

Analiza stabilnosti VTOL bespilotne letjelice velikog doleta

Salamun, Matija

Master's thesis / Diplomski rad

2021

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:235:331119>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-11-25**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Matija Salamun

ZAGREB, 2021.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

ANALIZA STABILNOSTI VTOL BESPILOTNE LETJELICE VELIKOG
DOLETA

Mentor:
prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Student:
Matija Salamun

ZAGREB, 2021.

Zahvaljujem se svome mentoru prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku na pruženom znanju, savjetima i usmjeravanju za vrijeme pisanja diplomskog rada no isto tako bih mu se zahvalio i za njegovu pristupačnost i volju tijekom cijelog studija. Zahvalio bih se svojim roditeljima Marijanu i Miri te sestri Luciji na podršci, strpljenju, znanju i omogućavanju pohađanja fakulteta. Također zahvalio bih se djevojci Mireli koja mi je bila potpora tijekom završetka studija. Isto tako zahvalio bih se svim kolegama i prijateljima na savjetima, pomoći i nezaboravnim iskustvima.

Izjava

Izjavljujem da sam ovaj rad radio samostalno koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Zagreb, prosinac 2021.

Matija Salamun

A handwritten signature in black ink, written in a cursive style, that reads "Salamun".



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 21 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 21 -	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Matija Salamun** JMBAG: 0035206675

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza stabilnosti VTOL bespilotne letjelice velikog doleta**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Stability analysis of long-range VTOL unmanned aerial vehicle**

Opis zadatka:

Primjeri primjene bespilotnih letjelica danas su brojni, a jedna od mogućih primjena je i dostava lijekova, krvi pa čak i organa namijenjenih transplantaciji. Za letjelicu takve medicinske namjene bila bi od značaja mogućnost vertikalnog polijetanja i slijetanja (engl. vertical take-off and landing, VTOL), ali i horizontalnog leta na većim udaljenostima te s većim iznosom brzine krstarenja. Također od letjelice se očekuju dinamičke značajke najviše razine uz odgovarajući sustav stabilizacije i upravljanja.

Za konfiguraciju zrakoplova prikladnu za navedene zadaće od interesa je analiza režima leta koji se značajno razlikuju: vertikalni let, horizontalni let i tranzicija između ta dva režima. U ovom radu fokus je na horizontalnom letu te na osnovnim značajkama vertikalnog leta.

Za odabranu konfiguraciju VTOL bespilotne letjelice potrebno je:

- prikazati sve potrebne geometrijske i inercijske značajke;
- odrediti potrebne aerodinamičke značajke letjelice te značajke pogona;
- provesti analizu statičke stabilnosti i ravnotežnog leta;
- napraviti analizu dinamičke stabilnosti za let u režimu krstarenja;
- predložiti sustav stabilizacije za let u režimu krstarenja.

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

Zadatak zadan:

30. rujna 2021.

Datum predaje rada:

2. prosinca 2021.

Predviđeni datumi obrane:

13. – 17. prosinca 2021.

Zadatak zadao:


Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:


Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Sadržaj

Sadržaj	v
Popis slika	viii
Popis tablica	xi
Popis oznaka	xii
Sažetak	xv
Summary	xvi
1. Uvod	1
2. Konceptualno projektiranje letjelice	3
2.1. Odabir konfiguracije	3
2.2. Masa i dimenzije letjelice	5
2.3. Dimenzioniranje prema performansama	5
2.3.1. Trup	6
2.3.2. Krilo	7
2.3.3. Rep	8
3. Aerodinamičke značajke letjelice	11
3.1. Priprema modela	11
3.2. Rezultati iz <i>Xflr5</i>	13

4. Performanse vertikalnog leta	19
4.1. Snaga potrebna za lebdenje	19
4.2. Brzina penjanja	20
4.3. Potrebna snaga horizontalnog leta	23
5. Statička stabilnost	24
5.1. Uzdužna statička stabilnost	24
5.1.1. Određivanje utjecaja tijela na aerodinamički centar zrakoplova	25
5.1.2. Određivanje gradijenta uzgona	27
5.1.3. Određivanje povijanja struje	29
5.2. Provjera statičke stabilnosti po pravcu	29
5.3. Prikaz rezultata provjere statičke stabilnosti	31
5.3.1. Uzdužna statička stabilnost	31
5.3.2. Statička stabilnost po pravcu	33
6. Dinamička stabilnost	34
6.1. Linearizacija sila	34
6.2. Linearizacija komponenata aerodinamičkog momenta	36
6.3. Model uzdužnog gibanja	38
6.3.1. Jednadžbe uzdužnog gibanja u prostoru stanja	39
6.3.2. Aproksimacije lineariziranog modela uzdužnog gibanja	42
6.4. Model bočnog gibanja	45
6.4.1. Jednadžbe bočnog gibanja	45
6.4.2. Aproksimacije lineariziranog modela bočnog gibanja	50
7. Sustavi stabilizacije	52
7.1. Sustavi stabilizacije uzdužnog gibanja	52
7.1.1. Stabilizacija kratko-periodičnog moda	52
7.2. Sustavi stabilizacije bočnog gibanja	55
7.2.1. Stabilizacija moda valjanja	55
7.2.2. Stabilizacija spiralnog moda	56
8. Sustavi upravljanja stavom	58
8.1. Sustav upravljanja orijentacijom propinjanja	58

