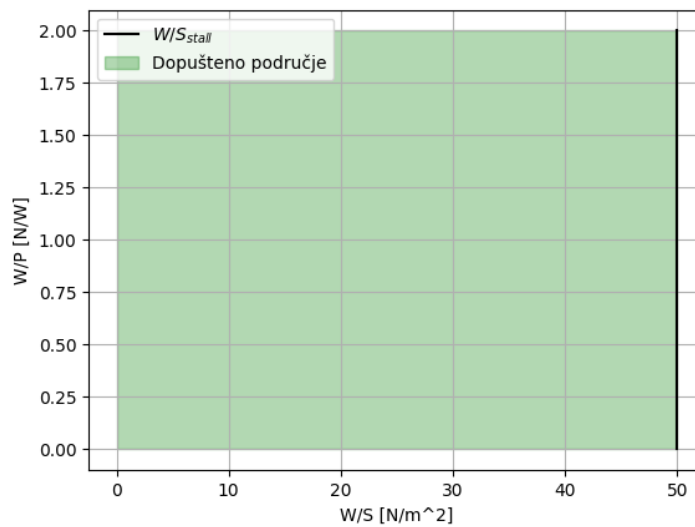
3.1. Dimenzioniranje za brzinu sloma uzgona V_{stall}

Brzina sloma uzgona je definirana pri standardnim atmosferskim uvjetima na nultoj nadmorskoj visini. Ako se odredi maksimalno dozvoljena brzina sloma uzgona na nekoj visini, time se definira i maksimalno dozvoljeno opterećenje krila za danu vrijednost maksimalnog koeficijenta uzgona $C_{L_{max}}$. Brzina sloma uzgona je ona brzina pri maksimalnom uzgonu letjelice pri kojemu je uzgon letjelice jednak težini letjelice:

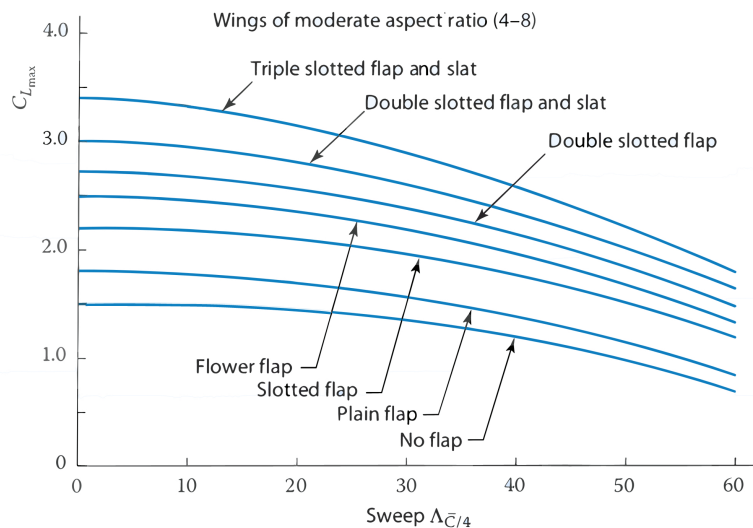
$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \left(\frac{W}{S}\right)_{stall}}{\rho C_{L_{max}}}} \quad (3.1)$$

Iznos maksimalnog koeficijenta uzgona $C_{L_{max}}$ ovisi o odabranom aeroprofilu i uređaju za povećanje uzgona, ako se koristi. Za preliminarnu procjenu $C_{L_{max}}$ može se koristiti dijagramom 3.2. Kao izbor aeroprofila kod letećih krila, najčešće se koriste refleksi aeroprofilu poput aeroprofila iz serije MH ili EH. Takvi aeroprofilu koriste se kod letećih krila jer su sami po sebi statički stabilni, zbog čega leteća krila ne trebaju koristiti repne

površine za stabilnost. No upravo zbog stabilnosti, leteća krila uglavnom nemaju uređaje za povećanje uzgona jer nemaju način kako neutralizirati dodatno stvoreni moment bez dodatnih stabilizacijskih površina. Takve letjelice stoga najčešće imaju vrijednosti $C_{L_{max}}$ od 0.9 do 1.2. Prikaz ovog zahtjeva u matching dijagramu dan je slikom 3.1.



Slika 3.1: Matching dijagram za brzinu sloma uzgona



Slika 3.2: Ovisnost $C_{L_{max}}$ o kutu strijele i izboru uređaja za povećanje uzgona

3.2. Dimenzioniranje za maksimalnu brzinu V_{max} i brzinu krstarenja V_{cruise}

Vrlo bitan parametar koji opisuje letjelicu je i njena maksimalna brzina, odnosno brzina krstarenja. Oba parametra opisuju se istim jednadžbama pri čemu u samom matching dijagramu naizgled nema smisla prikazivati brzinu krstarenja jer je ona uvijek manja od maksimalne brzine. Dimenzioniranje za brzinu krstarenja nije bitno za procjenu maksimalne snage i maksimalnog potiska, već kod odabira motora i propelera. Razlog tomu je što letjelice provode i do 90 % vremena u letu u modu krstarenja, zbog čega je u kontekstu optimizacije letjelice analiza projektnih parametara u režimu krstarenja izuzetno bita za maksimizaciju učinkovitosti sustava. U slučaju nepostojanja zahtjeva za maksimalnu brzinu, ona se može procijeniti kao brzina koja je 20 do 30 % veća od brzine krstarenja zbog činjenice da je za propelerom pogonjene zrakoplove brzina krstarenja uglavnom na 75 do 80 % snage motora, pri čemu taj raspon ujedno i najčešće predstavlja režim maksimalne učinkovitosti pogonskog sustava. Ako nije definirana, maksimalna brzina je tada:

$$V_{max} = 1.25V_{stall} \quad (3.2)$$

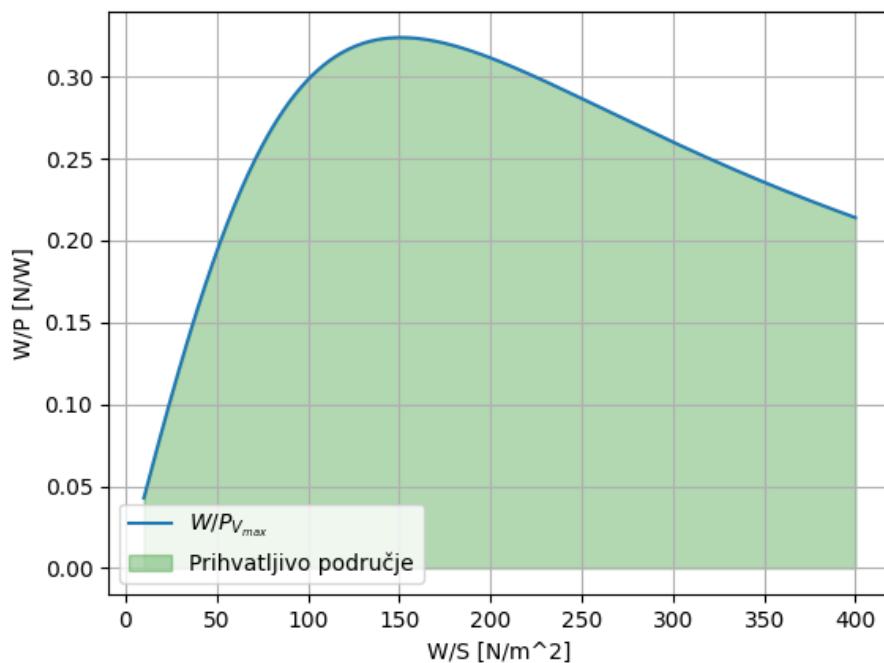
Izraz koji povezuje opterećenje snagom $\frac{W}{P}$ i opterećenje krila $\frac{W}{S}$ u slučaju zahtjeva na brzinu je:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{max}} = \frac{\sigma\eta_P}{\frac{1}{2}\rho_{SL}V_{max}^3 C_{D0} \left(\frac{1}{\frac{W}{S}}\right) \frac{2K}{\rho V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (3.3)$$

gdje su:

- σ - relativna gustoća zraka na visini leta
- η_P - korisnost propelera, 0.7 - 0.8 za krstarenje, 0.6 - 0.75 za maksimalnu brzinu
- K - koeficijent inducirano g otpora

Vrijednosti koje zadovoljavaju kriterij opterećenja snagom uslijed maksimalne brzine moraju biti veće ili jednake od $\frac{W}{P} V_{max}$, odnosno ispod krivulje opterećenja prikazane slikom 3.3.



Slika 3.3: Matching dijagram za maksimalnu brzinu

Određivanje brzine krstarenja nije uvijek jednostavno, a vrlo često ne postoji specifični zahtjev za brzinu krstarenja, stoga se mogu iskoristiti jednadžbe [4] za procjenu potrebne brzine:

$$U_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D_0}}} \quad (3.4)$$

$$U_R = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}} \quad (3.5)$$

gdje U_E predstavlja brzinu za slučaj maksimalne istrajnosti leta, a U_R brzinu u slučaju maksimalnog doleta. Istrajnost leta može se prikazati u ovisnosti o parametrima baterije i aerodinamici letjelice:

$$E = R_t^{1-nn} \left[\frac{\eta_{\text{tot}} V \times C}{\frac{1}{2} \rho U^3 S C_{D_0} + (2W^2 k / \rho U S)} \right]^{nn} \quad (3.6)$$

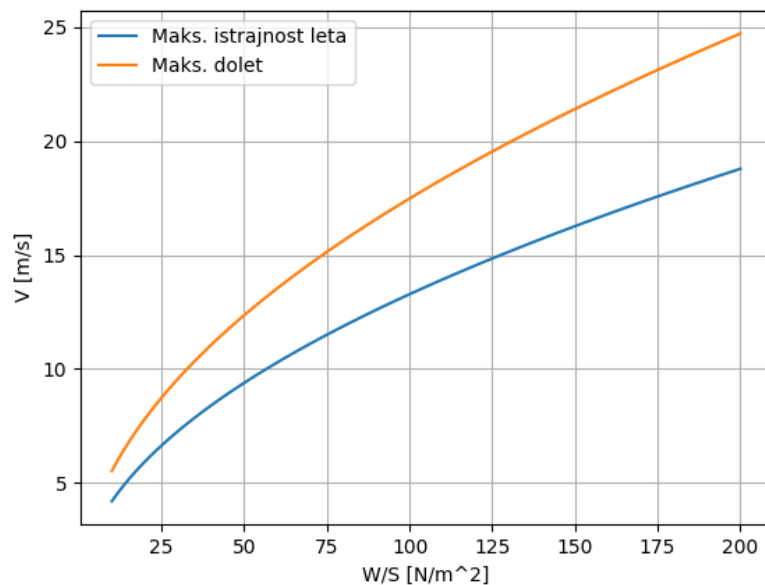
gdje su:

- E - istrajnost leta [h]
- R_t - vrijeme pražnjenja baterije pri kojoj je utvrđen kapacitet [h]
- V - napon baterije [V]
- C - kapacitet baterije [Ah]
- nn - Peukertov broj, 1.05 - 1.3 za litij-ionske baterije

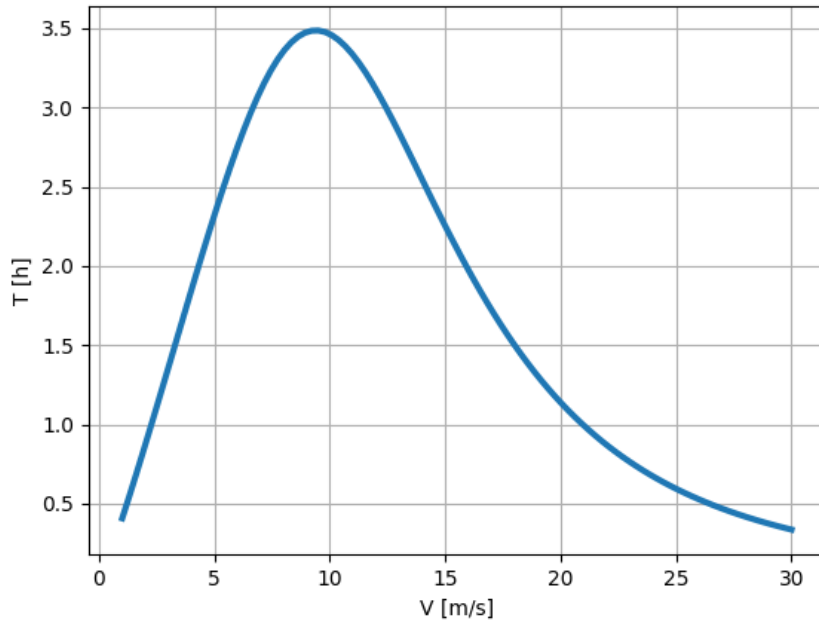
a zatim je jednostavno izraziti i jednadžbu za dolet:

$$R = EU \tag{3.7}$$

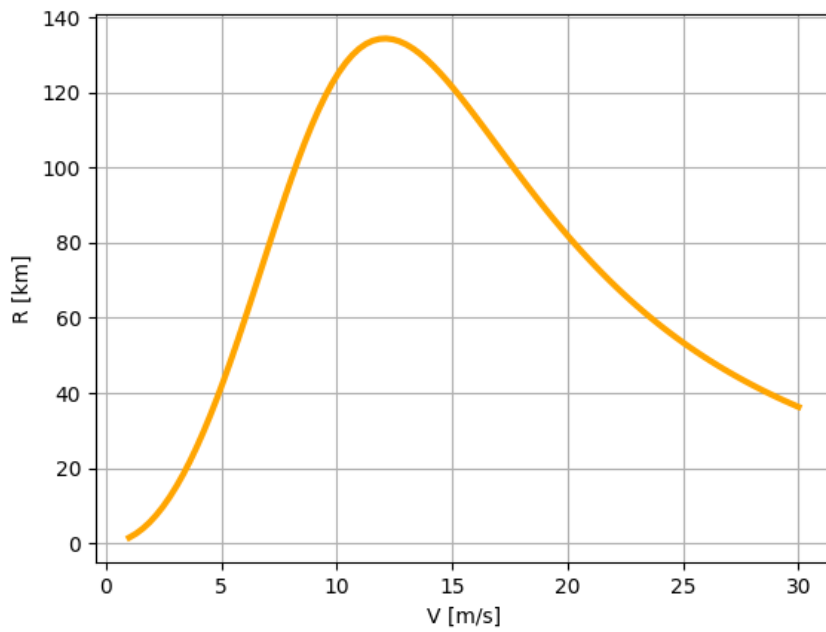
Slika 3.4 prikazuje odnos između optimalne brzine za istrajnost leta i dolet s opterećenjem krila, a slike 3.6 i 8.19 vrijednosti istrajnosti leta i doleta za raspon brzina, za letjelicu određene mase, površine i baterijskog paketa.



Slika 3.4: Ovisnost brzine o opterećenju krila za slučaj maksimizacije doleta i maksimizacije istrajnosti leta



Slika 3.5: Odnos brzine i istrajnosti leta



Slika 3.6: Odnos brzine i doleta

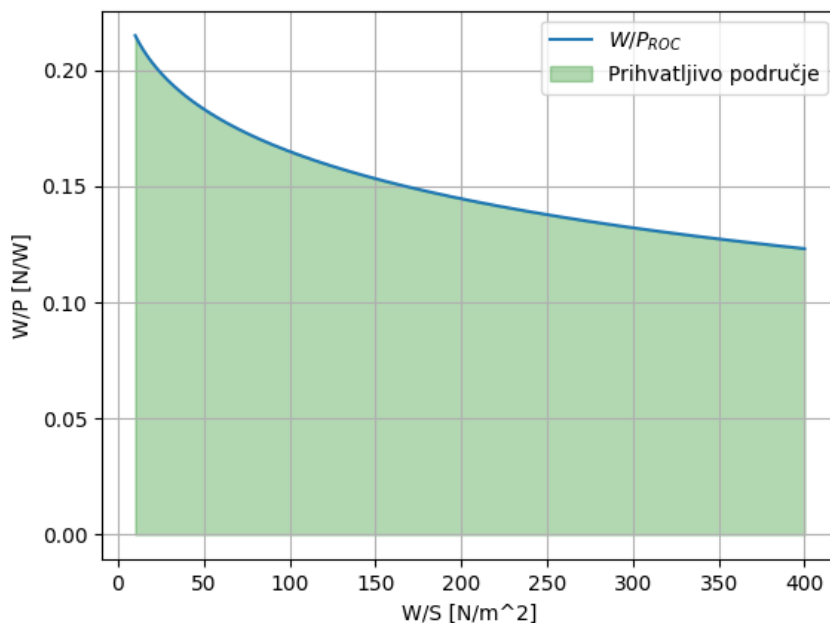
Ako se uzme u obzir da letjelica na kojoj su demonstrirani podaci na prethodnim slikama ima opterećenje krila $\frac{W}{S} = 62 \text{ N/m}^2$, što označava brzinu sloma uzgona oko 10 m/s pri $C_{L_{max}} = 1.1$, može se primijetiti da je teoretska brzina za postizanje maksimalne istrajnosti leta manja od brzine sloma uzgona, odnosno letjelica ne može ostvariti maksimalnu teorijsku vrijednost istrajnosti leta. Potrebno je povećati opterećenje krila, odnosno smanjiti brzinu sloma uzgona kako bi se brzina teoretsko maksimalne istrajnosti leta povećala, što opet za sobom povlači povećanje ukupne mase cijelog sustava. Slično je i kod brzine za maksimalni teoretski dolet, koja je ipak veća od brzine sloma uzgona, ali je i dalje vrlo blizu. Sa stajališta operativnog korištenja ove letjelice, slike 8.19 i 3.6 govore nam da letjelica mora letjeti niskim brzinama, odnosno vrlo blizu brzine sloma uzgona kako bi se maksimizirale performanse. Projektantu letjelice ovaj podatak nudi dodatne informacije za projektiranje zrakoplova, pri čemu je očito da letjelicu treba učiniti otpornu na gubitak uzgona koristeći geometrijsko uvijanje, odnosno smanjiti postavni kut vršne tetive u odnosu na korijensku tetivu. Dodatno, projektant može odabrati koristiti uređaje za generiranje dodatnog uzgona poput zakrilaca. Jednadžbe 3.6 i 3.7 koristit će se u ovoj projektnoj proceduri u slučajevima validacije maksimizacije istrajnosti leta i doleta.

3.3. Dimenzioniranje za uvjete penjanja *ROC*

Uvjeti penjanja određuju se brzinom penjanja *ROC* (eng. *Rate of Climb*) danu u m/s. Kod komercijalnih zrakoplova, uvjeti penjanja definirani su za različite tipove letjelica. Tako primjerice prema EASA CS VLA 65 [10] brzina penjanja za lake zrakoplove ne smije biti manja od 2 m/s. Kod malih bespilotnih letjelica takvi zahtjevi nisu regulirani, stoga odabir ovog parametra ovisi o projektantu zrakoplova. Brzina penjanja određuje se kao:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \times \sqrt{\frac{3 \times C_{D0}}{K}}} \times \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{\rho_C}{(L/D)_{max} \times \eta_P}\right)}} \quad (3.8)$$

gdje je ρ_C gustoća zraka na visini penjanja, a L/D_{max} najveći omjer uzgona i otpora letjelice. Dopušteno područje koje zadovoljava uvjete penjanja prikazano je ispod krivulje opterećenja snagom na slici 3.7.



Slika 3.7: Matching dijagram za uvjete brzine penjanja

3.4. Dimenzioniranje za plafon leta $h_{ceiling}$

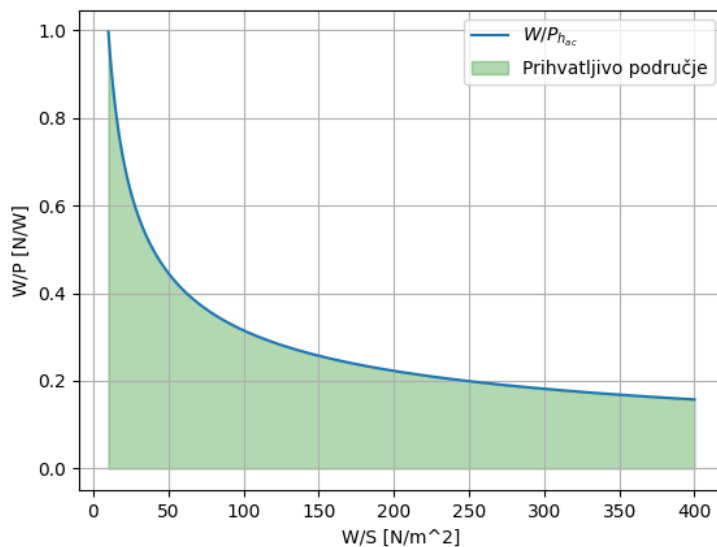
Općenito, plafon leta definiran je za nekoliko tipova visina, a odnosi se na iznos brzine penjanja pri određenoj visini leta:

- h_{ac} (*absolute ceiling*) - visina gdje je $ROC = 0 \text{ m/s}$
- h_{sc} (*service ceiling*) - visina gdje je $ROC = 0.5 \text{ m/s}$
- h_{cc} (*cruise ceiling*) - visina gdje je $ROC = 1.5 \text{ m/s}$
- h_{coc} (*combat ceiling*) - visina gdje vojni borbeni avion može postići $ROC = 5 \text{ m/s}$

Kako se plafon leta odnosi zapravo na brzinu penjanja i jednadžbu 3.8, izraz za opterećenje snagom u slučaju plafona leta može se zapisati kao:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_C = \frac{\sigma_C}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)} \left(\frac{\rho_c}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}} \quad (3.9)$$

a ovisno o vrsti plafona leta, odabiru se varijable ROC_C (brzina penjanja za odabrani plafon leta) i σ_C (relativna gustoća zraka za plafon leta). Na primjeru apsolutnog plafona leta prikazano je prihvatljivo područje na matching dijagramu 3.8.