8.2. Sustav upravljanja ARI	64
9. Zaključak	70
A. Pogonska grupa	72
B. Tehnička dokumentacija	76
C. Priprema CAD modela za XF5	84
C.1. Priprema CAD modela	84
C.1.1. Modeliranje trupa	84
C.1.2. Definiranje značajnih aeroprofila trupa	85
C.2. Mreža konačnih elemenata	88
C.2.1. Definiranje geometrije i mreže konačnih elemenata aeroprofila	89
C.3. Analiza u programu X5	92
C.3.1. 2D analiza aeroprofila	92
C.3.2. Modeliranje zrakoplova - X5	95
Literatura	99

Popis slika

2.1	Grafički prikaz vrijednosti ciljeva	4
2.2	Matching dijagram s odabranom točkom	7
2.3	Početne polare letjelice	8
2.4	Površina modeliranog trupa	9
3.1	Aeroprofil trupa	12
3.2	Rezultati 2D analize	13
3.3	Konačan model letjelice	14
3.4	Polare letjelice nakon svih prikupljenih podataka	15
3.5	Koeficijent otpora C_D u ovisnosti o napadnom kutu	16
3.6	Koeficijent C_L/C_D u ovisnosti o napadnom kutu	17
3.7	Raspodjela talaka i uzgona za brzinu od 30 m/s panelnom metodom	18
3.8	Raspodjela talaka i uzgona za brzinu od 40 m/s metodom vrtložne rešetke	18
4.1	Potrebna snaga za lebdenje	20
4.2	Promjena inducirane brzine lebdenja $v_{i,H}$	21
4.3	Promjena brzine penjanja V_C	22
4.4	Potrebna i raspoloživa snaga horizontalnog leta na $h = 505$ m	23
5.1	Prikaz podjele zrakoplova prema [1]	26
5.2	Korištene krivulje za izračun gradijenta povijanja struje	26
5.3	Prikaz veličina l_h i h_h	30
5.4	Dijagram empirijskih faktora za izračun momenta skretanja	31

5.5	Prikaz veličina z_w i d_f	32
5.6	Prikaz statičke margine	32
5.7	Prikaz statičke stabilnosti po pravcu	33
6.1	Prikaz korjena sustava uzdužnog gibanja	41
6.2	Prikaz promjena karakterističnih veličina u ovisnosti o vremenu	42
6.3	Prikaz korjena sustava bočnog gibanja	47
6.4	Prikaz promjena karakterističnih veličina u ovisnosti o vremenu za otklon krilaca $\Delta\delta_l$	48
6.5	Prikaz promjena karakterističnih veličina u ovisnosti o vremenu za otklon kormila pravca $\Delta\delta_n$	49
7.1	Blok shema stabilizacije kratko-periodičnog moda	53
7.2	Prikaz promjene q i a_z otvorenog i zatvorenog sustava kratko-periodične aproksimacije	54
7.3	Blok shema sustava stabilizacije moda valjanja	55
7.4	Prikaz promjene p otvorenog i zatvorenog sustava moda valjanja	56
7.5	Blok shema sustava stabilizacije spiralnog moda	57
7.6	Prikaz promjene r otvorenog i zatvorenog sustava spiralnog moda	57
8.1	Shema sustava upravljanja orijentacijom propinjanja	59
8.2	Prikaz promjene q i θ otvorenog i zatvorenog sustava upravljanja stavom za $V = 20.26$ m/s, $m = 55.26$ kg	60
8.3	Prikaz promjene α i u otvorenog i zatvorenog sustava upravljanja stavom za $V = 20.26$ m/s, $m = 55.26$ kg	61
8.4	Prikaz promjene q i θ otvorenog i zatvorenog sustava upravljanja stavom za $V = 58$ m/s, $m = 30$ kg	62
8.5	Prikaz promjene α i u otvorenog i zatvorenog sustava upravljanja stavom za $V = 58$ m/s, $m = 30$ kg	63
8.6	Shema sustava eliminacije kuta klizanja - ARI	64
8.7	Prikaz promjene β i r otvorenog i zatvorenog sustava ARI za $V = 20.26$ m/s, $m = 55.26$ kg	66
8.8	Prikaz promjene p i ϕ otvorenog i zatvorenog sustava ARI za $V = 20.26$ m/s, $m = 55.26$ kg	67

8.9	Prikaz promjene β i r otvorenog i zatvorenog sustava ARI za $V = 58\text{m/s}$, $m = 30\text{ kg}$	68
8.10	Prikaz promjene p i ϕ otvorenog i zatvorenog sustava ARI za $V = 58\text{m/s}$, $m = 30\text{ kg}$	69
B.1	Unutrašnjost trupa s glavnim komponentama	76
B.2	Osnovne dimenzije trupa	77
B.3	Nacrt trupa letjelice	78
B.4	Bokocrt trupa letjelice	79
B.5	Dimenzije letjelice <i>No. 1</i>	80
B.6	Dimenzije letjelice <i>No. 2</i>	81
B.7	Izometrijski prikaz letjelice s uvučenim motorima za VTOL	82
B.8	Izometrijski prikaz letjelice s izvučenim motorima za VTOL	83
C.1	Prikaz potrebnih linija	85
C.2	Loft	86
C.3	Model Loft	86
C.4	Surface	87
C.5	Intersect	87
C.6	Postupak definiranja aeroprofila pojedinog presjeka	88
C.7	'Kostur' modela s pripadajućim aeroprofilima	89
C.8	Prikaz geometrije aeroprofila	90
C.9	Definiranje mreže konačnih elemenata	91
C.10	Odjeljivanje podataka	91
C.11	Nepotrebni podaci	92
C.12	Prikaz aeroprofila trupa nakon poboljšanja	93
C.13	Definiranje 2D analize	94
C.14	Rezultati 2D analize	94
C.15	Definiranje krila i trupa	95
C.16	Definiranje horizontalnog stabilizatora	96
C.17	Definiranje vertikalnog stabilizatora	96
C.18	Definiranje položaja horizontalnog i vertikalnog stabilizatora	97
C.19	Konačan model zrakoplova	97
C.20	Aerodinamičke značajke letjelice	98

Popis tablica

2.1	Parametri performansi zrakoplova	6
2.2	Podaci krila	10
2.3	Podaci repa	10
5.1	Veličine određene podjelom zrakopova na sekcije prema Slici 5.1	27
A.1	Podaci odabranog motor za VTOL	73
A.2	Podaci preporučenog VTOL propelera	74
A.3	Baterija	74
A.4	ESC	75
A.5	Odabrani motor s unutarnjim izgaranjem	75

Popis oznaka

\mathbf{A}_b	matrica bočnog gibanja sustava	45
A_b	ukupna površina N krakova rotora, [m ²]	18
\mathbf{A}_u	matrica uzdužnog gibanja sustava	39
\mathcal{R}	aspektni odnos	4
b	raspon krila, [m]	5
\mathbf{B}_b	matrica upravljanja gibanja sustava	45
\mathbf{B}_u	matrica upravljanja uzdužnog gibanja	39
c_A	duljina aerodinamičke tetive, [m]	9
c_d	koeficijent otpora profila kraka	18
c_h	duljina tetive horizontalnog stabilizatora, [m]	9
C_L	koeficijent uzgona letjelice	5
$C_{L\alpha}$	koeficijent uzgona krila po napadnom kutu	23
$C_{n\beta}$	gradijent momenta skretanja po kutu klizanja β	28
c_r	duljina korjenske tetive, [m]	9
c_t	duljina vršne tetive, [m]	9
c_v	duljina tetive vertikalnog stabilizatora, [m]	9
G	prijenosna funkcija	42
H	visina, [m]	4
i_h	postavni kut horizontalnog stabilizatora, [rad]	9
i_v	postavni kut vertikalnog stabilizatora, [rad]	9
K_a	pojačanje akcelerometra, [-]	51
K_{BG}	pojačanje brzinskog giroskopa, [-]	51

$K_{\theta,int}$	pojačanje integrirajućeg giroskopa, [-]	58
K_{cf}	pojačanje unakrsne povratne veze, [-]	64
K_{PK}	pojačanje servopogona kormila visine, [-]	51
K_R	pojačanje giroskopa, [-]	55
L	aerodinamički moment oko glavne osi tromosti x	35
L	duljina, [m]	4
$L^0_{\beta,p,r,\delta_n,\delta_l}$	koeficijenti dinamičke stabilnosti za momente duž glavne osi tromosti x	36
M	aerodinamički moment oko glavne osi tromosti y	35
m	masa letjelice, [kg]	4
$M^0_{\alpha,\dot{\alpha},q,\delta_m}$	koeficijenti dinamičke stabilnosti za momente duž glavne osi tromosti y	36
N	aerodinamički moment oko glavne osi tromosti z	35
$N^0_{\beta,p,r,\delta_n,\delta_l}$	koeficijenti dinamičke stabilnosti za momente duž glavne osi tromosti z	36
p	kutna brzina valjanja, [rad/s]	44
PL	opterećenje diska po jedinici snage, [N/W]	20
P	snaga, [W]	4
q	dinamički tlak, [Pa]	24
R	radijus rotora, [m]	18
r	kutna brzina zanosa, [rad/s]	44
S	površina, [m ²]	5
t	vrijeme penjanja, [s]	22
V_C	brzina penjanja, [m/s]	18
v_i	inducirana brzina na disku, [m/s]	18
V	brzina leta, [m/s]	5
W	težina letjelice [N]	5
W	širina, [m]	4
X	aerodinamička sila duž glavne osi tromosti - x	33
\bar{x}_{acA}	položaj aerodinamičkog centra letjelice, [m]	23
$X^0_{u,\alpha}$	koeficijenti dinamičke stabilnosti uz poremećaje duž glavne osi tromosti x	34
\mathbf{x}	vektor stanja	37
Y	aerodinamička sila duž glavne osi tromosti - y	33
Y^0_{β,p,r,δ_n}	koeficijenti dinamičke stabilnosti uz poremećaje duž glavne osi tromosti y	34
\mathbf{y}	vektor izlaza	37

Z	aerodinamička sila duž glavne osi tromosti - z	33
$Z_{u,\alpha,\dot{\alpha},q,\delta_m}^0$	koeficijenti dinamičke stabilnosti uz poremećaje duž glavne osi tromosti z	34
α	napadni kut, [rad]	38
β	kut klizanja, [rad]	28
$\Delta\delta_l$	otklon krilaca	50
$\Delta\delta_m$	otklon kormila visine	43
$\Delta\delta_n$	otklon kormila pravca	50
η	iskoristivost	4
κ	koeficijent inducirane snage	18
λ	suženje krila	9
Λ_{LE}	strijela napadnog brida krila, [rad]	9
Λ_{TE}	strijela izlaznog brida krila, [rad]	9
$\Lambda_{c/2}$	strijela polovice tetive krila, [rad]	27
ω	prirodna frekvencija, [rad/s]	42
Ω	kutna brzina rotora, [rad/s]	18
ρ	gustoća zraka, [kg/m ³]	18
θ	kut propinjanja, [rad]	44
ζ	prigušenje	42

Indeksi

a	korisno (available)	4
h	horizontalni stabilizator	9
v	vertikalni stabilizator	9

Kratice

BWB	Blended wing body	4
ESC	Eletronic speed controler	72
SM	statička margina	23
VLM	Vortex lattice method	xv
VTOL	Vertical Take-off and Landing	1