Slika 3.8: Matching dijagram za apsolutni plafon leta

3.5. Dimenzioniranje za minimalni polumjer zaokreta

Minimalni polumjer zaokreta vrlo je bitan parametar za letjelice s izraženim manevrabilskim zahtjevima, poput borbenih ili sportskih aviona te za bespilotne letjelice nije kritičan parametar. No u slučaju leta na uskim područjima može biti relevantna veličina. Izraz za minimalni polumjer zaokreta izveden je prema [3] gdje se traži onaj polumjer zaokreta za najveći dopušteni koeficijent opterećenja n te najmanju brzinu $V_{R_{min}}$, a jednadžbe minimalnog polumjera zaokreta i opterećenja snagom uslijed istog su:

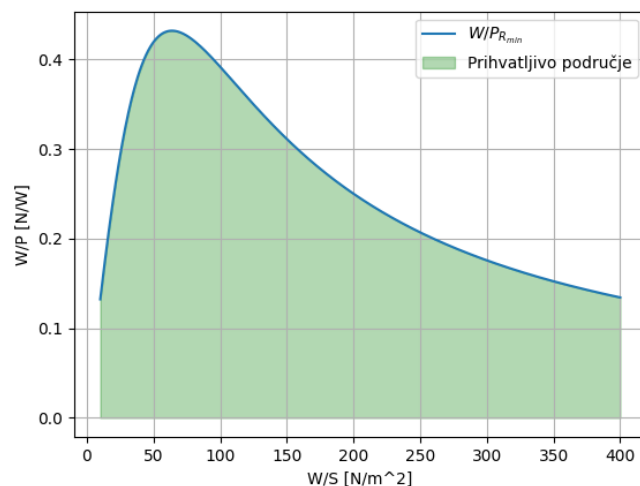
$$R_{min} = \frac{4K \frac{W}{S}}{g\rho_{\infty} \left(\frac{\eta_{pr}P}{WV_{R_{min}}} \right)} \frac{1}{\sqrt{1 - 4KC_{D0} / \left(\frac{\eta_{pr}P}{WV_{R_{min}}} \right)^2}} \quad (3.10)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{\text{turn}} = \frac{(\eta_{pr}\sigma)/V_{\text{turn}}}{\left\{ \left(\frac{V_{\text{turn}}^4}{(R_{\text{min}g})^2} + 1 \right) \frac{K \frac{W}{S}}{0.5\rho V_{\text{turn}}^2} + 0.5\rho V_{\text{turn}}^2 \frac{C_{D0}}{\frac{W}{S}} \right\}} \quad (3.11)$$

Koeficijent opterećenja n može se izračunati preko kuta nagiba ϕ_b letjelice:

$$n = \frac{1}{\cos \phi_b} \quad (3.12)$$

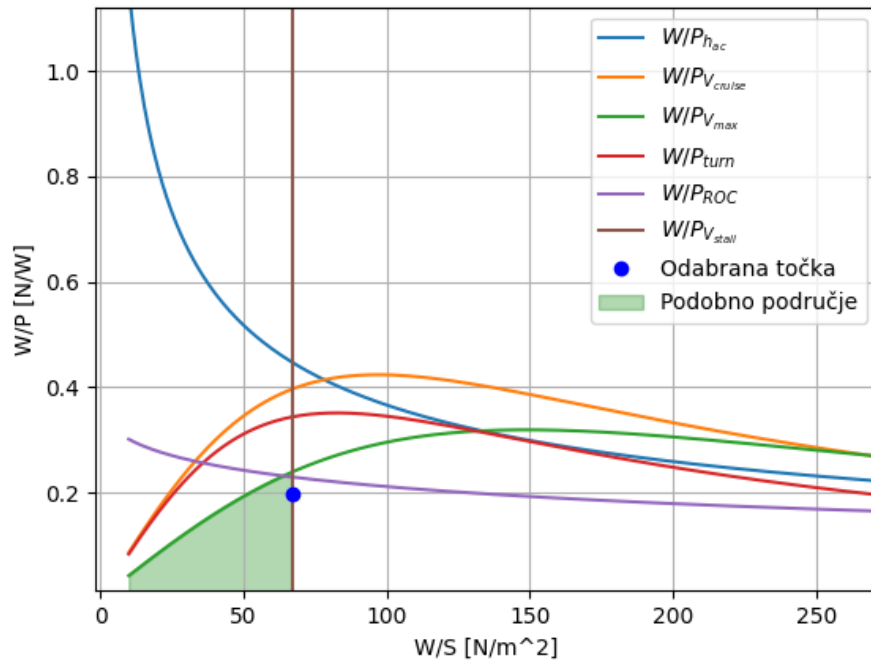
Dopušteno područje ispod krivulje opterećenja snagom u matching dijagramu za slučaj zahtjeva minimalnog polumjera zaokreta pri brzini zaokreta prikazano je slikom 3.9.



Slika 3.9: Matching dijagram za minimalni polumjer zaokreta

3.6. Matching dijagram i odabir projektne točke

Prihvatljivo područje, koje zadovoljava sve nametnute zahtjeve na letjelicu, prikazuje se već spomenutim matching dijagramom. Pomoću njega se zatim može odabrati operativna točka. Primjer konačnog matching dijagrama, prihvatljivog područja i odabrane točke prikazan je slikom 3.10.

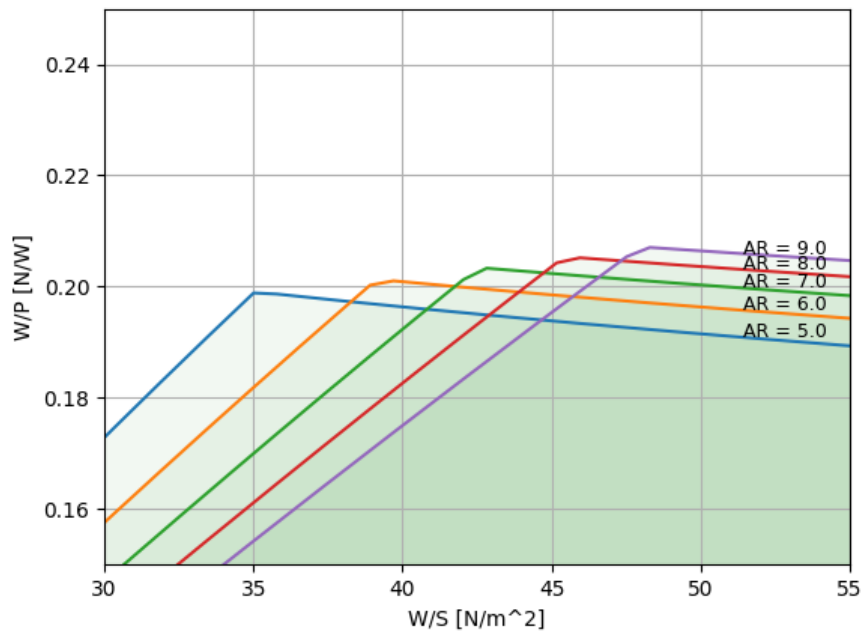


Slika 3.10: Primjer matching dijagrama svih zahtjeva letjelice i odabrana točka

Iako se matching dijagramom može prikazati prihvatljivo područje, optimalna projektna točka i dalje nije očita te ovisi o ciljevima koji su u većini slučajeva različiti za različite letjelice. Iako nisu uvijek jednako bitna, dva cilja su univerzalna:

- minimizacija ukupne mase
- minimizacija potrebne snage

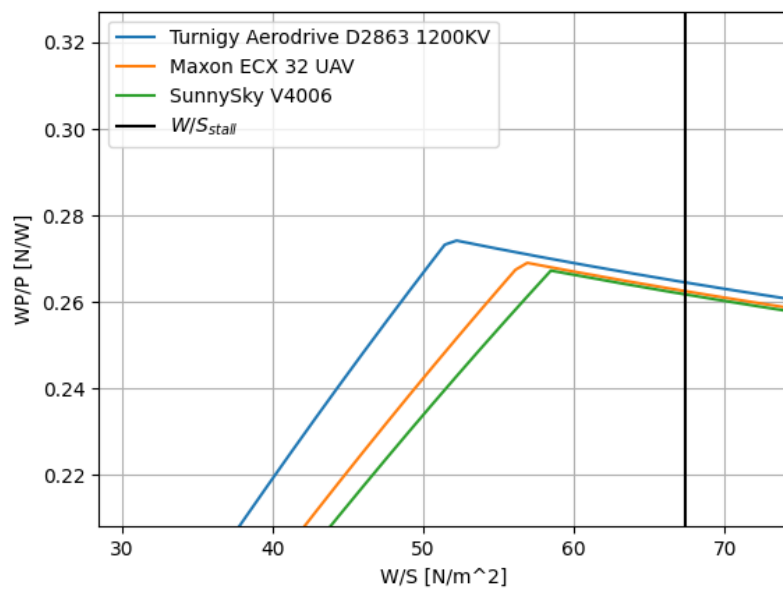
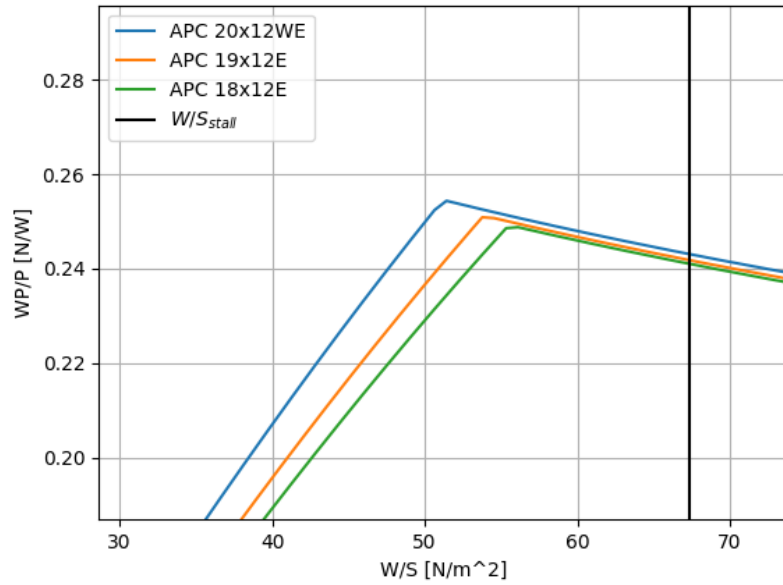
Kako bi se olakšao izbor optimalne projektne točke, može se prikazati matching dijagram za različite vitkosti krila 3.11. Iz dijagrama je očito da se za veće vitkosti krila ostvaruju veće vrijednosti $\frac{W}{P}$ i $\frac{W}{S}$ što označava manju masu i manju potrebnu snagu. No iz praktičnih razloga postoji maksimalna dopuštena vitkost krila, čiji limit određuju maksimalno dopušteni raspon krila, ako postoji, i minimalni potrebni volumen letjelice. Zbog toga se ovakav prikaz matching dijagrama treba promatrati uz dijagram potrebnog raspona krila u odnosu na vitkost, no samo za već odabrane projektne točke, što će se obraditi detaljnije u poglavlju procjene mase 8.2.



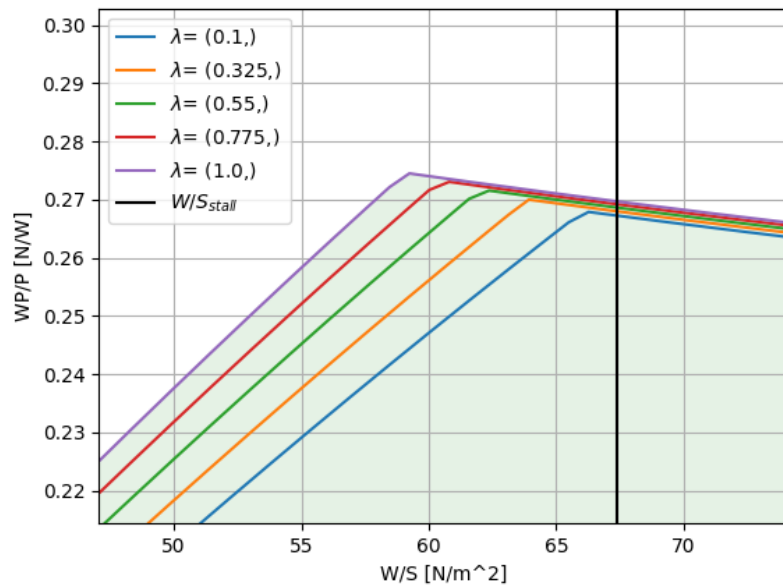
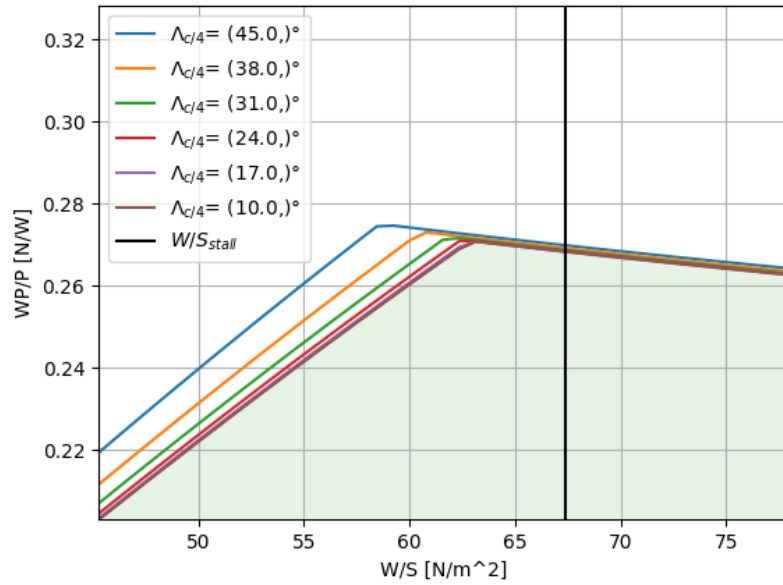
Slika 3.11: Prikaz krivulje minimalnog opterećenja snagom za različite vitkosti krila

Za dobivanje uvida u odabir pogonskog sustava, odnosno propelera i elektromotora, u ovom koraku može se generirati matching dijagram i za različite propelere i motore 3.12. Nadalje, korisno je prikazati i matching dijagram minimalno potrebnog opterećenja snagom u ovisnosti o kutu strijele $\Lambda_{c/4}$, suženju krila λ , relativnoj debljini aeroprofila t_c i maksimalnom koeficijentu uzgona C_{Lmax} što daje dodatni uvid u izbor optimalne točke, ali i geometrije letjelice. Prikazi se nalaze na slikama 3.13 i 3.14.

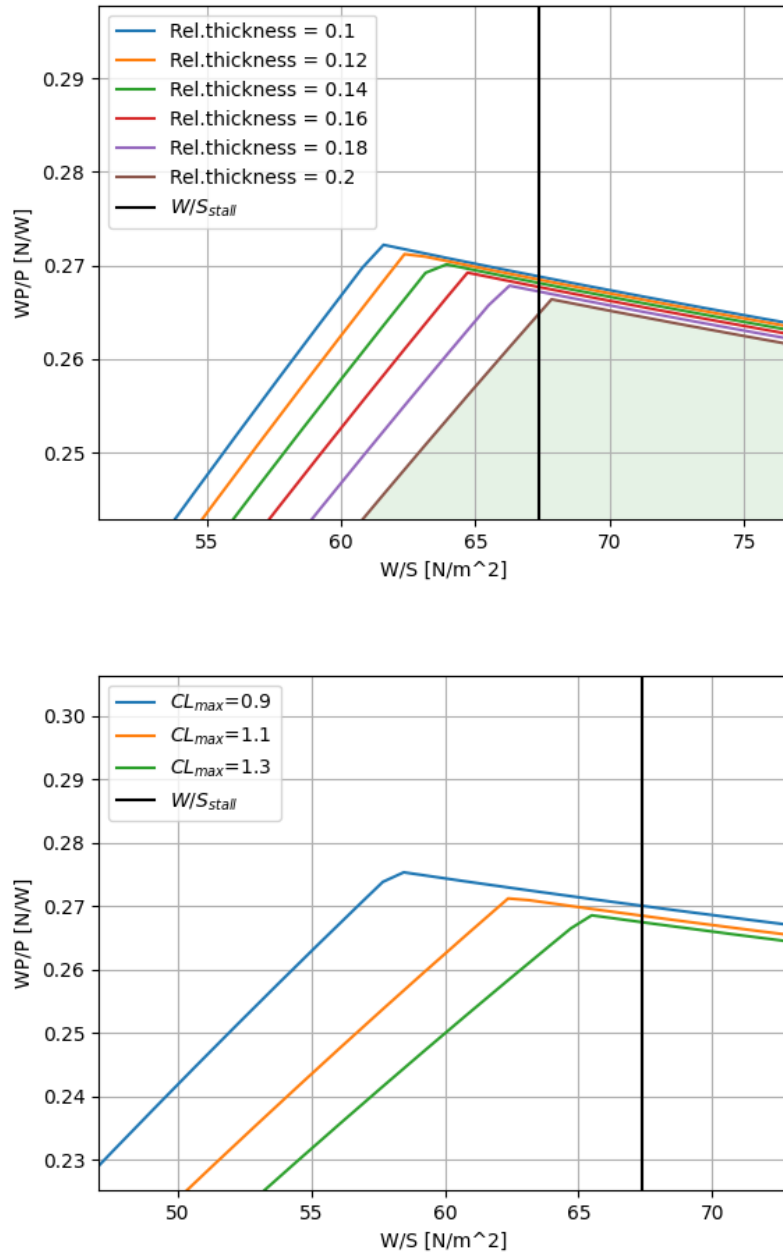
Predložene vizualizacije mogu značajno doprinijeti odabiru projektne točke letjelice kako bi se osigurala maksimalna učinkovitost, a numerički alati poput optimizacijskih algoritama omogućuju automatizirani izbor optimalne projektne točke. To znači da se može prikazati niz drugih metrika i vizualnih prikaza koji još više mogu suziti izbor optimalne točke, pri čemu se mogu direktno uspoređivati glavni parametri letjelice poput njene površine, ukupne mase, mase baterije, maksimalne snage i mnoge druge. Stoga će se nakon opisa procedure za procjenu mase sustava prikazati mogućnosti dodatnih vizualnih prikaza i mjera kvaliteta odabira projektne točke.



Slika 3.12: Minimalno opterećenje snagom za a) različite propelere i b) različite motore



Slika 3.13: Minimalno opterećenje snagom za a) različite kuteve strijele i b) različita suženja



Slika 3.14: Minimalno opterećenje snagom za a) različite relativne debljine aeroprofila i b) različite maksimalne koeficijente uzgona

4 Procjena mase letjelice i baterijskog sustava

Procjena mase zrakoplova u konceptualnoj fazi projektiranja jedan je od velikih izazova koji je posebno naglašen kod procjene zrakoplova pogonjenih električnom energijom zbog dinamike baterijskog sustava. Tradicionalno se masa praznog zrakoplova procjenjuje prema podacima o sličnim zrakoplovima, a nedostatak tih podataka, kao i različitost tehnologija njihove izrade uzrokuju poteškoće pri procjeni mase malih bespilotnih letjelica. Zbog toga će se u nastavku opisati način procjene mase baterijskog paketa koji povezuje zbačajke letjelice s jednadžbama baterijskih sustava.