Sažetak

Ovim radom predstavljena je letjelica za dostavu ljudskih organa za hitne medicinske potrebe sa sposobnošću vertikalnog polijetanja i slijetanja te tranzicije u horizontalni let. Na temelju sličnih letjelica, zahtjeva i željenih ciljeva odabrana je konfiguracija letjelice te su proračunate preliminarne dimenzije. Proračunate su neke od zanimljivih performansi za VTOL fazu leta kao što su lebdenje i brzina penjanja kako bi se opravdao odabir pogonske grupe. Analize su provedene za režim horizontalnog leta kod kojeg su promatrane dvije radne točke. Analizirane su aerodinamičke značajke letjelice panelnom i VLM metodom koje će biti potrebne u radu. Analizom statičke stabilnosti letjelice određen je konačan položaj repa čime je dio projektiranja zaključen. Proveden je proračun dinamičke uzdužne i bočne stabilnosti lineariziranim 6DOF modelom te su dobivene matrice sustava i upravljanja koje će biti od značaja prilikom daljnjih analiza. Također proračunate su i aproksimacije pojedinih modova uzdužnog i bočnog gibanja. Temeljem rezultata dinamičke stabilnosti analizirani su sustavi stabilizacije uzdužnog i bočnog gibanja te su određene vrijednosti pojačanja povratnih veza za pojedini sustav. Isto tako predstavljeni su i analizirani sustavi upravljanja stavom za različite brzine i mase letjelice te iznosi pojačanja povratnih veza u režimu horizontalnog leta.

Ključne riječi: bespilotna letjelica, VTOL, tranzicija, sustav stabilizacije, sustav upravljanja, performanse

Summary

This paper presents an aircraft for emergency medical delivery of human organs with ability of vertical take-off and landing and transition to horizontal flight. Based on similar aircraft, requirements and desired objectives the aircraft configuration is selected and preliminary dimensions are calculated. Some of the interesting performance for VTOL flight phase, such as hovering and climbing speed are calculated to justify the choice of propulsion group. Analysis are performed for a horizontal flight in which two operating points are observed. Aerodynamic characteristics of the aircraft are analyzed by the panel and VLM method which will be needed in this paper. The analysis of the static stability of the aircraft determined the final position of the tail, which concludes designing. The calculation of dynamic longitudinal and lateral stability is performed using linearized 6DOF model, and system and control matrices are obtained which will be important in further analysis. Approximations of individual modes of longitudinal and lateral motion are also calculated. Based on the results of dynamic stability, the stabilization systems of longitudinal and lateral motion are analyzed, and the values of feedback gain for individual systems are determined. Aircraft position control system for different aircraft speed and masses is also presented and analyzed, as well as the values of feedback gains in the horizontal flight.

Keywords: unmanned areal vehicle, VTOL, transition, stabilization system, control system, performance

1 | Uvod

Hitan prijevoz organa u medicinske svrhe vrlo je složen, skup i zahtjeva veliki broj osoblja. Ovim radom predstavljena je bespilotna letjelica sa sposobnosti vertikalnog polijetanja i slijetanja te mogućnošću tranzicije u horizontalni let. Ideja iza ovakve letjelice prvenstveno je hitan prijevoz organa u medicinske svrhe kojom bi se smanjilo vrijeme, trošak i potrebno osoblje. Zahtjevi koji se nameću je što brži prijevoz tereta, veliki dolet i dovoljna nosivost letjelice dok su ciljevi definirani u nastavku rada. Temeljem određenih zahtjeva i ciljeva projektirana je letjelica određenim metodama te su definirane dimenzije i masa letjelice no ovim radom samo projektiranje nije detaljno prikazano. Zbog ne postojanja analitičkih i eksperimentalnih metoda aerodinamičke značajke proračunate su numerički. Provedena je analiza dinamičke stabilnosti kojom su dobivene matrice sustava i upravljanja potrebne za daljnje proračune. Isto tako proračunate su neke od značajnih performansi VTOL faze leta kako bi se opravdao odabir pogonske grupe dok stabilizacija ove faze leta nije analizirana ovim radom zbog svoje složenosti, kao i faza tranzicije između dvije faze leta.

Analiza stabilnosti provedena je za horizontalni let na temelju lineariziranog 6DOF modela i aproksimacija pojedinih modova gibanja gdje su promatrane dvije radne točke. Predstavljene su sustavi stabilizacije uzdužnog i bočnog gibanja te određeni iznosi povratnih veza kojima će se utvrditi stabilnost letjelice. Odabrani su i određeni sustavi upravljanja stava i definirani iznosi pojačanja povratnih veza za različite uvjete leta kako bi letjelica bila stabilna i pokazali kvalitetu sustava.

Poglavljem 2. razrađen je odabir konfiguracije, projektiranje trupa, krila i repa te su dane osnovne dimenzije letjelice, a poglavljem 3. prikazane su proračunate aero-

dinamičke značajke iste. Poglavljem 4. analizirane su neke od značajnih performansi VTOL faze leta. Poglavljem 5. analizirane su statička uzdužna stabilnost i stabilnost po pravcu dok je poglavljem 6. analizirana dinamička uzdužna i bočna stabilnost letjelice te dane njihove aproksimacije. Poglavljem 7. predstavljeni su i analizirani sustavi stabilizacije uzdužnog i bočnog gibanja, a poglavljem 8. sustavi upravljanja stavom.

2 | Konceptualno projektiranje letjelice

Ovim poglavljem opisan je postupak konceptualnog projektiranja letjelice, odabir potrebnih komponenti i odabrana konfiguracija. Kako je letjelica namjenjena za mogući transport organa ista je projektirana prema dimenzijama kutije za prijevoz te veće količine leda koja je potrebna tijekom transporta. Predviđeni teretni prostor zamišljen je u unutrašnjosti letjelice koja je vibracijski i toplinski izolirana. Također obrazložiti će se odabir pojedinih komponenti, položaj i konfiguracija krila, repa, podvozja te ostalih dijelova letjelice.