Ukupna masa letjelice može se podijeliti na komponente:

- masa praznog zrakoplova W_{empty}
- masa korisnog tereta $W_{payload}$
- masa baterijskog sustava W_{bat}

4.1. Masa praznog zrakoplova

Masa praznog zrakoplova može se podijeliti još i na masu pogonskog sustava (motor i propeler), masu oplata, masu konstrukcije, individualne mase elektroničkih podsustava poput autopilota, navigacijskog sustava i telemetrije. No u konceptualnoj fazi vrlo teško je procijeniti mase individualnih komponenti bez određivanja partikularne komponente, zbog čega se sve spomenuto stavlja pod masu praznog zrakoplova, a u kasnijim iteracijama letjelice mogu se uvesti odabrane komponente za još bolju procjenu ukupne mase. Stoga je ukupna masa letjelice u matematičkom obliku:

$$W_{tot} = W_{empty} + W_{payload} + W_{bat} \quad (4.1)$$

Prema [5] procjena mase malih bespilotnih letjelica konfiguracije letećih krila može se napraviti uz pretpostavku ovisnosti mase praznog zrakoplova o referentnoj površini krila:

$$W_{empty} = \rho_{empty} S \quad (4.2)$$

Član ρ_{empty} predstavlja masu praznog zrakoplova po referentnoj površini krila, a određuje se iz sličnih letjelica ili prethodnog iskustva proizvodnje i opremanja letjelica konfiguracije leteće krilo. Vrlo je teško pronaći univerzalni broj za ρ_{empty} jer svaka letjelica ima različitu opremu i različitu elektroniku. No može se procijeniti ρ_{empty_C} za samu konstrukciju letjelice, a posebno $\rho_{empty_{EL}}$ za elektroniku letjelice. Temeljem iskustva proizvodnje prethodnih letjelica i usporedbom s dostupnim informacijama o sličnim letjelicama poput onih koje nude proizvođači C-Astral i Wingtra mogu se odrediti vrijednosti mase konstrukcije izrađene od CFRP-a (*eng. Carbon Fibre Reinforced Plastics*) po površini krila, ovisno o kvaliteti i načinu proizvodnje:

- $\rho_{empty_{CL}} = 2,550 \text{ kg/m}^2$
- $\rho_{empty_{CM}} = 2,325 \text{ kg/m}^2$
- $\rho_{empty_{CH}} = 2,025 \text{ kg/m}^2$

gdje se $\rho_{empty_{CL}}$ odnosi na konstrukciju proizvedenu ručnom laminacijom bez vakuumske tehnologije, pri čemu se pretpostavlja volumni udio vlakana od 35 %, $\rho_{empty_{CM}}$ na proizvodnju vakuumskom tehnologijom bez infuzije gdje se pretpostavlja volumni udio vlakana od 40% te $\rho_{empty_{CH}}$ koji pretpostavlja proizvodnju vakuumskom infuzijom smole s udiom vlakana od 50 %.

Procjena mase elektronike po površini krila može se podijeliti prema tipu i namjeni korištenog električnog sustava:

- $\rho_{empty_{ELL}} = 0.5 \text{ kg/m}^2$

- $\rho_{empty_{ELM}} = 1.085 \text{ kg/m}^2$

gdje se parametar $\rho_{empty_{ELL}}$ odnosi na primarnu elektroniku na letjelici kao što su pogonski motor, regulator brzine istosmjernog elektromotora (*eng. ESC - Electronic Speed Controller*), dva servo motora za otklon krilaca te jednostavno ožičenje. S druge strane $\rho_{empty_{ELM}}$ predstavlja nešto složeniji sustav koji sadrži sve krucijalne elemente elektronike, uz sustav za prikupljanje i slanje podataka o letu (telemetrija), autopilotski sustav, baziran na autopilotu CUBE i ADS-B pločici, koji se sastoji od malog računala, žiroskopa i nosive ploče za interakciju s ostalim sensorima i motorima na letjelici, i konačno navigacijskog sustava te BEC (*eng. Battery Elimination Circuit*) modula. Spomenuti složeniji sustav elektronike vrlo je čest kod poluautonomnih i autonomnih letećih krila, što je i razlog zašto se upravo za takvu kombinaciju elektronike napravila procjena mase. U slučaju korištenja dodatne elektronike koja nije univerzalna za sva leteća krila, poput dodatnih računala, sustava specifičnih za misiju ili senzora poput elektro-optičkih i multispektralnih kamera, ona se može dodati kao korisni teret specificirajući masu individualne komponente.

4.2. Masa baterijskog sustava

4.2.1. Dimenzioniranje baterije s ciljem maksimizacije istrajnosti leta

Masa baterijskog sustava može se izraziti kao omjer energije baterije i gustoće energije:

$$m_{bat} = \frac{E_{bat}}{\rho_{bat}} \quad (4.3)$$

Prema zakonu očuvanja energije, promjena snage mora biti jednaka promjeni ukupne energije baterije tijekom leta:

$$\frac{dE_{bat}}{dt} = - \frac{\left(\frac{P_{R_{min}}}{\eta_M \eta_P} + P_{others} \right)}{\eta_{discharge}} \quad (4.4)$$

U prethodnoj jednadžbi $P_{R_{min}}$ odnosi se na minimalnu potrebnu snagu za let u modu

krstarenja, dok P_{others} podrazumijeva dodatne utroške snage, što se može odnositi na dodatne radnje tijekom leta, poput polijetanja i slijetanja za što je praksa uzeti 10 % ukupne snage ili snaga koju je potrebno trošiti na opremu kao što su računala ili senzori. Kod malih bespilotnih letjelica do 5 kg maksimalne poletne mase dodatni troškovi snage uslijed dodatne opreme kreću se i do 40 %, ovisno o vrsti opreme i računala na letjelici. Imajući na umu prethodnu procjenu omjera mase elektronike i površine krila za dva slučaja korištene opreme, ima smisla prikazati i tipične iznose P_{others} u odnosu na ukupnu potrebnu snagu letjelice:

- $P_{ELL} = 10 \% P_{Rmin}$, dodatna snaga zbog servo motora i ESC-a
- $P_{ELM} = 25 \% P_{Rmin}$, dodatna snaga zbog autopilota, navigacijskog sustava, telemetrije i BEC modula
- $P_{payload} = 5 - 30 \% P_{Rmin}$, dodatna snaga zbog korisnog tereta

Bitno je naglasiti da se postotak dodatne snage uslijed opreme smanjuje s povećanjem ukupne mase letjelice zbog COTS komponenti (*eng. Commercial Of The Shelf*) koje dolaze u malom broju varijacija u smislu dimenzija, mogućnosti i mase pa je učinkovitije koristiti istu opremu na većoj letjelici. Također, dodatna snaga koju troši korisni teret, poput elektro-optičkih i multispektralnih kamera kreće se od 5 do 30 %, ovisno o namjeni i kvaliteti opreme. Imajući na umu podatak o dodatnom trošku snage uslijed osnovne opreme i faza polijetanja i slijetanja, odnos između energije baterije i potrebne snage može se zapisati:

$$-E_{bat} f_{DoD} = -\frac{(1.2 + P_{others}/P_{Rmin})P_{RMin} T_{cruise}}{\eta_M \eta_P \eta_{discharge}} \quad (4.5)$$

Jednadžba 4.5 izmijenjena je u odnosu na originalnu [5] u smislu povećanja dodatnih izvora potrošnje snage s 10 % na 20 % gdje f_{DoD} označava stopu pražnjenja baterije koja predstavlja postotak ispražnjenog kapaciteta u odnosu na ukupni kapacitet baterije, a T_{cruise} trajanje leta u modu krstarenja. Povezujući jednadžbu 4.5 i 4.3, težina baterije u ovisnosti o trajanju leta može se izraziti kao:

$$W_{bat} = \frac{(1.2 + P_{others}/P_{Rmin})P_{RMin} T_{cruise}}{\eta_M \eta_P \eta_{discharge} f_{DoD} \rho_{bat}} \quad (4.6)$$

pri čemu je minimalna snaga $P_{R_{min}}$ za uvjete maksimizacije trajanja leta u slučaju kada je omjer $\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$ maksimalan:

$$P_{R_{MIN}} = \sqrt{\frac{2W_{tot}^3}{\rho_\infty S_{ref}}} \left\{ \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right\}_{MAX} = \sqrt{\frac{2W_{Tot}^3}{\rho_\infty S_{ref}}} \left\{ \frac{C_L^{3/2}}{C_{D_0} + KC_L^2} \right\}_{MAX} \quad (4.7)$$

Konačno, može se izraziti težina baterije za uvjete maksimalnog trajanja leta:

$$W_{bat} = T_{Endurance} \left(\frac{P_{others} + 1.2 \sqrt{\frac{2W_{tot}^3}{\rho_\infty S}} \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{3}{KC_{D_0}^{1/3}} \right)^{3/4} - 1 \right\}}{\eta_M \eta_P f_{DoD} \eta_{discharge} \rho_{bat}} \right) \quad (4.8)$$

gdje je $T_{endurance}$ istrajnost leta.

4.2.2. Dimenzioniranje baterije s ciljem maksimizacije doleta

Dolet za električne zrakoplove maksimalan je kada je potrebni potisak $T_{R_{min}}$ minimalan. Promjena energije baterije po prijednom putu tada je:

$$\frac{dE_{bat}}{ds} = -\frac{T_{R_{min}}}{\eta_M \eta_P \eta_{discharge}} = -\frac{W_{tot} \sqrt{4C_{D_0} K}}{\eta_M \eta_{pr} \eta_{discharge}} \quad (4.9)$$

Ukupna varijacija energije baterije i doleta od početka do završetka leta može se izraziti kao:

$$\int_{E_{bat_0}}^{E_{bat_1}} dE_B = -\frac{W_{tot} \sqrt{4C_{D_0} K}}{\eta_M \eta_P \eta_{discharge}} \int_{R_0}^{R_1} dS \quad (4.10)$$

gdje varijabla R predstavlja dolet, odnosno ukupno prijeđeni put, a desna strana jednadžbe može se još izraziti kao:

$$-\frac{W_{tot} \sqrt{4C_{D_0} K}}{\eta_M \eta_P \eta_{discharge}} \int_{R_0}^{R_1} dS = -\left(\frac{W_{tot}}{\eta_M \eta_P \eta_{discharge}} \sqrt{4C_{D_0} K} \right) R \quad (4.11)$$

iz čega se kombinirajući s 4.3 može jednostavno izraziti maseni udio baterije u ukupnoj masi letjelice:

$$\frac{W_{\text{bat}}}{W_{\text{tot}}} = BR = \left(\frac{R\sqrt{4C_{D_0}K}}{\eta_M \eta_P \eta_{\text{discharge}} \rho_{\text{bat}}} \right) \quad (4.12)$$

4.3. Procjena ukupne mase zrakoplova za specifični korisni teret i istrajnost leta

Nakon definiranja procjene mase svih segmenata električnog zrakoplova moguće je prikazati ukupnu masu zrakoplova. U ovom slučaju prikazat će se ukupna masa zrakoplova za slučaj specifičnog korisnog tereta i potrebne istrajnosti leta, što je vrlo čest slučaj u praksi za misije koje zahtijevaju mogućnost dugotrajnog leta te nadgledanje velikog terena sa sensorima za prikupljanje podataka, najčešće vizualnih. Primjer takvih misija su analize poljoprivrednih površina, mapiranje terena i nadgledanje prometa. Iz jednadžbi 4.1, 4.3 i 4.8 može se zapisati konačni izraz za masu letjelice:

$$W_{\text{tot}} = (\rho_{\text{empty}} + \rho_{EL})S + W_{\text{payload}} + T_{\text{Endurance}} \left(\frac{P_{\text{payload}} + 1.2\sqrt{\frac{2W_{\text{tot}}^3}{\rho_{\infty}S}} \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{3}{KC_{D_0}^{1/3}} \right)^{3/4} - 1 \right\}}{\eta_M \eta_P f_{D_0} \eta_{\text{discharge}} \rho_{\text{bat}}} \right) \quad (4.13)$$

koji se zatim može prilagoditi za procjenu ukupne težine letjelice u ovisnosti o potrebnoj istrajnosti leta, težini prazne letjelice po površini krila, opterećenju krila i korisnom teretu:

$$W_{\text{tot}} = \frac{W_{\text{payload}}}{1 - \frac{\rho_{\text{empty}} + \rho_{EL}}{W/S} - T_{\text{Endurance}} \left(\frac{P_{\text{payload}} + 1.2\sqrt{\frac{2W_{\text{tot}}^3}{\rho_{\infty}S}} \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{3}{KC_{D_0}^{1/3}} \right)^{3/4} - 1 \right\}}{\eta_M \eta_P f_{D_0} \eta_{\text{discharge}} \rho_{\text{bat}}} \right)} \quad (4.14)$$

4.4. Procjena ukupne mase zrakoplova za specifični korisni teret i dolet

U drugom slučaju promatra se tip misije u kojoj je potrebno prevesti specifični teret na određenu udaljenost. To je primjerice relevantno za zrakoplove koji se koriste za dostavu tereta na specifičnu lokaciju, poput dostave medicinskih potrepština kao što su lijekovi ili krv. Ukupna težina sustava može se procijeniti slično kao i za uvjet maksimizacije istrajnosti leta koristeći jednadžbe 4.1, 4.3 i 4.12:

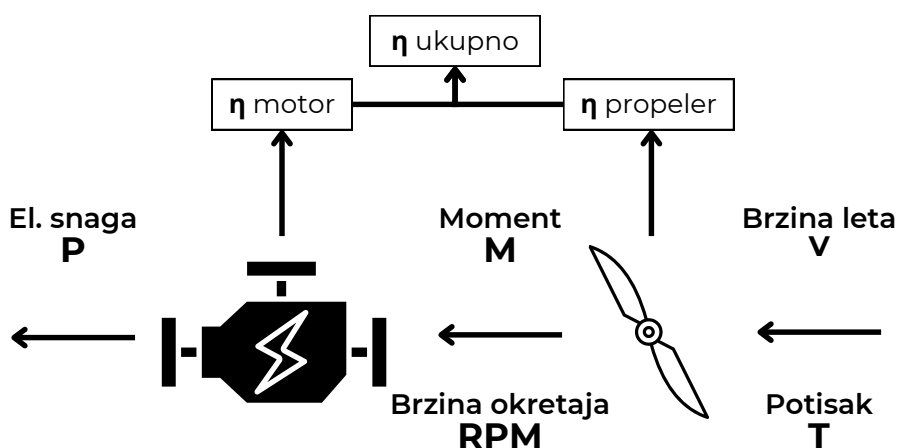
$$W_{tot} = (\rho_{empty} + \rho_{EL})S + W_{payload} + BRW_{tot} \quad (4.15)$$

Nakon sređivanja izraza može se prikazati ukupna težina baterije u ovisnosti o potrebnom doletu, težini prazne letjelice po površini krila, opterećenju krila i korisnom teretu:

$$W_{tot} = \frac{W_{payload}}{1 - \frac{\rho_{empty} + \rho_{EL}}{W/S} - \frac{R_{max} \sqrt{4C_{D0} K}}{\eta_M \eta_P \eta_{discharge} \rho_{bat}}} \quad (4.16)$$

5 Odabir pogonskog sustava

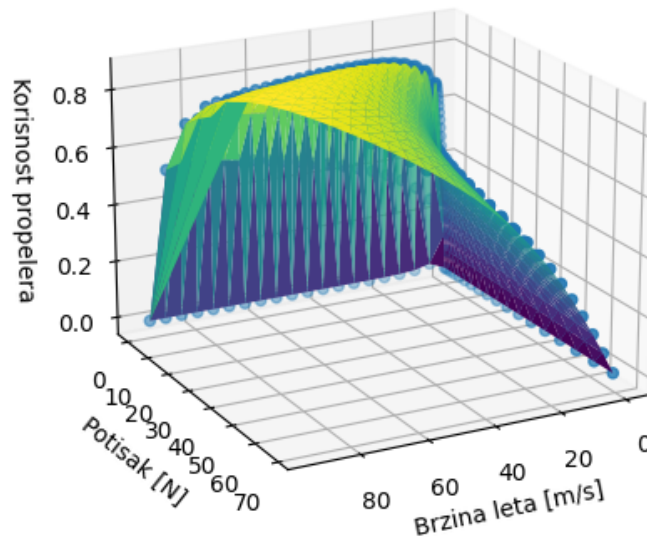
Tijekom postupka procjene mase relevantna veličina za proračune bila je opterećenje krila $\frac{W}{S}$, dok će kod odabira pogonskog sustava relevantna veličina biti $\frac{W}{P}$. Iz procijenjene mase koristeći prethodno opisane postupke, vrlo jednostavno može se izraziti vrijednost maksimalno potrebne snage P_{max} . No kako letjelica ipak u 90 % vremena leti u nominalnim uvjetima krstarenja, gdje je opterećenje snagom između 70 i 80 %, nije optimalno odabirati propeler i motor prema maksimalnoj snazi, već snazi krstarenja P_{cruise} koja se jednostavno može odrediti iz matching dijagrama. Treba još i napomenuti kako se odabir pogonskog sustava ne može gledati individualno kao izbor propelera, a zatim motora, već upravo najbolja kombinacija dvije komponente. U nastavku će se opisati postupak odabira propelera i motora, a shema postupka opisana je slikom 5.1.



Slika 5.1: Shema odabira pogonskog sustava

5.1. Odabir propelera

Izbor propelera, ali i matematičko modeliranje iznimno je kompleksan zadatak pri čemu se najčešće koristi teorija elementarnog kraka [11] i teorija diska [12]. No modeli, iako su kompleksni, ne obuhvaćaju cijelu fiziku propelera zbog čega rezultati procjena propelera mogu značajno odstupati, a ako se implementiraju kroz numeričke alate poput računalne dinamike fluida, mogu biti iznimno vremenski zahtjevni. Drugi način izbora propelera, uz odgovarajući elektromotor, je uspoređivati tablice proizvođača propelera ili motora koji nude informacije o rezultatima testiranja određene kombinacije pogonskih elemenata. Takav pristup nudi bolje rezultate, ali su vrlo ograničeni jer su u praksi dostupni rezultati eksperimenata samo nekoliko kombinacija motora i propelera. Stoga se u ovoj projektnoj proceduri koristi trodimenzionalna kriging interpolacija nad dostupnim eksperimentalnim [13] [14] i simulacijskim podacima koje nudi proizvođač propelera APC. Vizualni prikaz podataka za 341 propeler prikazuje slika 5.2.



Slika 5.2: Ovisnost potiska, brzine leta i učinkovitosti propelera za 341 propeler

Kao mjera dobrote odabira propelera i varijabla koja se predviđa koristi se korisnost propelera η_P , a nezavisne varijable su brzina leta V i potisak kojeg propeler treba generirati T_R . Potrebno je naglasiti kako je korištena normalizacija podataka s ciljem boljeg predviđanja. Iako se zrakoplov optimizira za režim krstarenja, što znači da će se ulazni parametri brzine i potiska odnositi na brzinu krstarenja V_{cruise} i potisak pri krstarenju $T_{R_{cruise}}$, propeler mora moći ostvariti i potrebni potisak pri maksimalnom opterećenju snagom, uz razumnu vrijednost ukupne korisnosti pogonskog sustava. Zbog toga se interpolacija radi za dva slučaja leta - krstarenja i maksimalnog opterećenja, što je najčešće polijetanje, a odabire se onaj propeler koji ima najveću kombinaciju korisnosti u normalnom režimu leta i maksimalnom opterećenju, pri čemu korisnost normalnog režima ima težinu od 0.8, a maksimalnog opterećenja 0.2. Iz dobivene korisnosti propelera odabire se maksimalno učinkovit propeler, a za njega se ponovno provodi trodimenzionalna kriging interpolacija pri čemu je sada zavisna varijabla moment na propeler, a nezavisne varijable su ponovno brzina leta i potrebni potisak. Iz dobivenih veličina jednostavno se može izraziti i brzina okretaja propelera:

$$n_{prop} = \frac{P_{MEH}}{2\pi Q} \quad (5.1)$$

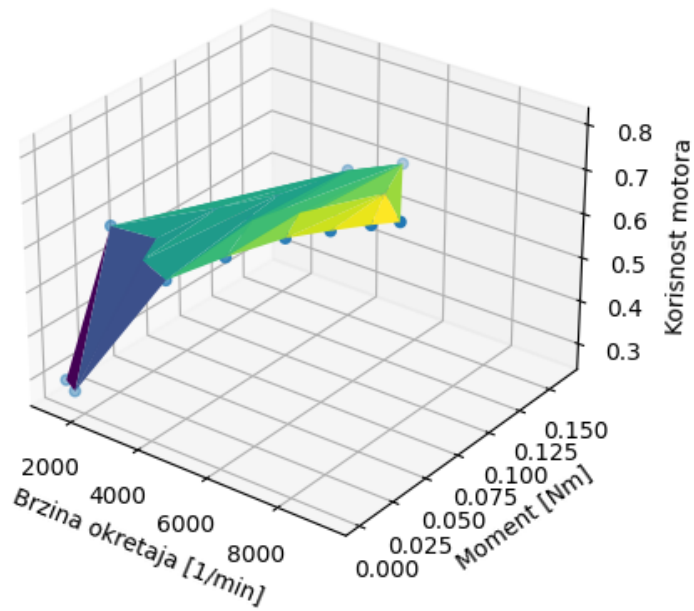
gdje je P_{MEH} mehanička snaga koja se treba dovoditi motoru, a Q je moment na propeleru.