2.1. Odabir konfiguracije

Zbog relativno velikih dimenzija transportne kutije odlučeno je kako će se teretni prostor nalaziti unutar trupa zbog smanjenja dodatnog otpora koji bi zauzimala ista da se nalazi izvan trupa. Samim time moguće je gotovo sve preostale potrebne komponente kao što su baterija, motori za vertikalno polijetanje i slijetanje, motor s unutarnjim izgaranjem namjenjen za horizontalni let i sl. pozicionirati unutar trupa. Uzimajući u obzir namjenu letjelice koja mora biti što je više moguće stabilna, odabrana je visokokrilna konstrukcija krila sa strijelom iz razloga što obje stavke pridonose stabilnosti. Isto tako visokokrilna konstrukcija omogućuje jednostavniju manipulaciju teretom.

Kako bi se motor s unutarnjim izgaranjem što je više moguće udaljio od mogućeg tereta isti je predviđen na stražnjem dijelu letjelice te bi pogonio potisni propeler ¹. Sukladno predloženoj poziciji motora s unutarnjim izgaranjem i konfiguraciji propelera

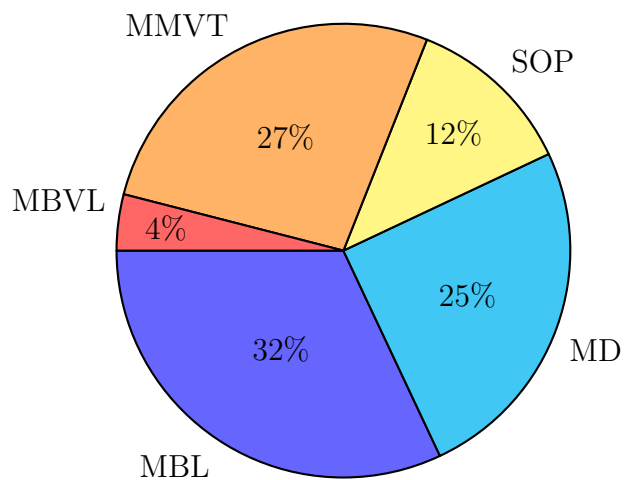
¹eng. Pusher propeller

konfiguracija repa odabrana je kao obrnuti U koji je povezan s trupom preko *boom-ova*. Uzimajući mogućnost otkaza sustava vertikalnog polijetanja i slijetanja podvozje je zamišljeno kao fiksna aerodinamički oblikovana trokolica ² s pripadajućim kotačima.

Konfiguracija je odabrana korištenjem metode višekriterijskog odlučivanja ³ prilikom koje su definirani sljedeći ciljevi:

- Maksimizacija brzine leta (MBL)
- Maksimizacija brzine vertikalnog penjanja (MBVP)
- Maksimizacija mase/volumena tereta (MMVT)
- Smanjenje oplahivane površine letjelice/Smanjenje otpora (SOP)
- Maksimizacija doleta (MD) ,

čiji je značaj nakon provedene analize prikazan Slikom 2.1.



Slika 2.1: Grafički prikaz vrijednosti ciljeva

²eng. Tricycle landing gear

³eng. Analytic Hierarchy Process - AHP

2.2. Masa i dimenzije letjelice

Kako bi se krenulo s dimenzioniranjem definirane su masa i dimenzije predviđenog tereta:

$$m = 25 \text{ kg} ,$$

$$L \times H \times W = 600 \times 320 \times 450 \text{ mm} .$$

Nakon definiranja mase i volumena tereta, moguće je krenuti s konstruiranjem letjelice prema njihovim vrijednostima. Teret će biti smješten u unutrašnjosti trupa te će pristup istom biti ostvaren otvaranjem prednjeg dijela letjelice. Ovakav način smještaja tereta pogodan je iz razloga što je moguće modelirati trup tako da se što više smanji otpor letjelice. Iz tog razloga trup i krilo će biti spojeni u jednu cjelinu pod nazivom *Blended Wing Body* (BWB) gdje je trup ujedno i nosivi dio letjelice tj. pridonosit će uzgonu. Također ovakvom konfiguracijom moguće je ostvariti smještaj svih elektroničkih i ostalih komponenti unutar trupa čije će pozicioniranje omogućiti jednostavnije manipuliranje centrom mase i aerodinamičkog centra. Također kako bi proveli proračun potrebno je odrediti tip motora za VTOL i motora za horizontalni let. Za VTOL dio leta odabrani su motori s najvećom pojedinačnom nosivošću, dok je za horizontalni let odabran benzinski motor također na temelju snage potrebne za prijevoz $m = 25 \text{ kg}$ tereta. Odabir motora i ostalih potrebnih komponenti dani su u Dodatku A..

2.3. Dimenzioniranje prema performansama

Kako bi se odredile dimenzije letjelice kao što su raspon krila, površina krila i sl. provedena je analiza dimenzioniranja prema performansama s željenim ulaznim podacima. Uz zadani željeni aspektni odnos koji iznosi $\mathcal{R} = 12$, raspoloživu snagu koja uzevši u obzir iskoristivost motora $\eta_{engine} = 0.7$ ⁴ i propelera $\eta_{propeller} = 0.85$ iznosi $P_a = 5.2515 \text{ kW}$. Također potencijalna maksimalna brzina leta iznosi $V_{max,pot} = 60 \text{ m/s}$. Proračun je proveden prema [1] te su dobiveni rezultati prikazani Tablicom 2.1.