5.2. Odabir motora

Po uzoru na propeler odabire se i motor, pri čemu se vrši interpolacija nad eksperimentalno dostupnim podacima i podacima testiranja proizvođača motora malih bespilotnih letjelica poput *T-motor*, *SunnySky*, *Maxon*, *Turnigy* i drugih. Bitno je naglasiti da za motore ne postoji uređena baza podataka iz koje je jednostavno preuzimati podatke, zbog čega je baza motora u ovom trenutku ograničena na samo 25 komada, pri čemu su se uzimali motori koji imaju minimalno 40 eksperimentalnih mjerenja. Po uzoru na propeler, kao mjera dobrote izbora motora i zavisna varijabla koristi se korisnost motora η_M , a nezavisne varijable su brzina okretaja n_{prop} i moment na vratilo motora, odnosno moment na propeleru T dobiveni iz prethodnog postupka odabira propelera. I ovdje se koristila normalizacija podataka za bolje predviđanje. Prikaz eksperimentalnih poda-

taka, točnije ovisnosti momenta na vratilo, brzine okretaja i učinkovitosti motora dan je slikom 5.3. Po završetku interpolacije podataka motora, računa se ukupna učinkovitost pogonskog sustava i odabire se ona kombinacija propelera i motora čiji je umnožak korisnosti propelera i korisnosti motora najveći:

$$\eta_{tot} = \eta_P \eta_M \quad (5.2)$$



Slika 5.3: Ovisnost momenta na vratilo, brzine okretaja i učinkovitosti motora za 25 motora

6 | Optimizacijski problemi predložene projektne pro- cedure

U sklopu ovog rada optimizacija se koristi za izbor projektne točke i generiranje geometrije letjelice, a u nastavku će se opisati optimizacijski problem.

6.1. Optimizacija projektne točke

Optimizacija projektne točke može imati različite ciljeve, ovisno o tipu letjelice i pristupu projektiranja. Najčešće se radi o cilju maksimizacije istrajnosti leta ili doleta, ali mogući su i ciljevi poput maksimizacija mase korisnog tereta . Optimizacijske varijable su opterećenje krila $\frac{W}{S}$, opterećenje snagom $\frac{W}{P}$ i vitkost AR , dok su ograničenja optimizacije prikazana tablicom [6.1](#).

Tablica 6.1: Korištena ograničenja tijekom optimizacije projektne točke

res_1	$\frac{W}{S} > 0$	opterećenje krila veće od 0
res_2	$\frac{W}{S} \leq \frac{W}{S_{stall}}$	opterećenje krila manje ili jednako opterećenju krila za slom uzgona
res_3	$\frac{W}{P} > 0$	opterećenje snagom veće od 0
res_4	$\frac{W}{P} \leq \frac{W}{P_{min}}$	opterećenje snagom manje ili jednako minimalno potrebnom opterećenju
res_5	$S_{ref} > 0$	referentna površina krila veća od 0
res_6	$V_{potrebno} \leq V_{dostupno}$	volumen svih komponenti manji od dostupnog volumena
res_7	$b > 0$	raspon krila veći od 0
res_8	$b \leq b_{limit}$	raspon krila manji ili jednak maksimalno dopuštenom rasponu
res_9	$AR > 0$	vitkost krila veća od 0

6.2. Optimizacija geometrije

Nakon izbora projektne točke i izračuna glavnih parametra letjelice slijedi stvaranje novog optimizacijskog okruženja namijenjenog optimizaciji geometrije letjelice. Unutar ovog optimizacijskog problema ciljevi su maksimizacija omjera CL/CD u slučaju letjelice projektirane za maksimalni dolet te maksimizacija omjera CL^3/CD^2 u slučaju letjelice projektirane za maksimalnu istrajnost leta. Kao funkcija za izračun vrijednosti funkcije cilja koristi se VLM metoda implementirana u biblioteci *aerosandbox* [15] te se i ovdje koristi linearni MUMPS solver. Potrebno je naglasiti kako se i optimizacija geometrije može provesti u dva koraka, gdje se u prvoj optimizaciji optimizira oblik krila, bez geometrijskog uvijanja, a u drugoj geometrijsko uvijanje na određenom obliku. U slučaju optimizacije oblika krila, optimizacijske varijable su koordinate prednjeg brida u smjeru osi x, koordinate u smjeru osi z, odnosno visine prednjeg brida sekcija i dužine tetiva sekcija. Kod optimizacije geometrijskog uvijanja krila dodatna varijabla je i kut geometrijskog uvijanja. Razlog podjele je čisto sa stajališta ubrzanja optimizacijskog postupka, bez značajnog smanjenja učinkovitosti konačne geometrije. Korištena optimizacijska ograničenja prikazana su tablicom 6.2.

Tablica 6.2: Korištena ograničenja tijekom optimizacije geometrije

res_1	$c > 0$	duljina tetive veća od 0
res_2	$S_{ref} = const.$	fiksna vrijednost površine krila
res_3	$z \geq 0$	z-koordinata veća ili jednaka 0
res_4	$z \leq const.$	z-koordinata manja ili jednaka 15 % raspona krila
res_5	$t_{c_{max}} c > const.$	maksimalna debljina svake sekcije mora biti veća od 10 mm
res_6	$\Lambda_{c/4} \leq const.$	kut strijele 1/4 tetive mora biti manji ili jednak 35°
res_7	$x(NP) < 0.5C_R$	neutralna točka na prednjoj polovici korijenske tetive
res_8	$x(C_R) = 0$	x-koordinata prednjeg brida korijenske tetive je 0
res_9	$V_{1/3b} \geq \frac{1}{3}V_{tot}$	volumen na prvoj trećini raspona jednak ili veći od trećine ukupnog volumena
res_{10}	$\forall i, 1 \leq i < n,$ $C[i] - C[i - 1] < 0$	duljina tetive mora biti padajuća funkcija
res_{11}	$\forall i, 1 \leq i < n,$ $z[i] - z[i - 1] \geq 0$	z-koordinata smije samo rasti
res_{12}	$\forall i, 1 \leq i < n,$ $\gamma_{TE}[i] - \gamma_{TE}[i - 1] \geq 0$	kut izlaznog brida smije samo rasti
res_{13}	$\theta > -2,5^\circ$	kut uvijanja veći od $-2,5^\circ$
res_{14}	$\theta < 2^\circ$	kut uvijanja manji od 2°
res_{15}	$C_{m_\alpha} < 0$	gradijent momenta propinjanja manji od 0
res_{16}	$C_{n_\beta} > 0$	gradijent momenta skretanja veći od 0

Ograničenje res_1 osigurava da duljina tetive ne bude negativna, res_2 fiksira površinu krila određenu tijekom izbora projektne točke, res_3 i res_4 uvode ograničenja za z-koordinate sekcija gdje se osigurava pozitivna vrijednost, ali i limitira visina na neku fiksnu vrijednost, koja je uglavnom do 15% dopuštenog raspona krila. Ograničenje res_5 osigurava da svaka sekcija krila unutar svoje površine može smjestiti ramenjaču određenog promjera, res_6 ograničava kut strijele, res_7 osigurava da neutralna točka bude smještena na prvoj polovici korijenske tetive radi jednostavnosti smještaja komponenti, a res_8 osigurava da je ishodište u nosu letjelice. Ograničenje res_{10} osigurava dovoljan volumen u središnjem dijelu letjelice kako bi se upravo u njega mogla smjestiti

većina opreme, a ograničenja res_{10} , res_{11} i res_{12} odnose se na promjene duljine tetive, z-koordinate i kut izlaznog brida kojima se osigurava fluidnost geometrije. Ograničenja res_{13} i res_{14} limitiraju iznose kuta uvijanja iz praktičnih razloga. Konačno, res_{15} i res_{16} osiguravaju uzdužnu statičku stabilnost i stabilnost po pravcu letjelice. Prilikom praktičnog korištenja, vrijednosti gradijenta momenta propinjanja i momenta skretanja zadaju se kao vrijednosti ipak različite od nule kako bi se udaljilo od neutralnog područja te se utjecalo i na dinamičku stabilnost letjelice. Nakon izračuna optimalnih geometrijskih parametara procedura izbora projektne točke i optimizacije geometrije se ponavlja dok razlika između ulaznih i izlaznih parametara procedure ne postane manja od zahtjevane točnosti.

7 Implementacija projek- tne procedure u Pythonu

7.1. Opis programa

Prethodno opisana projektna procedura implementirana je u programskom jeziku Python, pri čemu su korištene i slijedeće Python biblioteke:

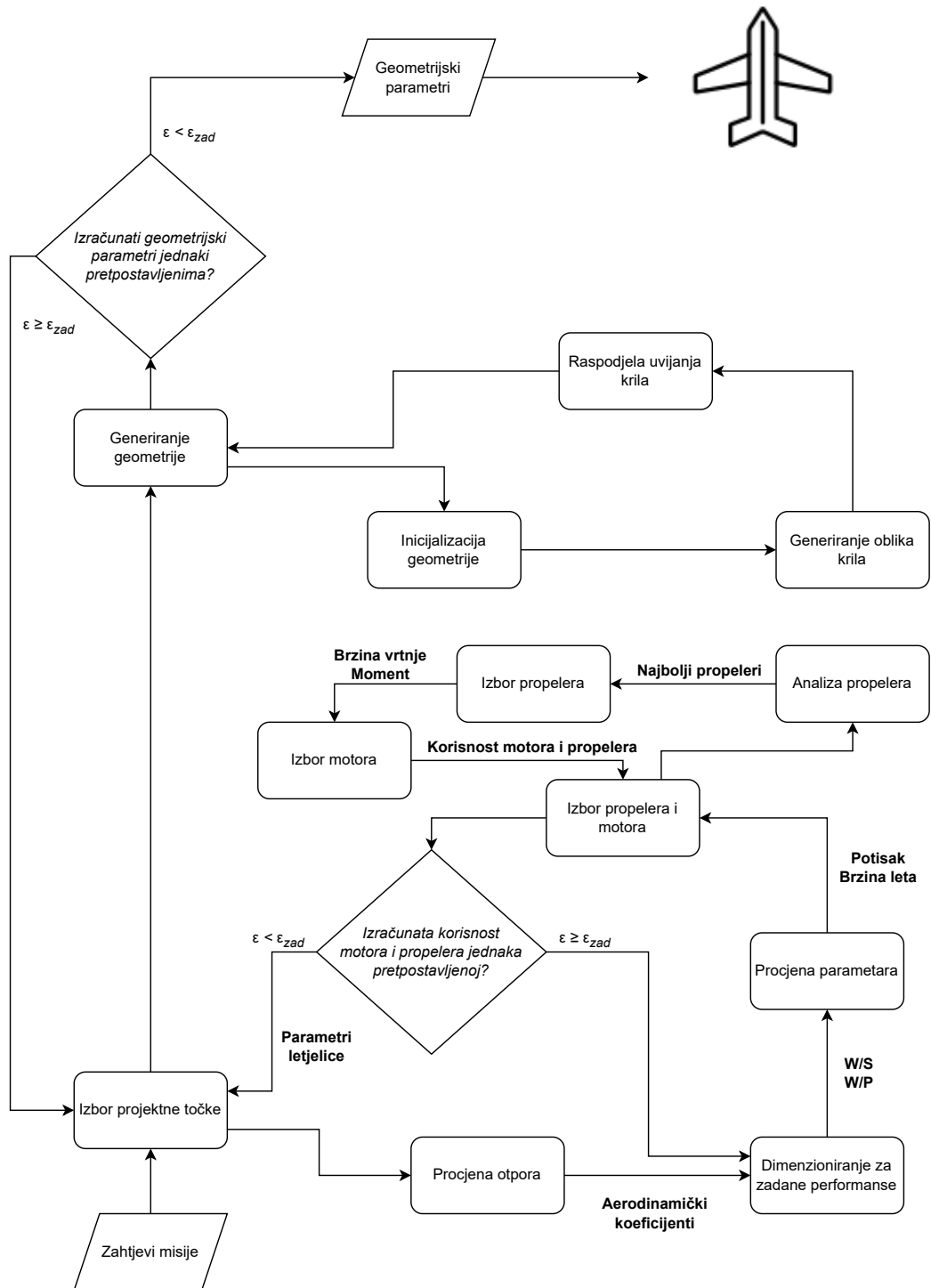
- *numpy* [16] - biblioteka za rukovanje matricama
- *pandas* [17] - biblioteka za rukovanje strukturiranim podacima
- *aerosandbox* - biblioteka za aerodinamičku analizu i geometriju letjelice
- *casadi* - biblioteka za optimizaciju
- *pykrige* [18] - biblioteka za kriging interpolaciju

Program je zamišljen kao zasebna Python biblioteka koja se sastoji od modula. Popis modula i njihov opis nalaze se u tablici 7.1. Unutar biblioteke nalaze se i datoteke koje služe kao baze podataka o aeroprofilima, motorima, baterijskim ćelijama, propelerima i korisnim teretima u obliku senzora. Glavna skripta pokreće se u *jupyter* bilježnici [19] radi bolje preglednosti i veće razine manipulacije programa.

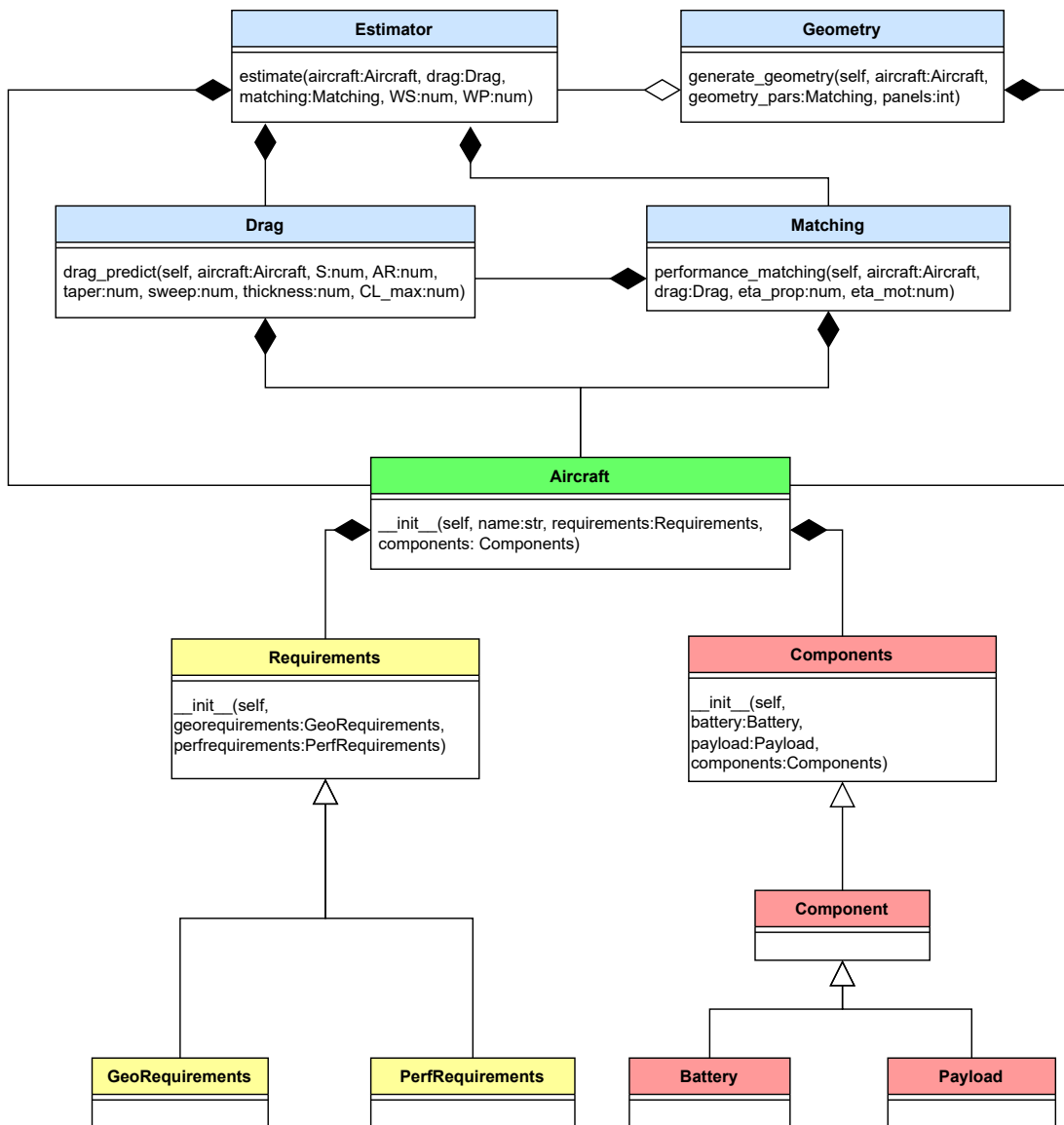
Tablica 7.1: Moduli programa

aircraft.py	Opis konceptualnog projekta električne letjelice
requirements.py	Opis i funkcije zahtjeva na letjelicu
atmosphere.py	Funkcije za procijenu atmosferskih parametara
battery.py	Definicija baterijskog paketa
drag.py	Funkcije za procjenu otpora
generate.py	Funkcije za automatizaciju postupka projektiranja i optimizaciju
geometry.py	Funkcije za generiranje i optimizaciju geometrije
payload.py	Definicija korisnog tereta i komponenti
matching.py	Funkcije za dimenzioniranje prema zadanim performansama
support.py	Pomoćne funkcije
propeller.py	Funkcije za izbor propelera
motor.py	Funkcije za izbor motora
estimate.py	Funkcije proračun glavnih parametara

Programska procedura prikazana je dijagramom 7.1, a osnovne klase su prikazane dijagramom 7.2. Postupak započinje stvaranjem objekta zahtjeva koji mogu biti geometrijski (*GeoRequirements*) ili sa stajališta performansi (*PerfRequirements*). Geometrijskim zahtjevima mogu se ograničiti raspon krila, duljina korijenske tetive i površina, dok su zahtjevi performansi već ranije objašnjeni. S druge strane stvaraju se objekti komponenata poput baterijskog paketa (*Battery*), korisnog tereta (*Payload*) i drugih (*Component*). Kod baterije je moguće odabrati postojeću ćeliju iz dostupne baze podataka ili definirati gustoću snage baterijske ćelije te informacije poput mase i volumena. To se može definirati i indirektno, koristeći napon i kapacitet baterije, uz podatke o masi i volumenu. Korisni teret definira se masom i volumenom korisnog tereta, a opcionalno i snagom, dok se elektroničke komponente definiraju i s masom, volumenom i snagom. Ako je korisni teret elektro-optička ili multispektralna kamera, moguće je i odabrati jedan od senzora u bazi podataka. Svi zahtjevi i sve komponente stavljaju se unutar novih objekata *Requirements* i *Components* te se pomoću njih stvara objekt *Aircraft* koji opisuje konceptualni projekt električne letjelice. Nakon kreiranja objekta *Aircraft* poziva se funkcija *generate* kojoj je ulaz objekt *Aircraft*, a izlaz su u konačnici geometrija letjelice i glavni parametri letjelice.



Slika 7.1: Dijagram toka programa



Slika 7.2: Dijagram klasa

Funkcija *generate* započinje stvaranjem optimizacijskog okruženja koristeći biblioteku *casadi* i definiranjem optimizacijskih varijabli, a kasnije ograničenja i cilja. Zatim se stvara objekt *Drag* i poziva funkcija *drag_predict* kojoj su ulazni parametri objekt *Aircraft*, maksimalni koeficijent uzgona i geometrijski parametri letjelice, a izlazni aerodinamički koeficijenti. Otpor se procjenjuje koristeći metodu procjene otpora zbrajanjem otpora oblika i otpora trenja. Novi objekt *Matching* i metoda *performance_matching* kao ulaz uzimaju objekt *Drag*, *Aircraft* i vrijednosti korisnosti motora i propelera te računaju potrebna opterećenja snagom za svaki zahtjev na performanse i mogu generirati matching dijagram. Zatim se odabire parametar opterećenja krila i opterećenja snagom te se stvara objekt *Estimator*. Metoda *estimate* na ulazu uzima objekte *Aircraft*, *Drag* i *Matching*, uz odabrane parametre opterećenja krila i snagom te ovisno o odabranoj tehnologiji proizvodnje i cilju optimizacije računa masu baterijskog sustava, ukupnu masu letjelice, dolet, istrajnost leta, potrebnu snagu i potrebni potisak za normalni i kritični režim leta i druge.