S dobivenim rezultatima moguće je grafički prikazati odabir površine i raspona krila Matching dijagramom koji je prikazan Slikom 2.2. Grafički prikazana odabrana točka

⁴Ova vrijednost nije stvarna iskoristivost odabranog motora s unutarnjim izgaranjem, već sigurnosna mjera primjenjena na tvorničke specifikacije motora

Tablica 2.1: Parametri performansi zrakoplova

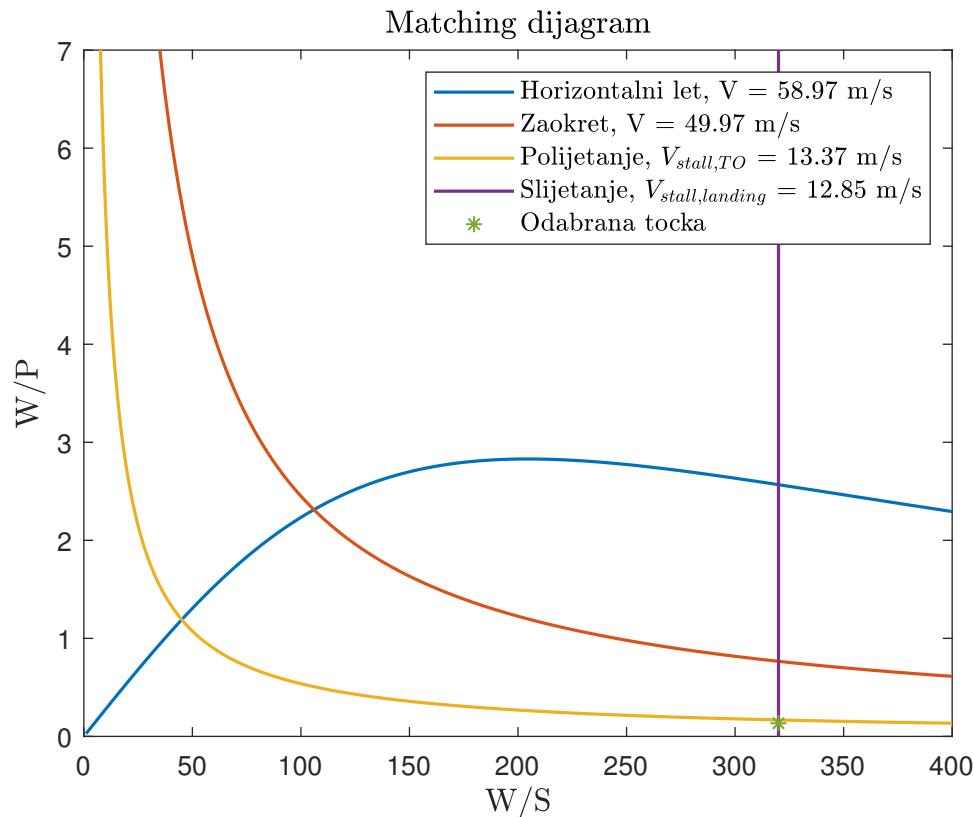
Podatak	Iznos
S_{wing}	2.0529 m ²
b_{wing}	4.9633 m
$C_{L,max}$	1.9535
$C_{L,max,landing}$	3.1628
$C_{L,max,take-off}$	2.9209
V_{max}	58.9740 m/s
$V_{max,turn}$	49.9740 m/s
$V_{stall,landing}$	12.8525 m/s
$V_{stall,take-off}$	13.3740 m/s

je takva da je što bliže narančastoj liniji (Polijetanje) te je omjer $W/S = 320$. Također prema [1] dobivene su polare letjelice prilikom polijetanja i ravnotežnog leta koje su prikazane Slikom 2.3.

2.3.1. Trup

Trup kao vrlo bitna komponenta letjelice projektiran je s posebnom pozornošću kako bi se ostvarila što je moguće manja oplahivana površina, a isto tako kako bi se bitne komponente pogona i tereta pozicionirale unutar njega. Iz tog razloga konfiguracija trupa zamišljena je kao uzgonska površina koja zajedno s krilom ostvaruje željeni uzgon te ju je moguće opisati kao BWB konfiguracija. Transportna kutija definirana je dimenzijama $L \times H \times W = 600 \times 320 \times 450$ mm te je prema tim dimenzijama projektiran trup.

Nakon modeliranja površine trupa potrebno je modelirati utore za VTOL motore i propelere. Odabirom potrebnih motora i pripadajućim ih propelera moguće je definirati pozicije i dimenzije utora. Odlučeno je kako će za vertikalno penjanje i spuštanje biti korištena 4 elektromotora čije će karakteristike biti dane u nastavku, također vrijedi i