S poznavanjem potrebnih potisaka i relevantnih brzina poziva se funkcija *prop_evaluation* koja koristeći *pandas* funkcije učitava podatke o propelerima iz baze podataka te koristeći funkciju kriging interpolacije iz biblioteke *pykrige* određuje korisnost u normalnom i kritičnom režimu rada za svaki propeler. Odabire se 5 propelera s najvećom kombinacijom korisnosti te se za njih uz funkciju *prop_select* određuju podaci poput momenta i brzine vrtnje koji su ujedno i ulazni parametri za funkciju *motor_select*. S tom funkcijom određuje se korisnost motora, ali i podaci o električnoj snazi te jakosti električne struje. Konačno, promatra se ukupna korisnost kombinacije propelera i motora te se odabire najbolji. Po završetku izbora propelera postupak izbora projektne točke se ponavlja dok razlika između ulaznih i izlaznih parametara pogonskog sustava bude manja od dopuštene vrijednosti. Po izboru projektne točke i geometrijskih parametara unutar optimizacijske petlje, započinje se postupak generiranja i optimizacije geometrije koristeći metodu objekta *Geometry*. Zapis geometrije prati AVL (*eng. Athena Vortex Lattice*) [20] format implementiran unutar biblioteke *aerosandbox*. Na početku postupka potrebno je odrediti gustoću panela i raspon krila te se pokreće optimizacijsko okruženje. Po završetku optimizacije parametri poput oplahivane površine, suženja krila i kuta strijele ponovno se unose u funkciju za procjenu otpora te se postupak iterativno ponavlja dok razlika između pretpostavljenih i izračunatih veličina nije zadovoljena.

7.2. AVL format zapisa geometrije zrakoplova

U prethodno opisanoj funkciji spomenut je zapis geometrije u AVL formatu koji je razvijen u sklopu istoimenog softvera za aerodinamičku analizu i analizu dinamike leta te se kao takav koristi unutar programa za optimizaciju geometrije koristeći biblioteku *aerosandbox*. Biblioteka *aerosandbox* razvijena je kao alat za potporu projektiranju i analizama letjelice i njenih podsustava. Ona obuhvaća funkcije za zapis geometrije, aerodinamičke analize, proračune čvrstoće, optimizaciju i druge. AVL format zapisa omogućuje definiranje geometrije trupa, krila, repa i upravljačkih površina letjelice, a u kontekstu letećeg krila, relevantan je upravo zapis krila koje se definira dvodimenzionalnim presjecima i povezivanjem susjednih presjeka čime se stvaraju trodimenzionalne sekcije. Svaki presjek ima lokalni koordinatni sustav gdje ishodište predstavlja prednji brid aeroprofila, kojeg je potrebno definirati za svaki presjek. Unutar ovog programa i *aerosandbox* biblioteke nalazi se baza aeroprofila i točaka koje ih opisuju pa je moguć jednostavan izbor aeroprofila.

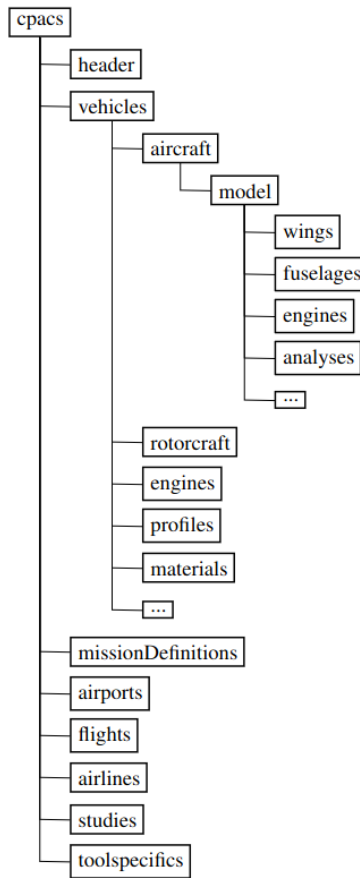
Krilo se definira stvaranjem objekta krila unutar kojeg se određuje prvo broj sekcija, a unutar svake sekcije definira se ishodište lokalnog koordinatnog sustava, odnosno lokaciju prednjeg brida. Zatim se unosi duljina tetive presjeka, definira se aeroprofil te je moguće definirati i kut uvijanja, kut dihedrala, ali i upravljačke površine koji imaju vlastiti zapis. Po završetku definiranja krila, stvara se novi objekt letjelice kojeg čine svi segmenti letjelice poput trupa, repa i krila, no u ovom slučaju letjelica je ekvivalentna objektu krila.

7.3. CPACS format zapisa geometrije zrakoplova

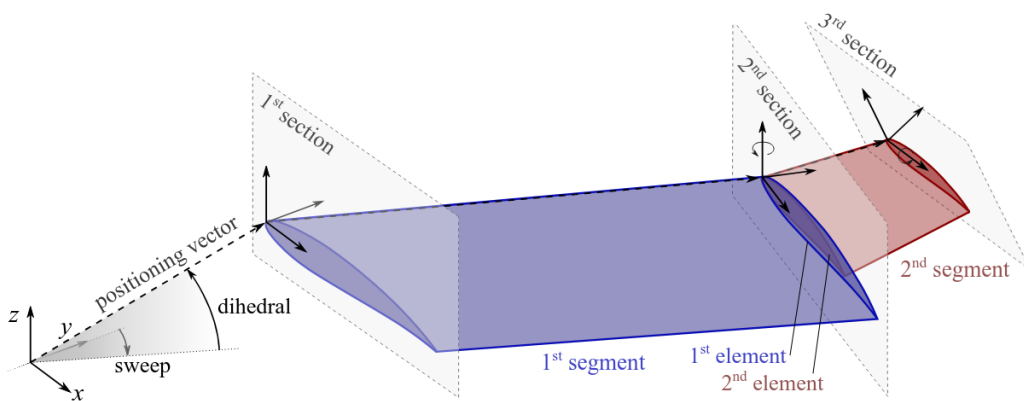
CPACS (*eng. Common Parametric Aircraft Configuration Schema*) je otvoreni format zapisa podataka koji se koristi u zrakoplovnoj industriji za razmjenu i integraciju informacija o geometriji zrakoplova i rezultatima analiza. Takav zapis omogućuje detaljan i strukturiran prikaz dijelova zrakoplova i podsustava koji olakšava kolaboraciju tijekom procesa projektiranja zrakoplova. Jedan od glavnih prednosti takvog zapisa je razmjena podataka neovisno o korištenom softveru, bilo da se radi o CAD programima ili programima za numeričke analize čvrstoće i aerodinamike. U srži, CPACS zapis ko-

risti XML format, koji je također otvoreni format i globalno prihvaćeni format u IT industriji. Prednost XML formata je upravo standardiziran način za zapis podataka poput geometrije zrakoplova, čime se osigurava konzistencija i neovisnost o platformi. Korištenje XML zapisa omogućuje i razdvajanje strukture podataka od samog sadržaja unutar datoteke, gdje su struktura i pravila uređeni u posebnoj XSD (*XML Schema Definition*) datoteci. Prikaz strukture CPACS-a dan je slikom 7.3. Iz prikaza je jasno da se radi o hijerarhijskoj strukturi s pristupom odozgo prema dolje, koji je proizašao iz različitih faza projektiranja zrakoplova gdje je razina detalja najmanja tijekom konceptualnog projektiranja, a u kasnijim fazama se povećava.

Konkretno, CPACS pruža mogućnost zapisa niza informacija o samom zrakoplovu, poput geometrijskih parametara trupa, krila, repa i kontrolnih površina, ali i sustava i arhitektura poput hidraulike, motora, elektronike i drugih. Jedna od najvećih prednosti je mogućnost parametarskog zapisa koji omogućuje korisniku veliku razinu manipulacije geometrije i ostalih varijabli, poput promjene raspona krila, duljine trupa i karakteristika motora. CPACS se primarno koristi u komercijalnoj i generalnoj avijaciji, ali metodologija je primjenjiva i na bespilotne letjelice, zbog čega je u kontekstu olakšavanja i ubrzavanja projektne procedure bespilotnih letjelica vrlo zanimljiv. U ovom radu CPACS zapis će se koristiti samo za geometrijski zapis letjelice, a kako se radi o letjelicama konfiguracije leteće krilo, to podrazumijeva parametarski zapis krila. Prikaz geometrije krila u CPACS formatu nalazi se na slici 7.4. Prema CPACS-u, krilo se sastoji od minimalno dvije sekcije, a njegov položaj u prostoru može se odrediti koristeći vektor položaja u prostoru definirajući njegovu duljinu, kut strijele i kut dihedrala, ali i koristeći transformaciju sekcije poput translacije, rotacije i skaliranja. Svaka sekcija sadrži elemente koji se koriste za određivanje lokacije aeroprofila sekcije. I elementi se zatim mogu transformirati kroz translaciju, rotaciju i skaliranje. Konačno segment krila je definiran nakon povezivanja dvije sekcije, pri čemu se krivulja koja ih povezuje također može definirati. Kod krila složenije geometrije može se koristiti pristup s definiranjem krivulje ili korištenjem većeg broja sekcija, što je slučaj u ovom radu.



Slika 7.3: Hijerarhijska struktura CPACS formata [21]



Slika 7.4: Prikaz geometrije krila u CPACS-u [21]

Za vizualni prikaz CPACS podataka može se koristiti geometrijska biblioteka TiGL [22], razvijena isključivo za prikaz parametarskog zapisa geometrije letjelica. Unutar biblioteke nalaze se funkcije koje omogućuju interakciju i integraciju geometrije s drugim alatima. S druge strane postoji CPACS Creator [23], grafičko sučelje za manipulaciju CPACS datoteka koji je baziran na TiGL biblioteci, ali proširen s mogućnosti uređivanja CPACS datoteka radi lakšeg i intuitivnijeg korištenja CPACS zapisa.

8 Primjena predložene projektne procedure za konceptualno projektiranje malih bespilotnih letjelica s električnim pogonom

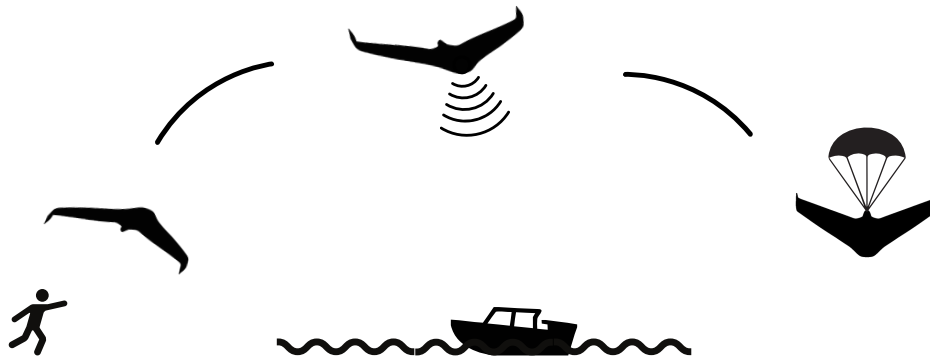
U ovom poglavlju primijenit će se projektna procedura na primjeru dvije letjelice. Prva letjelica bit će projektirana za specifični korisni teret i specifičnu istrajnost leta, dok će druga letjelica biti projektirana s ciljem maksimizacije doleta, pri specifičnom teretu. Za svaku letjelicu primijenit će se prethodno opisana procedura izrađena u programskom okruženju *Python*, pri čemu će se za prvu letjelicu detaljno opisati postupak kao da se projektna procedura provodi manualno, dok će druga letjelica biti u potpunosti projektirana automatski.

8.1. Letjelica projektirana za specifični korisni teret i istrajnost leta

8.1.1. Opis misije

Kao primjer letjelice sa specifičnim korisnim teretom i traženu istrajnost leta uzima se letjelica za nadzor mora u priobalnim područjima. Takve letjelice mogu se koristiti za nadzor pomorskog prometa i nadzor brodova koji uplovljavaju u luke. Kako je cilj uočavanje plovni objekata, letjelica treba biti opremljena elektro-optičkim i termalnim senzorom kako bi misija bila moguća i u dnevnim i noćnim uvjetima. Letjelica ima

ograničenje raspona krila na 1,5 m zbog prenosivosti, polijeće izbacivanjem iz ruke, a slijeće padobranskim sustavom. Shema misije ovakve letjelice prikazana je slikom 8.1.



Slika 8.1: Prikaz misije letjelice za nadzor mora

Zahtjevi na performanse ove letjelice su:

- $V_{stall} = 10 \text{ m/s}$
- $h_{ac} = 500 \text{ m}$
- $h_{cruise} = 200 \text{ m}$
- $V_{max} = 25 \text{ m/s}$
- $T_{max} = 3 \text{ h}$
- $R_{min} = 50 \text{ m}$

U ovom slučaju let je poluautomatiziran, gdje operater može unaprijed odrediti rutu kretanja zrakoplova, a jedina ručna radnja je tijekom faze polijetanja prilikom izbacivanja letjelice iz ruke. Zbog toga nema specifičnih zahtjeva za duljinu staze polijetanja. Pretpostavljamo da se letjelica proizvodi vakuuskom tehnologijom, bez infuzije smolom, a korištena oprema je veće razine složenosti:

- $\rho_{empty_{CM}} = 2,325 \text{ kg/m}^2$
- $\rho_{empty_{ELM}} = 1,085 \text{ kg/m}^2$

Kao korisni teret odabire se sustav elektro-optičke i termalne kamere s gimbalom *NextVision DragonEye2* čije su specifikacije dane tablicom 8.1. Odabrano je da će kamera s gimbalom biti uvlačiva, što znači da treba uzeti u obzir i volumen kamere kojeg treba osigurati kada je kamera unutar oplata krila.

Tablica 8.1: Osnovne specifikacije kamere *NextVision DragonEye2*

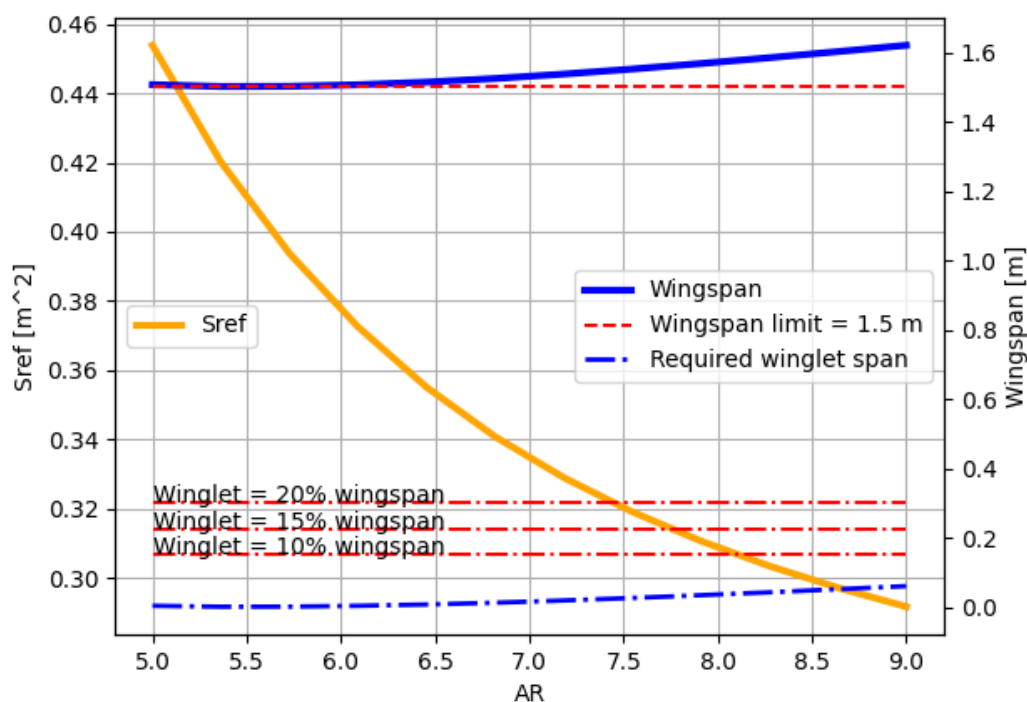
Dimenzije	59 mm x 43 mm x 76 mm
Masa	160 g
Potrošnja snage	3,5 W

Kako je način slijetanja padobranom, padobranski sustav mase $m_{parachute}$ promatrat će se također kao korisni teret tijekom procjene mase letjelice. Odabrani padobranski sustav je *IFC-48-S* proizvođača *Fruity Chutes* mase 0,27 kg.

8.1.2. Inicijalni odabir projektne točke

Nakon definicije misije i izbora opreme, slijedi primjena projektne procedure objašnjena u prethodnom poglavlju. U prvom koraku može se procijeniti otpor te generirati matching dijagram i optimalna projektna točka za različite vrijednosti vitkosti krila, uz određenu gustoću snage baterijskog paketa. U ovom slučaju promatramo vitkosti između $AR = 5$ i $AR = 9$. Koristeći optimizaciju, moguće je direktno promatrati glavne parametre letjelice, a ne samo opterećenje krila i opterećenje snagom. Tako slika 8.2 pokazuje potrebni raspon krila, površinu, ali i potrebnu duljinu wingleta ovisno o vitkosti krila. Duljina wingleta određena je kao razlika između potrebnog raspona krila i granične vrijednosti. U slučaju letjelice koju promatramo potrebni raspon krila koji odgovara kombinaciji predviđene površine krila i vitkosti je veći od dopuštenog za cijeli raspon vrijednosti vitkosti. Iako naizgled niti jedna varijabla ne zadovoljava geometrijski uvjet maksimalnog raspona krila, korištenjem wingleta može se povećati efektivni raspon krila, a time i vitkost, pri čemu referentna površina krila ostaje ista. Na slici su još prikazane

i visine wingleta koje imaju vrijednost 10 %, 15 % i 20% graničnog raspona krila, kako bi se mogla odabrati razmjerna visina wingleta. U praksi wingleti najčešće ne prelaze 10 % duljine raspona krila zbog smanjene otpornosti na vjetar.