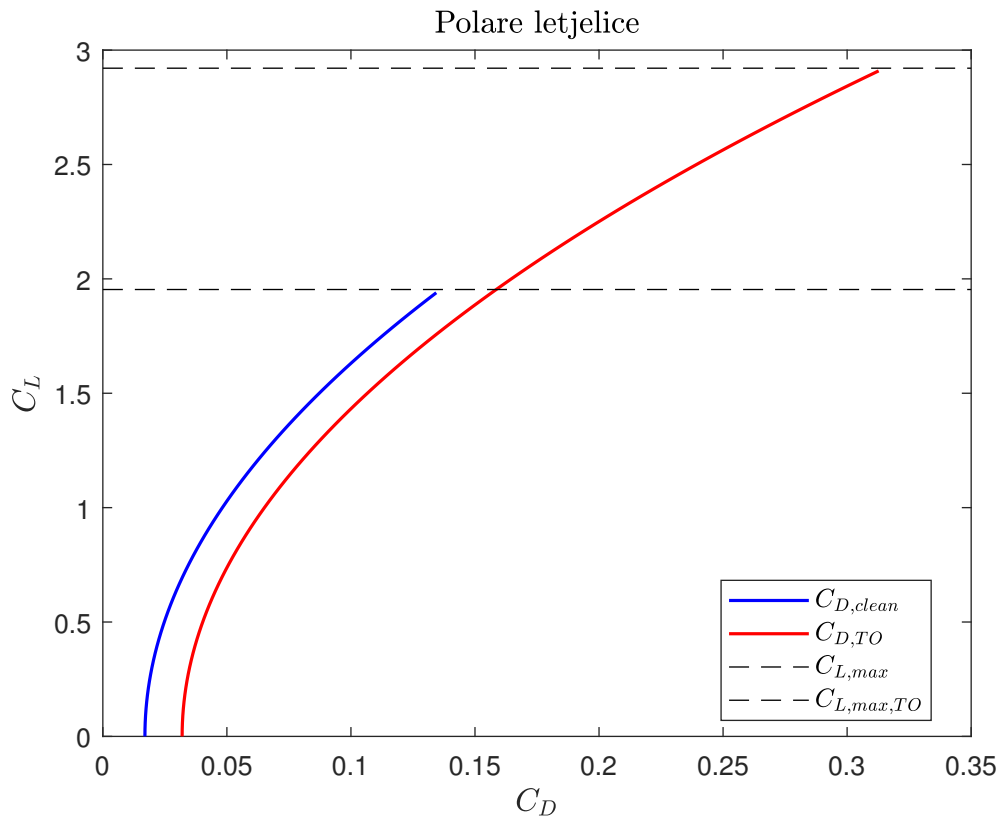


Slika 2.2: Matching dijagram s odabranom točkom

za propelere. Tehnička dokumentacija trupa dana je u Dodatku. Slikom 2.4 prikazan je konačni model trupa s odgovarajućim utorima za VTOL motore. Dodatna tehnička dokumentacija trupa dana je Dodatkom.

2.3.2. Krilo

Konfiguracija letjelice kako je ranije navedeno je BWB dok s visokokrilnom konfiguracijom krila radi povećanja stabilnosti i lakšeg pristupa teretu. Također krilo je strelasto iz istog razloga, nema dihedrala no ukoliko se u daljnjim proračunima pokaže kako je potreban, naknadno će biti dodan. Odabrani aeroprofil je S1210 - 12% koji se za ovakvu vrstu letjelice pokazao kao optimalan te će njegove aerodinamičke karakteristike biti prikazane u nastavku. Nakon određivanja aeroprofila moguće je modelirati krilo koje je modelirano prema podacima dobivenim prilikom dimenzioniranja prema performansama. Osnovni podaci krila dani su Tablicom 2.2.

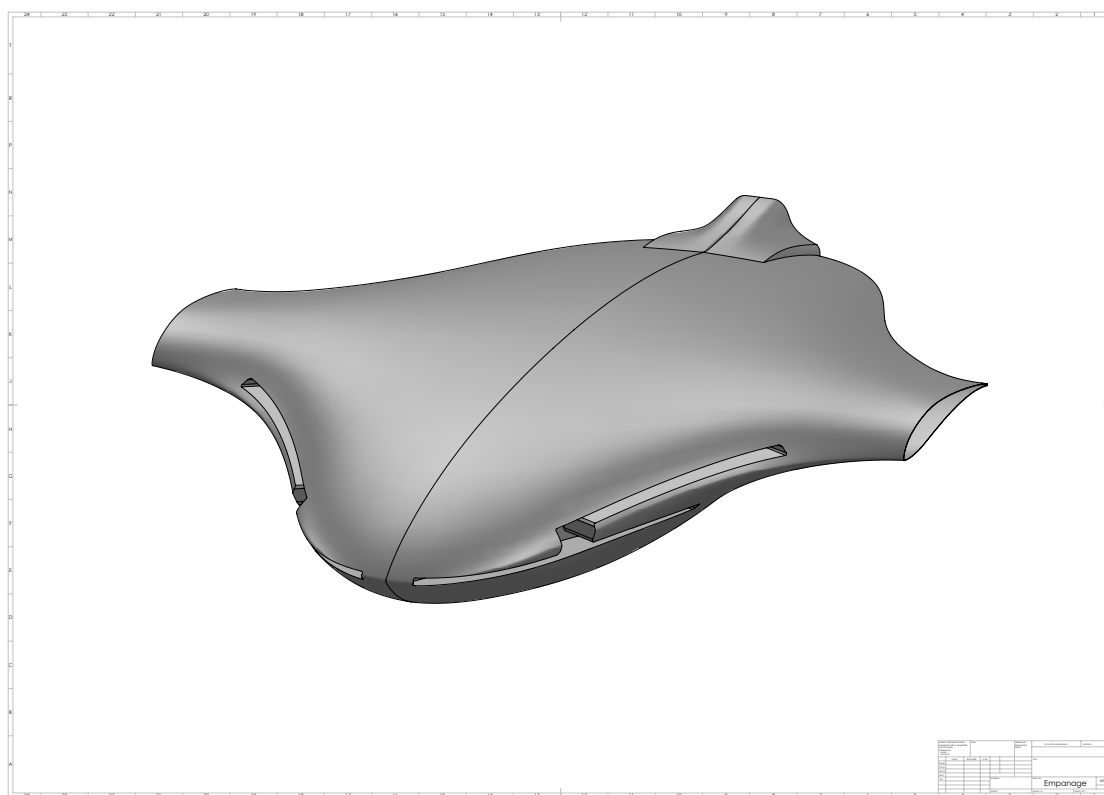


Slika 2.3: Početne polare letjelice

2.3.3. Rep

Prilikom odabira konfiguracije repa potrebno je obratiti pozornost kako rep ne bi bio u poremećenoj struji fluida zbog propelera koji se nalazi na stražnjem dijelu trupa te je pusher konfiguracije. Iz tog razloga odabrana je obrnuta U konfiguracija koja ne presjeca trag propelera te je time smanjen utjecaj struje na efikasnost repa. Rep je spojen *Boom-ovima*⁵ za trup što dovodi do smanjenja mase konstrukcije i omogućuje jednostavnije modeliranje repa. Kao aeroprofil repne konstrukcije odabrana je NACA 0010. Podaci o repnoj konfiguraciji dani su Tablicom 2.3 dok su dimenzije dane Dodatkom B.