Slika 8.2: Odnosi raspona krila, duljine wingleta i površine krila ovisno o vitkosti

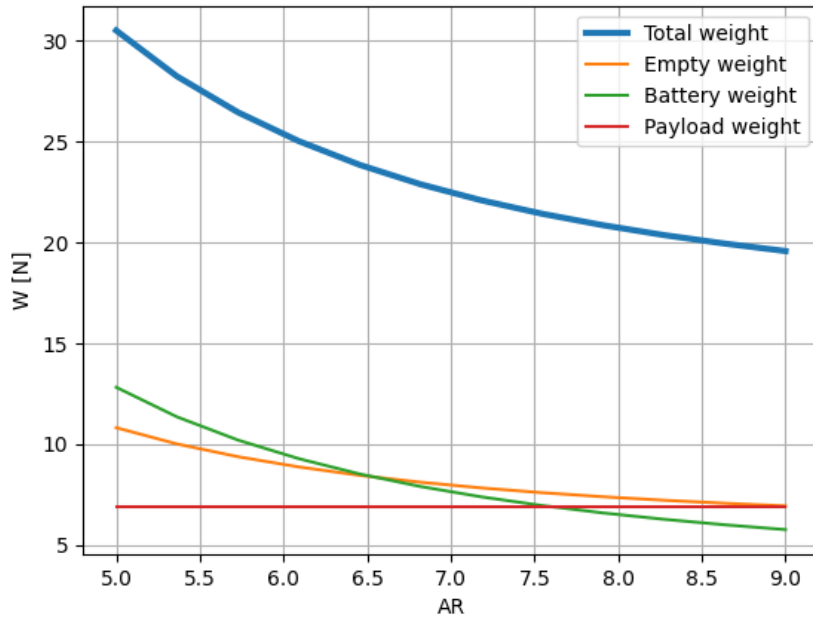
Nadalje, moguće je prikazati i vrijednosti ostalih glavnih parametara letjelice ovisno o vitkosti poput ukupne mase i mase pojedinih sustava 8.3 i potrebne snage 8.4. Očito je da korištenjem veće vitkosti smanjujemo ukupnu potrebnu snagu, ukupnu masu sustava i potrebnu površinu krila, ali kako bi se mogla odabrati vitkost krila potrebno je promatrati i kretanje volumena letjelice zbog volumena komponenti koje se moraju moći smjestiti unutar oplata krila. U ranim fazama projektiranja, bez poznavanja geometrije, volumen letjelice teško se može precizno odrediti, ali ovakvim pristupom projektiranja može se jednostavno i dovoljno precizno procijeniti volumen za odabrani aeroprofil. Ukupni volumen letjelice može se podijeliti na volumen elektronike, volumen konstrukcijskih elemenata i prazni volumen. Volumen elektronike odnosi se zapravo na efektivni volumen koji obuhvaća svu opremu na letjelici i korisni teret, a volumen konstrukcijskih

elemenata na volumene ramenjača, rebara, spojeva i ostalih konstrukcijskih elemenata. Promatrajući slične letjelice, može se zaključiti da 3/4 volumena letjelice čine konstrukcijski elementi i prazni volumen, a tek 1/4 volumena letjelice može se iskoristiti za smještaj komponenti. Za predloženu letjelicu i njenu opremu taj volumen mora iznositi oko 1,25 L, bez baterija, prema tablici 8.2. Prikazom 8.5 mogu se pratiti potrebni volumeni, a za projektiranu letjelicu i profil relativne maksimalne debljine 13 %, što odgovara aeroprofilu MH81, zaključuje se da je maksimalno dopušteni volumen jednak ukupnom volumenu elektronike za iznos vitkosti $AR = 6.5$

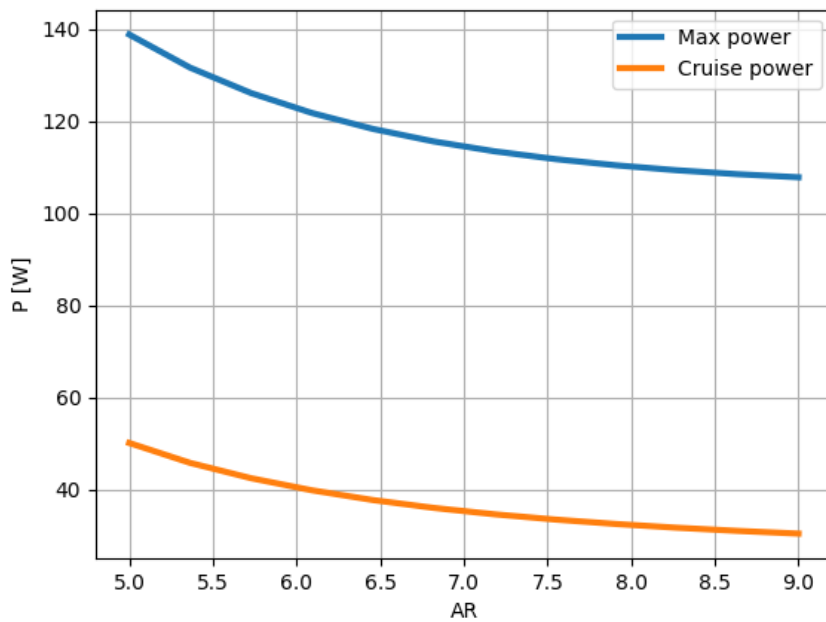
Tablica 8.2: Volumeni pojedinih komponenti

Komponenta	Dimenzije	Volumen
<i>IFC-48-S</i> padobranski sustav	$\phi 101.5 \times 152,4$ mm	0,75 L
<i>NextVision DragonEye2</i>	59 x 43 x 76 mm	0,193 L
<i>CUBE</i> autopilot	31 x 44,3 x 94,5 mm	0,129 L
<i>Here3</i> navigacijski sustav	76 x 76 x 16,6 mm	0,096 L
<i>Herelink Airunit</i> komunikacijski sustav	78,5 x 30 x 15 mm	0,035 L
Antene	105 x 30 x 10 mm	0,032 L
	Ukupno	1,235 L

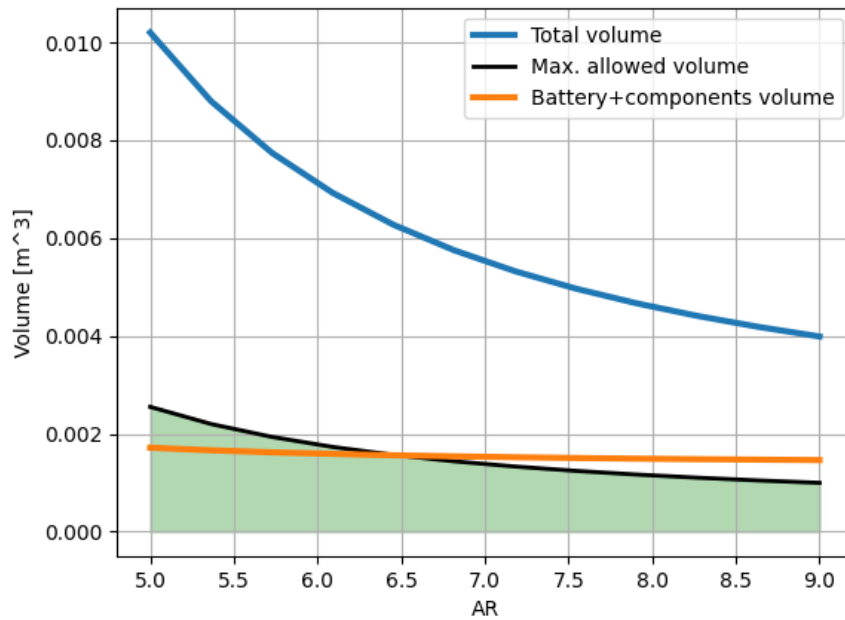
Za sada odabranu vitkost krila $AR = 6,5$ i pretpostavljeni baterijski paket gustoće snage 230 Wh/A, koji odgovara primjerice *Molicel INR-21700-P42A* ćelijama, možemo odrediti masu baterijskog paketa $m_{bat} = 0,83$ kg. Prema tehničkim specifikacijama masa pojedine ćelije iznosi 70 g, što znači da bi baterijski paket trebao sadržavati 11.85 ćelija što je, naravno, nemoguće. Stoga, u ovom slučaju, treba odabrati baterijski paket koji sadrži 12 ćelija i označava masu baterijskog sustava $m_{bat} = 0.84$ kg. Ovaj primjer govori o problemu diskretnosti baterijskog sustava za pojedine baterijske ćelije, gdje se gotovo uvijek pravi određena greška u postupku projektiranja. Kod odabira paketa za ovu letjelicu greška nije toliko velika, ali svakako utječe na smanjenje maksimalne učinkovitosti sustava. Greška bi se još više naglasila ako bi zbog nekog razloga, poput smještaja baterijskog paketa u letjelicu, bilo potrebno razdvojiti paket na dva dijela zbog potrebe parnog broja ćelija. Stoga treba odabrati onu točku koja ujedno odgovara i praktično mogućoj kombinaciji baterijskih ćelija, zbog čega je dobro promatrati prikazane krivulje i za različite ćelije.



Slika 8.3: Odnosi ukupne mase i mase podsustava u ovisnosti o vitkosti



Slika 8.4: Odnosi maksimalno potrebne snage i snage krstarenja u ovisnosti o vitkosti

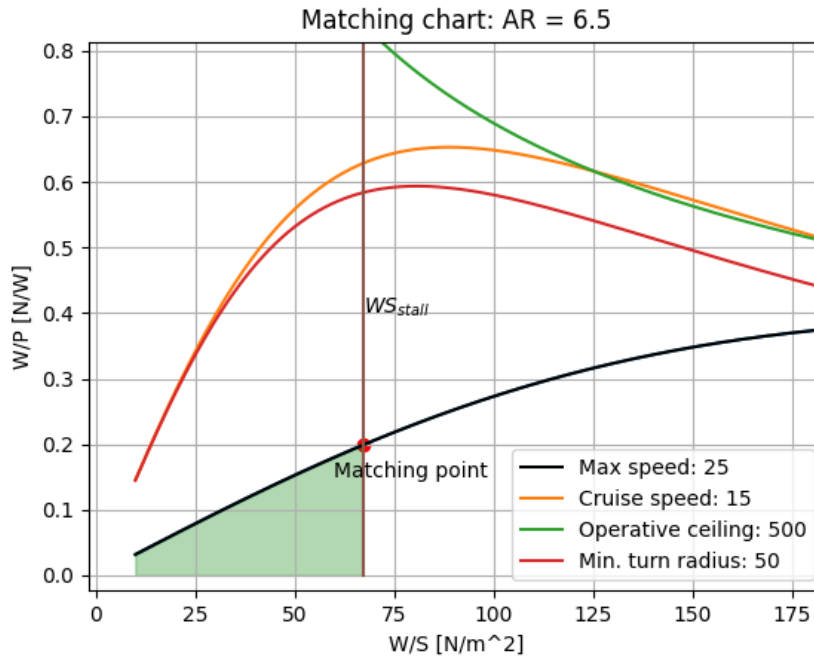


Slika 8.5: Odnosi volumena i vitkosti

Konačno, može se prikazati i matching dijagram 8.6 za odabrani slučaj s označenom projektnom točkom s kojom se odabiru glavni parametre letjelice i nastavlja projektiranje. U tablici 8.3 nalaze se glavni parametri letjelice nakon 1. iteracije, prije aerodinamičke analize i izbora propelera i motora.

Tablica 8.3: Glavni parametri letjelice nakon 1. iteracije

$W/S, N/m^2$	67.375
$W/P, N/W$	0.2
S_{ref}, m^2	0.346
m_{tot}, kg	2,371
m_{bat}, kg	0,840
P_{max}, W	116
P_{cruise}, W	37
AR	6,5



Slika 8.6: Matching dijagram letjelice za nadzor mora

8.1.3. Izbor propelera i motora

Nakon poznavanja potrebnog potiska u nominalnom i kritičnom režimu leta, moguće je odabrati optimalnu kombinaciju motora i propelera. Za slučaj promatrane letjelice potrebni potisak u nominalnom režimu za brzinu krstarenja $V_{cruise} = 15$ m/s je $T_{cruise} = 1.846$ N, a potrebni potisak u kritičnom režimu, za maksimalnu brzinu $V_{max} = 25$ m/s, iznosi $T_{max} = 3.485$ N. Koristeći postupak odabira propelera i motora pomoću kriging interpolacije dobiva se optimalni pogonski sustav kombinacije propelera *APC 16x12E* i motora *Maxon ECX 32 flat UAV*. Parametri pogonskog sustava prikazani su tablicama 8.4 i 8.5.

Tablica 8.4: Parametri pogonskog sustava za propeler APC 16x12E

Propeler	APC 16x12E
$\eta_{P_{nom}}$	0,722
$\eta_{P_{crit}}$	0,726
Q_{nom} , Nm	0.093
Q_{crit} , Nm	0.191
RPM_{nom} , 1/min	2848
RPM_{crit} , 1/min	4348

gdje su:

- $\eta_{P_{nom}}$ - korisnost propelera u normalnom režimu
- $\eta_{P_{crit}}$ - korisnost propelera u kritičnom režimu
- Q_{nom} - moment na vratilo u normalnom režimu
- Q_{crit} - moment na vratilo u kritičnom režimu
- RPM_{nom} - brzina okretaja u normalnom režimu
- RPM_{crit} - brzina okretaja u kritičnom režimu

Tablica 8.5: Parametri pogonskog sustava za motor Maxon ECX 32 flat UAV

Motor	Maxon ECX 32 flat UAV
$\eta_{M_{nom}}$	0,773
$\eta_{M_{crit}}$	0,749
$P_{M_{nom}}$, W	38,34
$P_{M_{crit}}$, W	119,96
$P_{ELM_{nom}}$, W	55,45
$P_{ELM_{crit}}$, W	160,13
I_{nom} , A	2,002
I_{crit} , A	7,21

gdje su:

- $\eta_{M_{nom}}$ - korisnost motora u normalnom režimu
- $\eta_{M_{crit}}$ - korisnost propelera u kritičnom režimu
- $P_{M_{nom}}$ - mehanička snaga motora u normalnom režimu
- $P_{M_{crit}}$ - mehanička snaga motora u kritičnom režimu
- $P_{ELM_{nom}}$ - električna snaga motora u normalnom režimu
- $P_{ELM_{crit}}$ - električna snaga motora u kritičnom režimu
- I_{nom} - jakost struje kojeg vuče motor u normalnom režimu
- I_{crit} - jakost struje kojeg vuče motor u kritičnom režimu

Usporedbom potrebnih iznosa mehaničke snage iz tablice 8.5 i procijenjene snage nakon 1. iteracije iz tablice 8.3 može se primijetiti da odabrana točka motora upravo odgovara zahtjevima letjelice, pri čemu je greška za normalni režim rada 3,9 %, a za kritični režim 3,3 %. Nadalje, iznos električne snage govori o podatku koliko snage je potrebno dovoditi motoru, odnosno za odabrani baterijski paket koliko motor vuče struje. Uviđom u specifikacije proizvođača za motor Maxon ECX 32 flat UAV zaključuje se da maksimalna jakost struje, u slučaju korištenja baterijskog paketa konfiguracije 6s2p, ne prelazi vrijednost struje od 7,41 A, koja odgovara maksimalnom kontinuiranom opterećenju motora. Stoga ova kombinacija propelera i motora zadovoljava sve uvjete za odabir. Nakon izbora pogonskog sustava za inicijalnu projektnu točku, nove vrijednosti korisnosti motora i propelera unose se u proračun za procjenu mase, a postupak se ponavlja sve dok je razlika između ulazne korisnosti propelera i motora i izlazne korisnosti minimalna. Finalna iteracija letjelice daje parametre u tablicama 8.6, 8.7 i 8.8.

Tablica 8.6: Projektna točka i parametri letjelice, prije optimizacije geometrije

$W/S, N/m^2$	67.375
$W/P, N/W$	0.202
S_{ref}, m^2	0.350
m_{tot}, kg	2,397
m_{bat}, kg	0,847
Tip ćelije	Molicel INR-21700-P42A
Broj ćelija	12
Konfiguracija baterijskog paketa	6s2p
P_{max}, W	116,48
P_{cruise}, W	37,60
AR	6,25

Tablica 8.7: Parametri uz propeler, prije optimizacije geometrije

Propeler	APC 16x12E
$\eta_{P_{nom}}$	0,733
$\eta_{P_{crit}}$	0,727
Q_{nom}, Nm	0.092
Q_{crit}, Nm	0.192
$RPM_{nom}, 1/min$	2840
$RPM_{crit}, 1/min$	4351

Tablica 8.8: Parametri uz motor, prije optimizacije geometrije

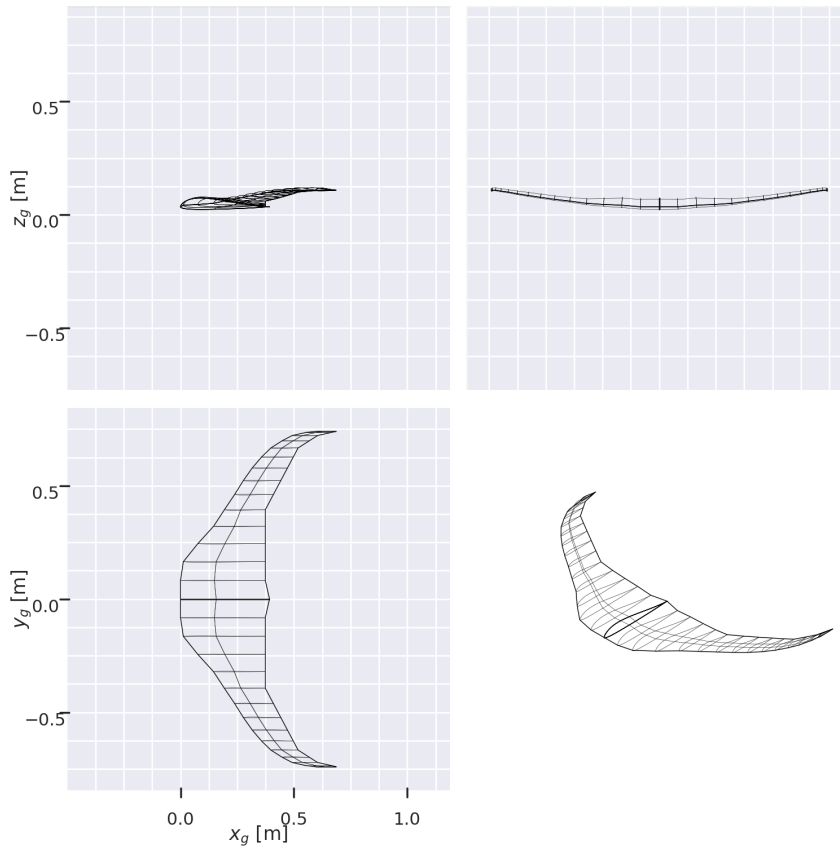
Motor	SunnySky V4006
$\eta_{M_{nom}}$	0,836
$\eta_{M_{crit}}$	0,874
$P_{M_{nom}}, W$	38,02
$P_{M_{crit}}, W$	126,53
$P_{ELM_{nom}}, W$	45,47
$P_{ELM_{crit}}, W$	137,61
I_{nom}, A	2,048
I_{crit}, A	6,199

8.1.4. Optimizacija geometrije letjelice

Nakon izbora projektne točke slijedi optimizacija geometrije. U ovom slučaju cilj optimizacije je maksimizirati istrajnost leta, odnosno omjer CL^3/CD^2 . Nakon definiranja varijabli, ograničenja i ciljeva optimizacije moguće je generirati optimalnu geometriju. Za letjelicu koja je tema ove projektne procedure optimalna geometrija za inicijalnu projektnu točku prikazana je slikom 8.7. Iz rezultata optimizacije moguće je odrediti suženje krila, maksimalnu relativnu debljinu aeroprofila, kut strijele, duljinu korijenske tetive i oplahivanu površinu kako bi se nove vrijednosti mogle prenijeti u novu iteraciju konceptualnog projektiranja. Vrijednosti projektnih varijabli optimalnog rješenja prve iteracije dane su tablicom 8.9.

Tablica 8.9: Geometrijski parametri 1. iteracije

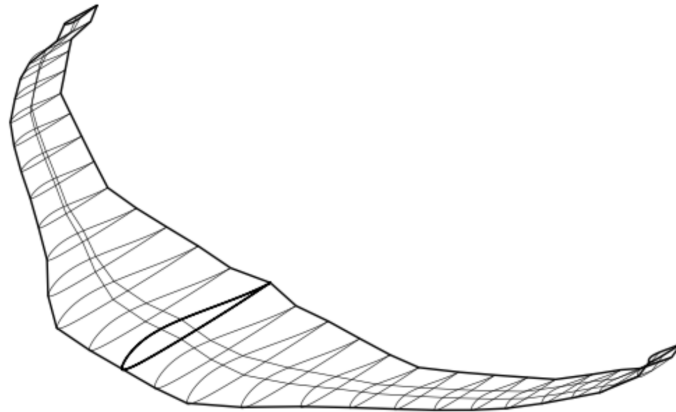
Aeroprofil	MH81
$t_{c_{max}}$	0,13
$\Lambda_{c/4}, ^\circ$	35
λ	0,228
C_R, m	0,389
S_{wet}, m^2	0,722



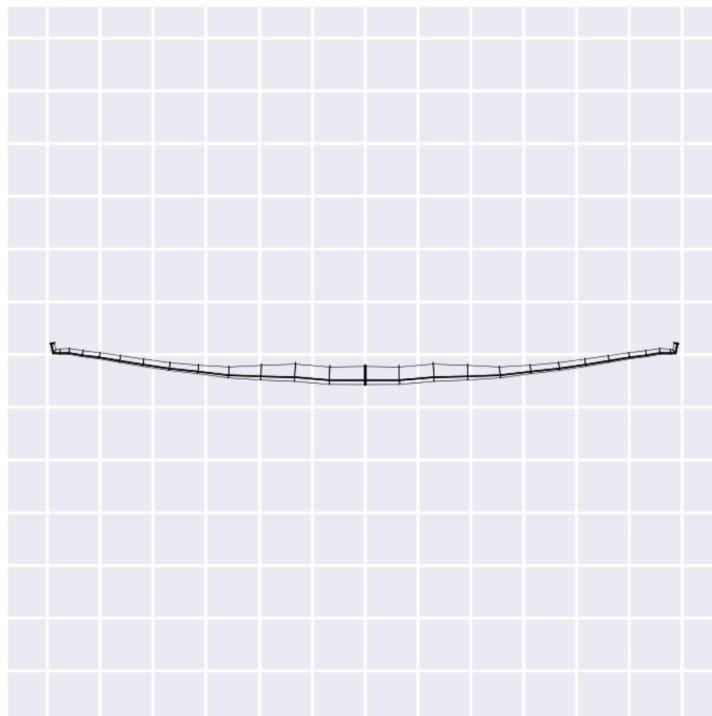
Slika 8.7: 3D prikaz optimizirane geometrije

8.1.5. Konačna geometrija

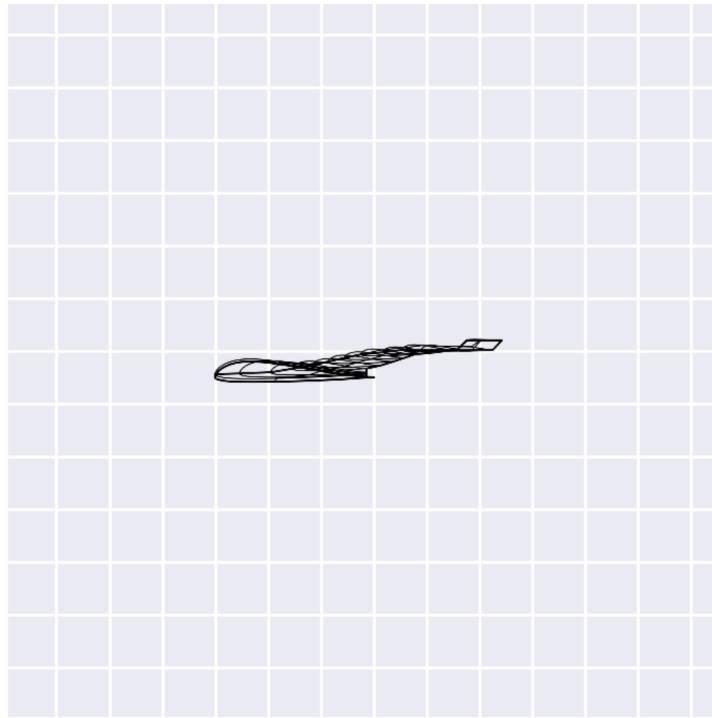
Na spomenuti način ponavlja se postupak projektiranja i optimizacije dok razlika između izlaznih i ulaznih parametara geometrije postane nepromijenjena. Konačna, optimalna geometrija letjelice na kraju projektiranja prikazana je slikama [8.8](#), [8.9](#), [8.10](#) i [8.11](#) i .



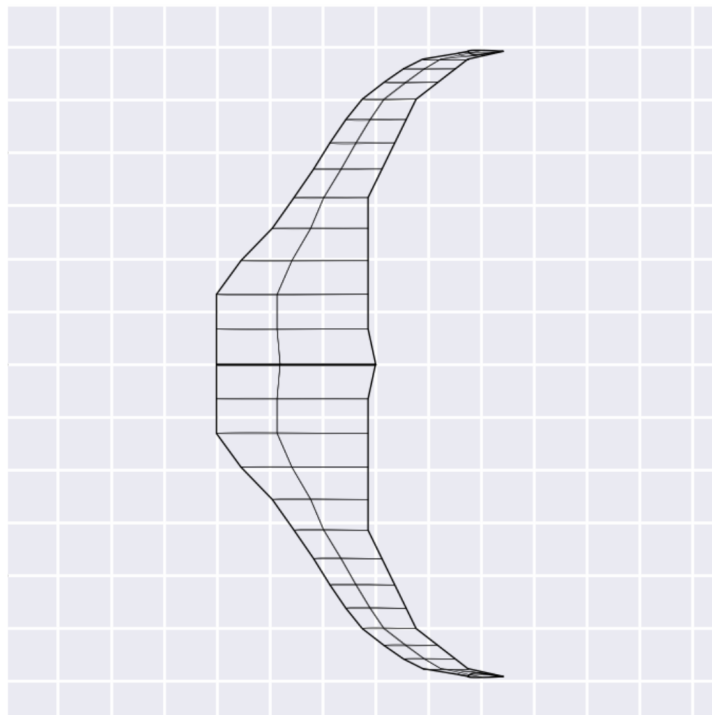
Slika 8.8: Izometrija optimizirane geometrije



Slika 8.9: Nacrt optimizirane geometrije



Slika 8.10: Bokocrt optimizirane geometrije



Slika 8.11: Tlocrt optimizirane geometrije

Tablica 8.10: Projektna točka i parametri letjelice, nakon optimizacije

$W/S, N/m^2$	67.375
$W/P, N/W$	0.248
S_{ref}, m^2	0.340
m_{tot}, kg	2,325
m_{bat}, kg	0,842
Tip ćelije	Molicel INR-21700-P42A
Broj ćelija	12
Konfiguracija baterijskog paketa	6s2p
P_{max}, Q	92,02
P_{cruise}, W	32,44
AR	6,15

Tablica 8.11: Geometrijski parametri letjelice, nakon optimizacije

Aeroprofil	MH81
$\Lambda_{c/4}, ^\circ$	35
λ	0,219
S_{wet}, m^2	0,707
C_R, m	0.389
$x(NP), m$	0,188
$x(CG)_{SM7}, m$	0,169

Tablica 8.12: Parametri uz propeler, nakon optimizacije

Propeler	APC 16x12E
$\eta_{P_{nom}}$	0,721
$\eta_{P_{crit}}$	0,727
Q_{nom}, Nm	0.084
Q_{crit}, Nm	0.166
$RPM_{nom}, 1/min$	2700
$RPM_{crit}, 1/min$	3978

Tablica 8.13: Parametri uz motor, nakon optimizacije

Motor	SunnySky V4006
$\eta_{M_{nom}}$	0,833
$\eta_{M_{crit}}$	0,888
$P_{M_{nom}}, W$	32,95
$P_{M_{crit}}, W$	95,13
$P_{ELM_{nom}}, W$	39,53
$P_{ELM_{crit}}, W$	107,17
I_{nom}, A	1,781
I_{crit}, A	4,827

Tablice 8.10, 8.18, 8.12 i 8.13 prikazuju konačne parametre letjelice, nakon optimizacije. Usporedbom s rezultatima prije optimizacije geometrije, očito je da se optimizacijom smanjila potrebna snaga za pogon letjelice. U ovoj optimizaciji vertikalna visina letjelice bila je limitirana na 15 % raspona krila, ali povećanjem visine wingleta geometrija bi se potencijalno mogla dodatno poboljšati. Konačno, geometrija se može prikazati u CPACS formatu te slika 8.12 prikazuje geometriju letjelice unutar programa TiGL Viewer.



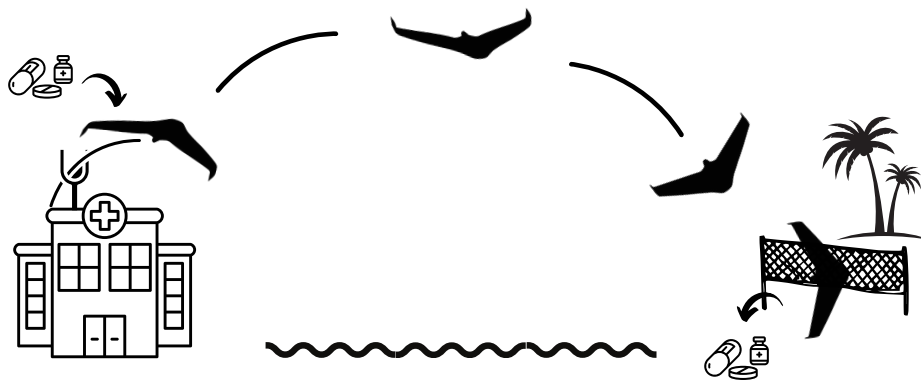
Slika 8.12: Prikaz geometrije u CPACS formatu u programu TiGL Viewer

8.2. Letjelica projektirana za specifični korisni teret, s ciljem maksimizacije doleta

U drugom slučaju promatra se letjelica sa specifičnim korisnim teretom, koja nema specifični zahtjev na dolet, već cilj maksimizacije doleta. Primjer takve letjelice u praksi je bespilotna letjelica za dostavu medicinskih potrepština, poput lijekova ili vrećica krvi, iz bolnice na udaljena mjesta poput otoka.

8.2.1. Opis misije

Po uzoru na zrakoplov za dostavu medicinske opreme u Africi *Zipline*, ova letjelica polijeće sustavom za izbacivanje, nalik prački, a slijeće u mrežu. Letjelica u ovom slučaju ima geometrijsko ograničenje duljine krila od 2 m, a korisni teret su lijekovi mase do 1 kg. Zbog načina slijetanja u mrežu, letjelica ne smije biti teža od 5 kg. Shema misije prikazana je slikom 8.13.



Slika 8.13: Prikaz misije letjelice za dostavu lijekova

Zahtjevi na performanse ove letjelice su:

- $V_{stall} = 13 \text{ m/s}$
- $h_{ac} = 1500 \text{ m/s}$

- $h_{cruise} = 300 \text{ m/s}$
- $V_{max} = 30 \text{ m/s}$

I kod ove letjelice let je poluautomatiziran te nema zahtjeve na polijetanje ili slijetanje. Pretpostavlja se da se letjelica proizvodi vakuumskom tehnologijom, uz infuziju smolom, a korištena oprema je veće razine složenosti:

- $\rho_{empty_{CH}} = 2,125 \text{ kg/m}^2$
- $\rho_{ELM} = 1,085 \text{ kg/m}^2$

Neka se pretpostavi da je volumen spremnika za teret 2 L, a volumeni korištene elektronike poput onih iz tablice 8.2, bez padobrana i kamere. To znači da efektivni volumen letjelice mora iznositi minimalno 2,3 L, ali za proračun će se uzimati potrebni volumen od 2,5 L.

8.2.2. Formulacija optimizacijskog problema

Procedura odabira projektne točke i geometrije letjelice slična je slučaju letjelice sa specifičnim korisnim teretom i istrajnosti leta, no u ovom slučaju cilj optimizacije je:

- maksimizacija C_L/C_D

jer direktno utječe na maksimalnu vrijednost doleta. Korištena ograničenja optimizacije u sklopu ove projektne procedure navedena su u prethodnom poglavlju, a kao dodatno ograničenje uvodi se maksimalno dopuštena vrijednost mase letjelice:

- $W_{tot} \leq 5 \text{ kg}$

8.2.3. Rezultati optimizacije

Prva iteracija, prije optimizacije geometrije letjelice i izbora pogonskog sustava daje rezultate projektiranja prikazane u tablici 8.14, a odgovarajući pogonski sustav za tu točku prikazan je tablicama 8.15 i 8.16. Gustoća snage baterijskog sustava pretpostavljena je da iznosi 226 Wh/kg .

Tablica 8.14: Projektna točka i parametri letjelice, prije optimizacije geometrije i izbora pogonskog sustava

$W/S, N/m^2$	81,67
$W/P, N/W$	0.134
S_{ref}, m^2	0.601
m_{tot}, kg	5
m_{bat}, kg	2,658
P_{max}, W	366,60
P_{cruise}, W	61,22
AR	6,65
$V_{cruise}, m/s$	17,64
T_{cruise}, N	2,483
T_{max}, N	6,874
$Range_{max}, km$	127
t_{Rmax}, h	2

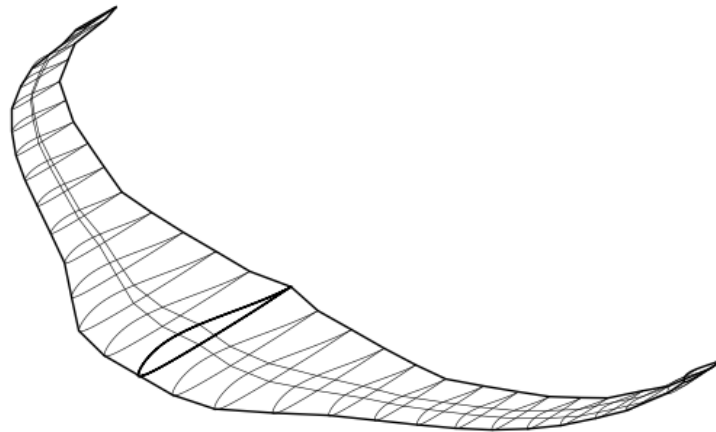
Tablica 8.15: Parametri uz propeler, prije optimizacije geometrije

Propeler	APC 14x14E
$\eta_{P_{nom}}$	0,736
$\eta_{P_{crit}}$	0,730
Q_{nom}, Nm	0.157
Q_{crit}, Nm	0.473
$RPM_{nom}, 1/min$	2664
$RPM_{crit}, 1/min$	5547

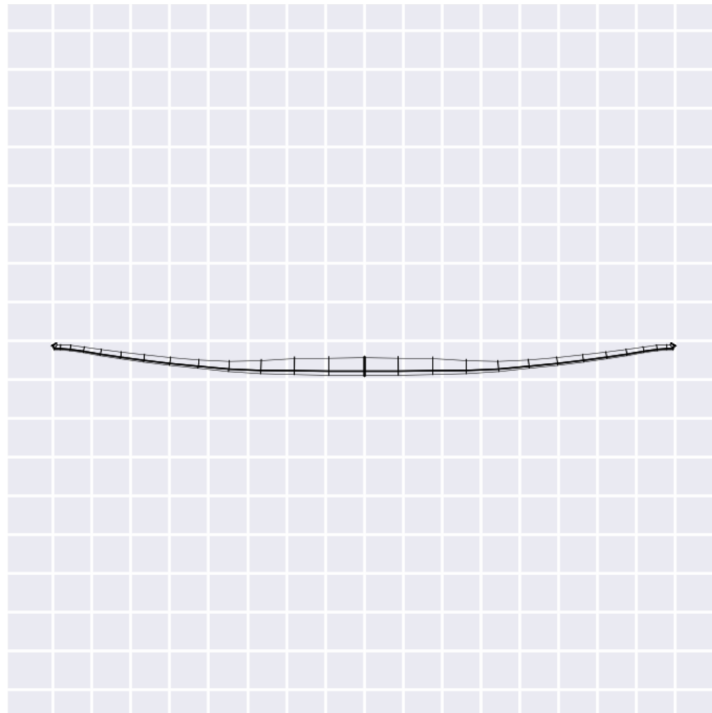
Tablica 8.16: Parametri uz motor, prije optimizacije geometrije

Motor	T-motor Antigravity 5008-170
$\eta_{M_{nom}}$	0,751
$\eta_{M_{crit}}$	0,878
$P_{M_{nom}}, W$	59,51
$P_{M_{crit}}, W$	376,74
$P_{EL_{M_{nom}}}, W$	79,26
$P_{EL_{M_{crit}}}, W$	429,13
$I_{nom}(13s2p), A$	1,651
$I_{crit}(13s2p), A$	8,922

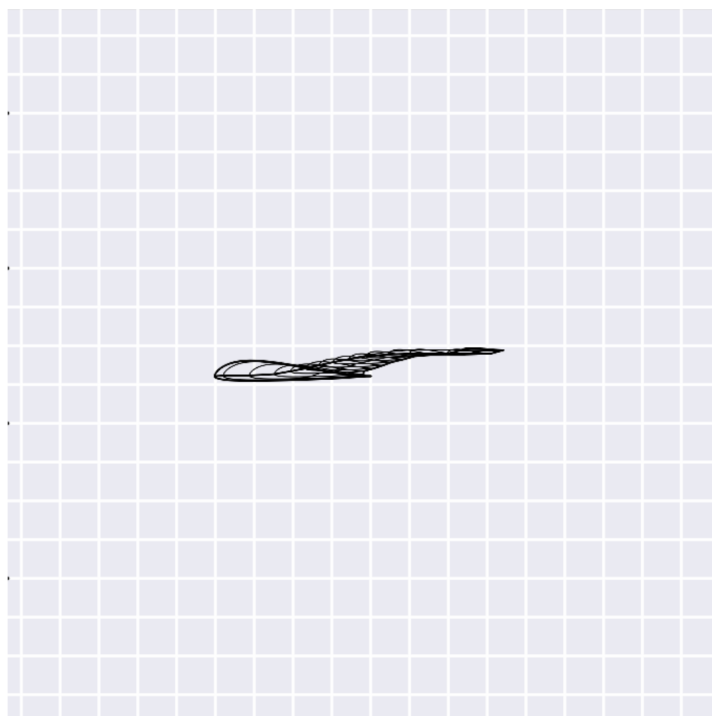
Sada se ponovno može generirati projektna točka s novim podacima o pogonskom sustavu letjelice, nakon čega slijedi optimizacija geometrije. Optimalna geometrija letjelice za ovu misiju prikazana je slikama 8.14, 8.15, 8.16 i 8.17.



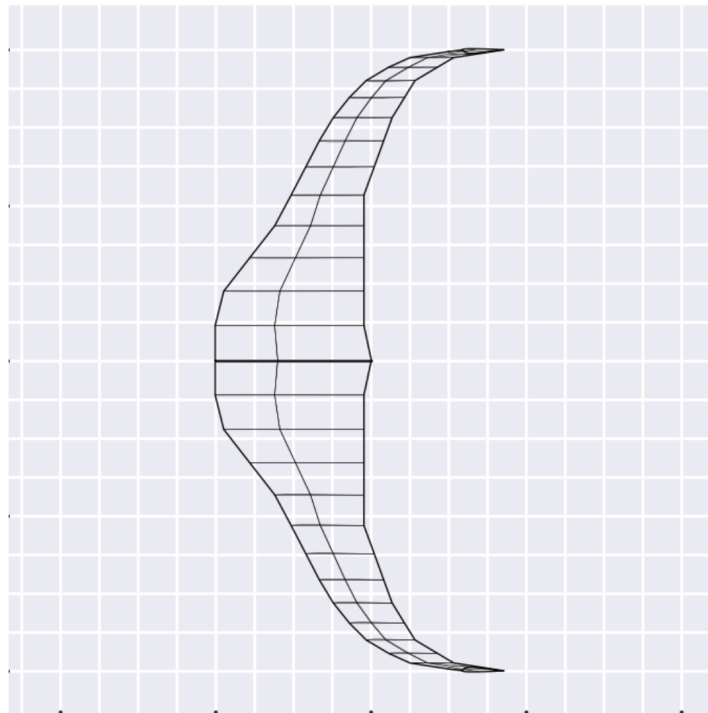
Slika 8.14: Izometrija optimizirane letjelice



Slika 8.15: Nacrt optimizirane letjelice



Slika 8.16: Bokocrt optimizirane letjelice



Slika 8.17: Tlocrt optimizirane letjelice

Tablica 8.17: Projektna točka i parametri letjelice nakon optimizacije

$W/S, N/m^2$	81,69
$W/P, N/W$	0.135
S_{ref}, m^2	0.601
m_{tot}, kg	5
m_{bat}, kg	2,658
P_{max}, W	364,10
P_{cruise}, W	61,00
AR	6,65
$V_{cruise}, m/s$	17,67
T_{cruise}, N	2,508
T_{max}, N	6,827
$Range_{max}, km$	115.93
t_{Rmax}, h	1,82

Tablica 8.18: Geometrijski parametri letjelice nakon optimizacije

Aeroprofil	MH81
$\Lambda_{c/4}, ^\circ$	35
λ	0,264
S_{wet}, m^2	1,235
C_R, m	0.502
$x(NP), m$	0,251
$x(CG)_{SM7}, m$	0,227

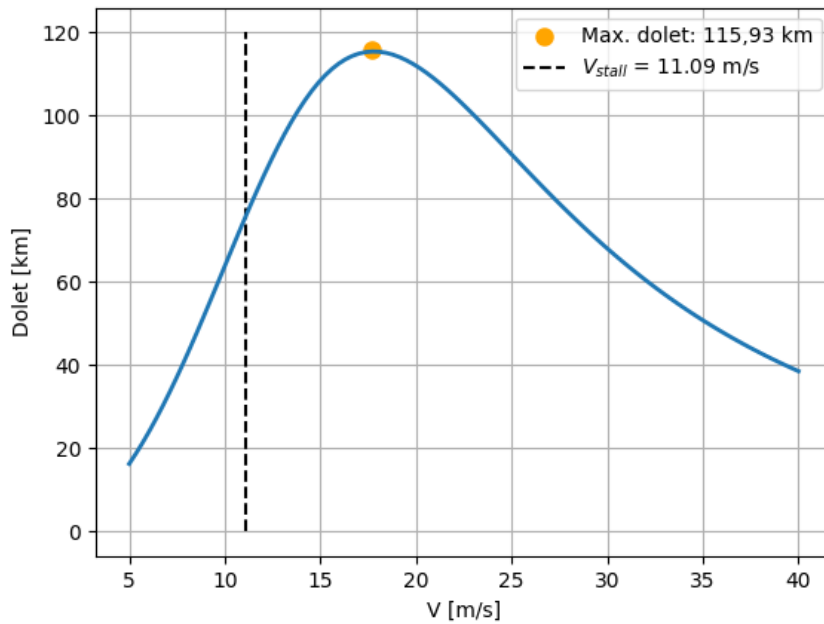
Tablica 8.19: Parametri uz propeler nakon optimizacije

Propeler	APC 14x14E
$\eta_{P_{nom}}$	0,735
$\eta_{P_{crit}}$	0,729
Q_{nom}, Nm	0.157
Q_{crit}, Nm	0.471
$RPM_{nom}, 1/min$	2686
$RPM_{crit}, 1/min$	5540

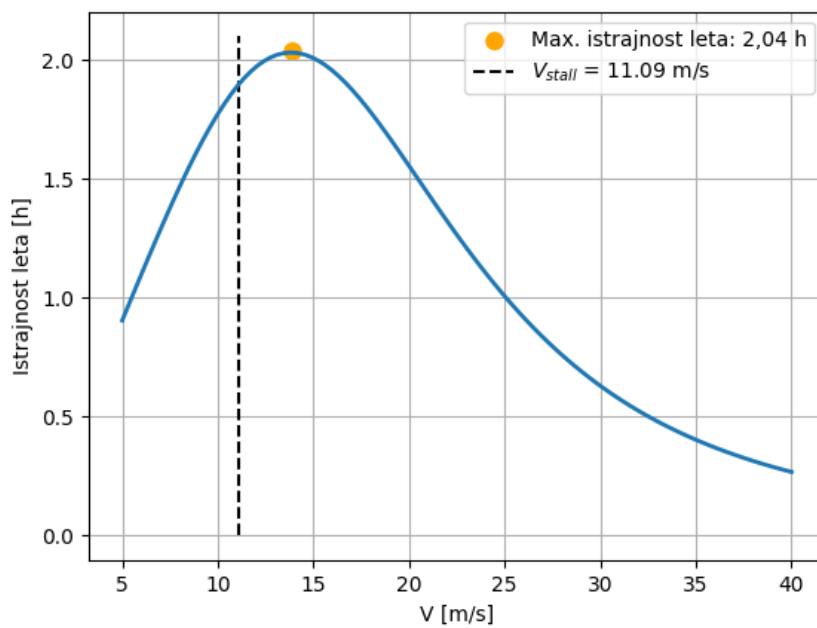
Tablica 8.20: Parametri uz motor nakon optimizacije

Motor	T-motor Antigravity 5008-170
$\eta_{M_{nom}}$	0,753
$\eta_{M_{crit}}$	0,877
$P_{M_{nom}}, W$	60,26
$P_{M_{crit}}, W$	374,49
$P_{EL_{M_{nom}}}, W$	80,04
$P_{EL_{M_{crit}}}, W$	426,73
$I_{nom}(13s2p), A$	1,665
$I_{crit}(13s2p), A$	8,872

Konačno, može se prikazati graf maksimalnog doleta u ovisnosti o brzini leta [8.18](#) i graf maksimalne istrajnosti leta u ovisnosti o brzini leta [8.19](#). Slike

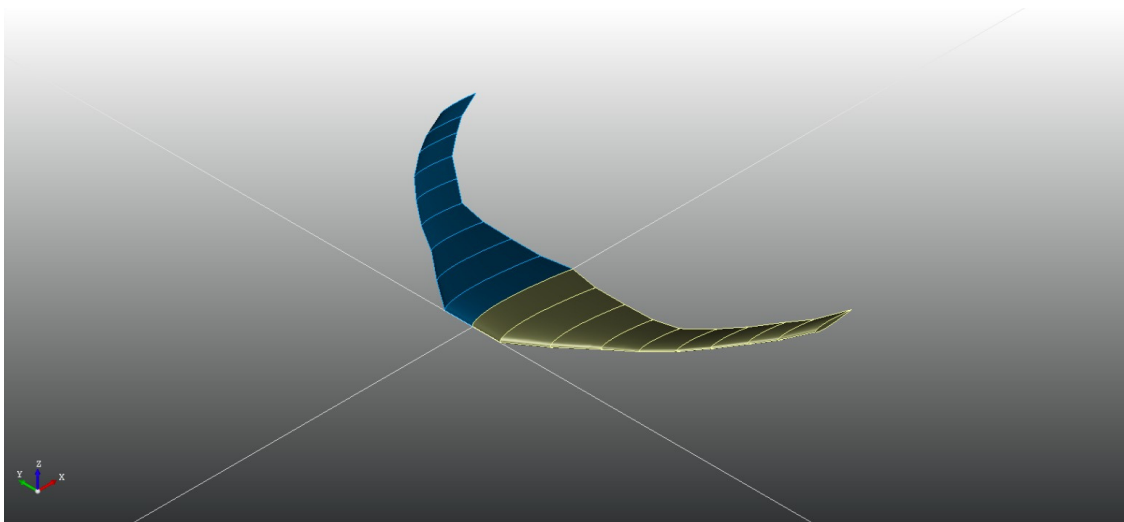


Slika 8.18: Maksimalni dolet u odnosu na brzinu leta



Slika 8.19: Maksimalna istrajnost leta u odnosu na brzinu leta

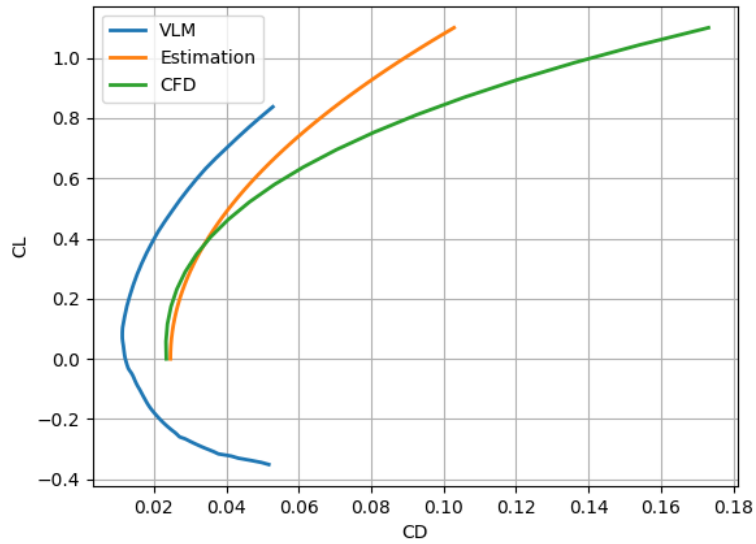
Po završetku procedure konceptualnog projektiranja moguće je zapisati geometriju u CPACS formatu, a slika 8.20 prikazuje geometriju letjelice u programu TiGL Viewer.



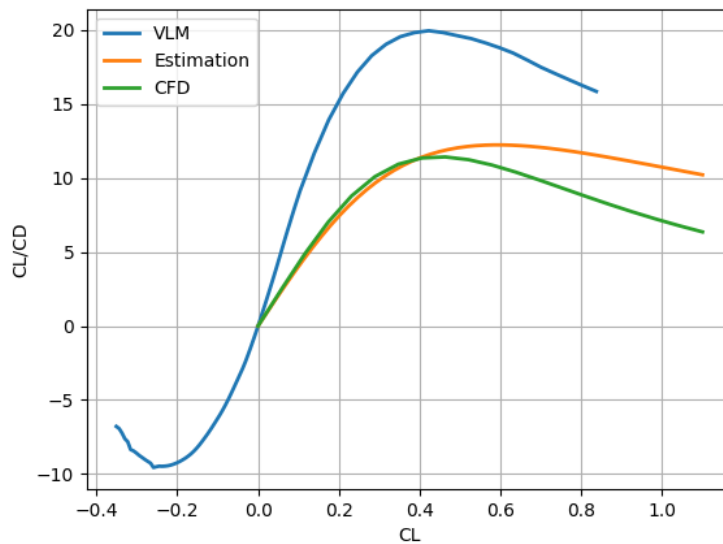
Slika 8.20: Prikaz geometrije letjelice u CPACS formatu u programu TiGL Viewer

8.3. Validacija procjene otpora

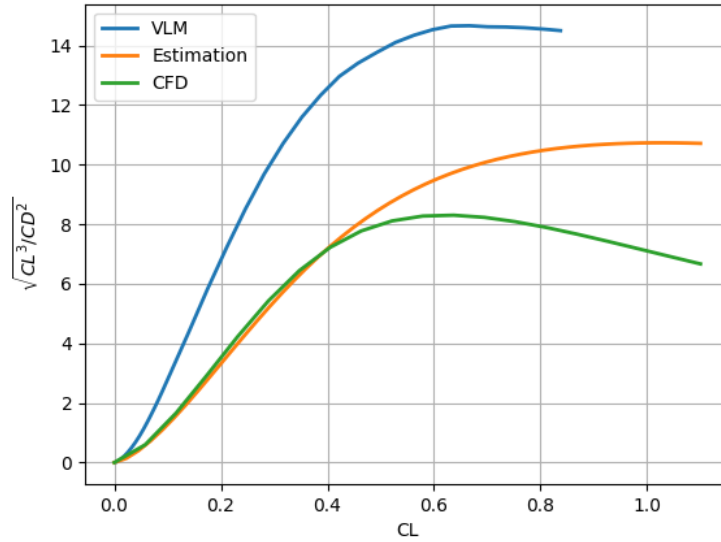
Nakon generiranja geometrija, može se usporediti i metoda procjene otpora s VLM metodom i metodom kontrolnih volumena. Usporedba različitih metoda za letjelicu projektiranu za specifični korisni teret i istrajnost leta prikazana je slikama 8.21, 8.22 i 8.23. Usporedbe za letjelicu projektiranu za specifični korisni teret s ciljem maksimizacije doleta nalaze se na slikama 8.24, 8.25 i 8.26. Može se primijetiti da VLM značajno odstupa od računalne dinamike fluida i procjene, čemu je razlog upravo ranije spomenuta loša procjena viskoznog otpora koja je posebno naglašena kod malih brzina nastrojavanja. CFD (metoda kontrolnih volumena) i procjena otpora vrlo dobro se poklapaju oko kuta nultog uzgona, a greška se povećava porastom napadnog kuta. Usporedba koeficijenta nultog uzgona C_{D_0} za obje letjelice prikazana je tablicom 8.21. Može se zaključiti da predložena metoda procjene otpora jako dobro predviđa vrijednost nultog otpora, dok se inducirani otpor nešto lošije predviđa, vjerojatno zbog promjene Oswaldovog koeficijenta s povećanjem napadnog kuta.



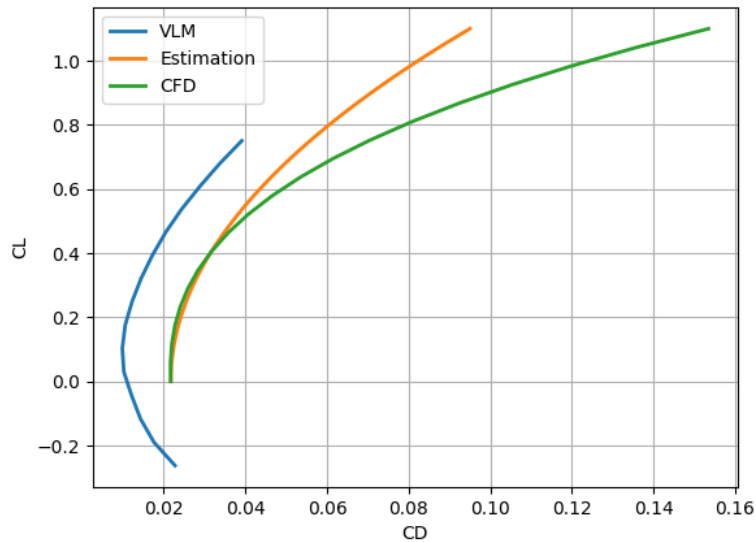
Slika 8.21: Usporedba polare otpora dobivene različitim metodama za letjelicu projektiranu za specifičnu istrajnost leta



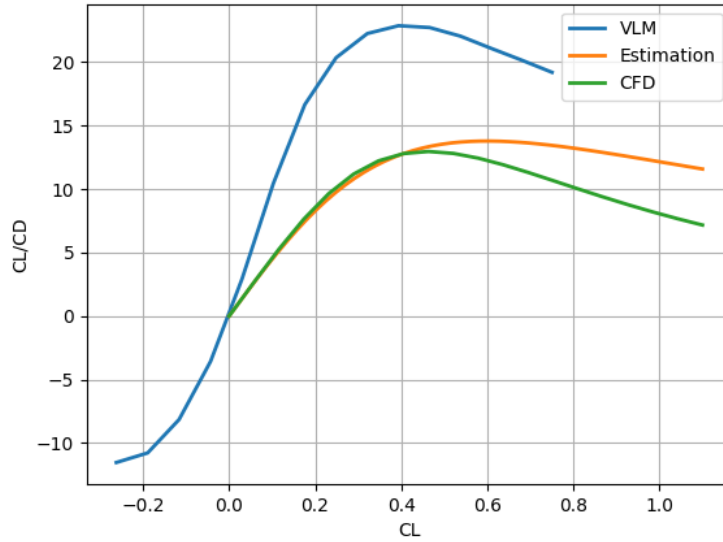
Slika 8.22: Usporedba omjera C_L/C_D dobivenog različitim metodama za letjelicu projektiranu za specifičnu istrajnost leta



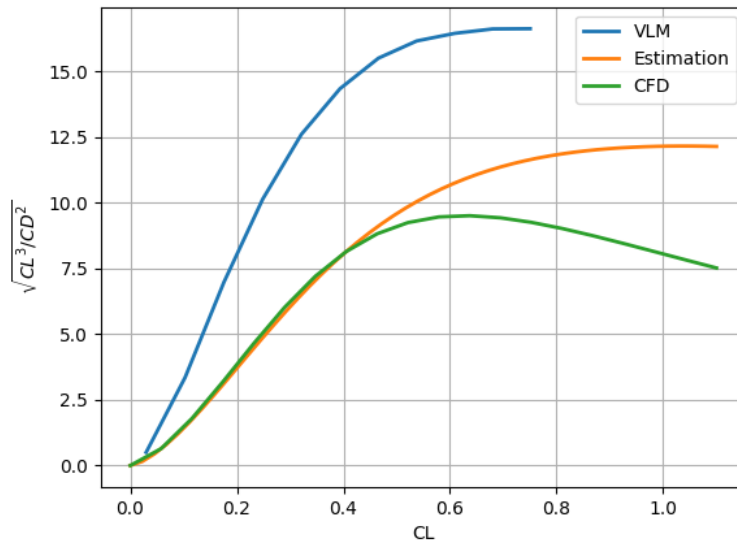
Slika 8.23: Usporedba omjera $\sqrt{CL^3/CD^2}$ dobivenog različitim metodama za letjelicu projektiranu za specifičnu istrajnost leta



Slika 8.24: Usporedba polare otpora dobivene različitim metodama za letjelicu projektiranu s ciljem maksimizacije doleta



Slika 8.25: Usporedba omjera C_L/C_D dobivenog različitim metodama za letjelicu projektiranu s ciljem maksimizacije doleta



Slika 8.26: Usporedba omjera $\sqrt{C_L^3/C_D^2}$ dobivenog različitim metodama za letjelicu projektiranu s ciljem maksimizacije doleta

Tablica 8.21: Usporedba procjene otpora nultog uzgona C_{D_0}

	Procjena	VLM	CFD	Greška VLM	Greška CFD
Letjelica 1	0,02420	0,01215	0,02345	99,1 %	3,2 %
Letjelica 2	0,02174	0,01099	0,02171	97,5 %	0,2 %

9 | Zaključak

U ovom radu opisana je predložena procedura konceptualnog projektiranja malih, električnih bespilotnih letjelica konfiguracije leteće krilo. Projektna procedura projektiranja bazirana je na tradicionalnom pristupu projektiranja, a segmenti projektiranja poput procjene otpora, procjene mase prazne letjelice i procjene mase baterijskog sustava prilagođeni su promatranom tipu letjelica. Nadalje, predložen je i način odabira pogonskog propelera i motora temeljen na kriging interpolaciji. Cjelokupna projektna procedura implementirana je u programskom jeziku Python, uz podršku optimizacije kako bi se postupak ubrzao uz istovremeno povećanje kvalitete konačnog rješenja. Zbog toga se u vrlo kratkom vremenu mogu generirati parametri i geometrija optimalne letjelice za nametnute zahtjeve. Segment projektiranja koji tipično uzrokuje najveću grešku tijekom projektiranja je procjena otpora, a aerodinamičke analize VLM i panelna metoda loše procjenjuju viskozni otpor koji je dominantan kod malih brzina strujanja. U ovom radu koristi se metoda procjene otpora bazirana na zbroju otpora trenja i otpora oblika, a usporedbom s rezultatima dobivenih proračunom metode kontrolnih volumena zaključuje se da predložena metoda izuzetno dobro predviđa vrijednost nultog otpora, dok se greška javlja kod inducirano g otpora pri većim napadnim kutevima. Postupak projektiranja primijenjen je na dva tipa letjelice, s različitim ciljevima projektiranja, odnosno optimizacije. Tijekom optimizacije geometrije letjelice postavljeno je i ograničenje na potrebni volumen letjelice za smještaj komponenti poput elektronike, korisnog tereta i konstrukcijskih elemenata kao što je ramenjača.

Jedan od budućih koraka na razvoju predložene projektne procedure moglo bi biti po-

vezati proračun čvrstoće kompozitne konstrukcije s projektnom procedurom za inicijalno dimenzioniranje ramenjače i ostalih konstrukcijskih elemenata. Također, ovakav tip letjelica, pogotovo ako je cilj maksimizacija istrajnosti leta, vrlo često se koristi za prikupljanje vizualnih podataka iz zraka te bi vrlo korisno bilo povezati specifikacije senzora s aerodinamičkim karakteristikama letjelice kako bi se u matching dijagramu moglo prikazati potrebno opterećenje snagom za različitu opremu. Uzme li se u obzir da takvi senzori predstavljaju i do 75 % ukupnog troška proizvodnje letjelice, takav pristup omogućio bi usporedbu različitih senzora te olakšao izbor optimalnog senzora za specifičnu misiju.

Literatura

- [1] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [2] Jan Roskam. *Airplane design*. DARcorporation, 1985.
- [3] JB Russell. Aircraft performance and design. jd anderson. mcgraw-hill publishing company, shoppenhangers road, maidenhead, berks sl6 2ql, uk. 1999. 580pp. illustrated.£ 25.99. 0-07-116010-8. *The Aeronautical Journal*, 104(1036):297–297, 2000.
- [4] Lance W Traub. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft. *Journal of Aircraft*, 48(2):703–707, 2011.
- [5] Pei-Hsiang Chung, Der-Ming Ma, and Jaw-Kuen Shiau. Design, manufacturing, and flight testing of an experimental flying wing uav. *Applied Sciences*, 9(15):3043, 2019.
- [6] J. Roskam. *Methods for Estimating Drag Polars of Subsonic Airplanes*. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1971.
- [7] B. Montgomerie-Jensen. Drag prediction methods for subsonic airplanes. 1970.
- [8] David Bergman. Modelling & implementation of aerodynamic zero-lift drag into adapdt, 2009.
- [9] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach, sixth edition*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018.

- [10] European Aviation Safety Agency. Certification specifications, cs-vla, 2009.
- [11] Jeremy Ledoux, Sebastián Riffo, and Julien Salomon. Analysis of the blade element momentum theory. *SIAM Journal on Applied Mathematics*, 81(6):2596–2621, 2021.
- [12] GR Hough and DE Ordway. The generalized actuator disk. Technical report, Therm Advanced Research Inc Ithaca Ny, 1964.
- [13] John Brandt and Michael Selig. Propeller performance data at low reynolds numbers. In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, page 1255, 2011.
- [14] MAR Silvestre, J Morgado, P Alves, P Santos, P Gamboa, and JC Páscoa. Propeller performance measurements at low reynolds numbers. *International Journal of Mechanics*, 9:154–166, 2015.
- [15] Peter D Sharpe and R John Hansman. *Aerosandbox: A differentiable framework for aircraft design optimization*. PhD thesis, 2021.
- [16] Charles R Harris, K Jarrod Millman, Stéfan J Van Der Walt, Ralf Gommers, Pauli Virtanen, David Cournapeau, Eric Wieser, Julian Taylor, Sebastian Berg, Nathaniel J Smith, et al. Array programming with numpy. *Nature*, 585(7825):357–362, 2020.
- [17] Wes McKinney et al. pandas: a foundational python library for data analysis and statistics. *Python for high performance and scientific computing*, 14(9):1–9, 2011.
- [18] Benjamin S Murphy. Pykrige: development of a kriging toolkit for python. In *AGU fall meeting abstracts*, volume 2014, pages H51K–0753, 2014.
- [19] Thomas Kluyver, Benjamin Ragan-Kelley, Fernando Pérez, Brian E Granger, Matthias Bussonnier, Jonathan Frederic, Kyle Kelley, Jessica B Hamrick, Jason Grout, Sylvain Corlay, et al. *Jupyter Notebooks—a publishing format for reproducible computational workflows.*, volume 2016. 2016.
- [20] Kinga Budziak. *Aerodynamic Analysis with Athena Vortex Lattice (AVL)*. Hamburg: Aircraft Design and Systems Group (AERO), Department of Automotive . . . , 2015.

- [21] Marko Alder, Erwin Moerland, Jonas Jepsen, and Björn Nagel. Recent advances in establishing a common language for aircraft design with cpacs. 2020.
- [22] Martin Siggel, Jan Kleinert, Tobias Stollenwerk, and Reinhold Maierl. Tigl: an open source computational geometry library for parametric aircraft design. *Mathematics in Computer Science*, 13(3):367–389, 2019.
- [23] Malo Drougard. Computer-aided design for aircraft. Master’s thesis, EPFL - CFS Engineering, 2018.