⁵eng. Twin-boom - konfiguracija koja s dvije šipke spaja rep s trupom



Slika 2.4: Površina modeliranog trupa

Tablica 2.2: Podaci krila

Podatak	Iznos
S_{wing}	2.0529 m ²
b_{wing}	4.9633 m
c_r	500.00 mm
c_t	328.75 mm
c_A	413.616 mm
λ	0.6575
Λ_{LE}	6.89 °
Λ_{TE}	2.93 °
Aeroprofil	S1210 %
Položaj zakrilaca	30% korjenske tetive krila
Položaj krilaca	30% vršne tetive krila

Tablica 2.3: Podaci repa

Podatak	Iznos
S_h	0.6013 m ²
S_v	0.1847 m ²
\mathcal{R}_h	6.6253
\mathcal{R}_v	1.0206
c_h	300.00 mm
c_h	300.00 mm
i_h	-2.350 °
i_v	0.0 °

3 Aerodinamičke značajke letjelice

Kako ne postoje empirijski modeli i analitički način proračuna *Blended-wing* konstrukcije analiza aerodinamičkih značajki provedena je numerički u programskom paketu *Xflr5*. Ovim poglavljem razmotrit će se aerodinamičke značajke letjelice panelnom metodom ¹ i metodom vrtložne rešetke ².

3.1. Priprema modela

Zbog složene geometrije trupa pomoću CAD modela generirano je 17 aeroprofila trupa koji su razmaknuti 50 mm jedan od drugoga te su prikazani Slikom 3.1.

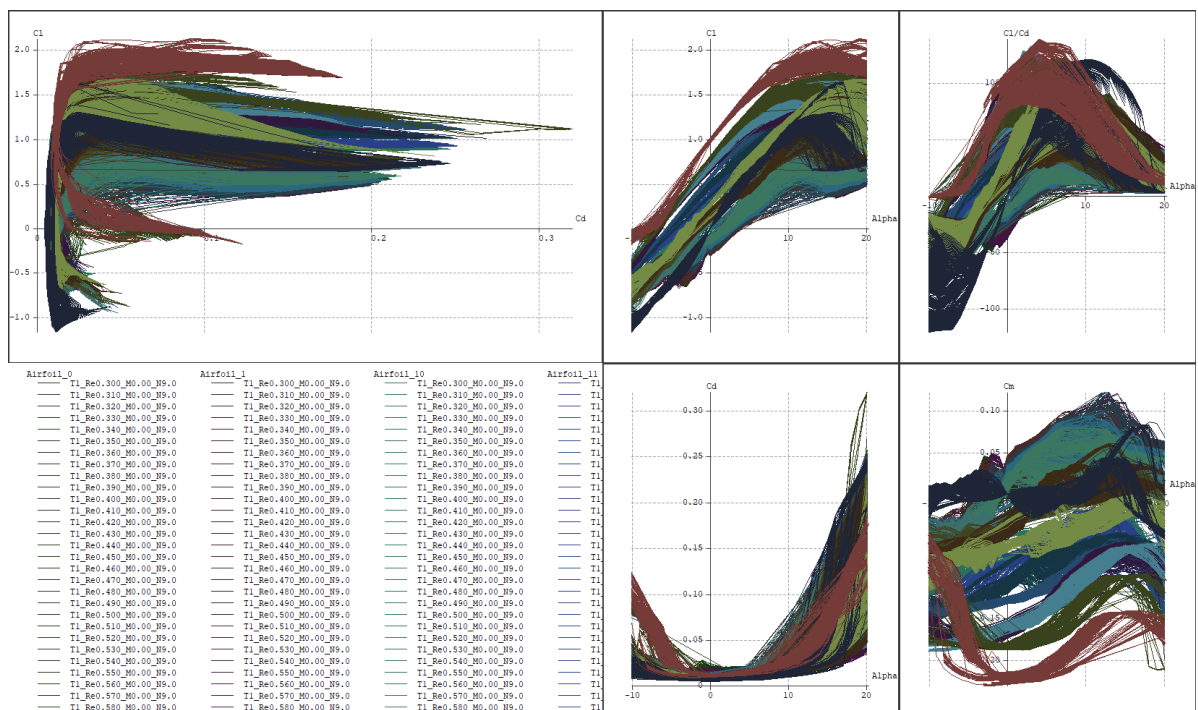
¹eng. Panel method - Panel

²eng. Vortex lattice method - VLM

Tako dobiveni aeroprofilu spremljeni su kao .IGS datoteke te je u programskom paketu *Salome* generirana mreža konačnih elemenata koja je spremljena kao .DAT datoteka koju je moguće učitati u programskom paketu *Xflr5* uz prethodnu obradu dobivenih podataka u programskom paketu *Excel* gdje je za svaki aeroprofil izbrisana z koordinata koja nije potrebna prilikom 2D analize. Detaljan opis ovog postupka moguće je razmotriti u [Salamun]

3.2. Rezultati iz *Xflr5*

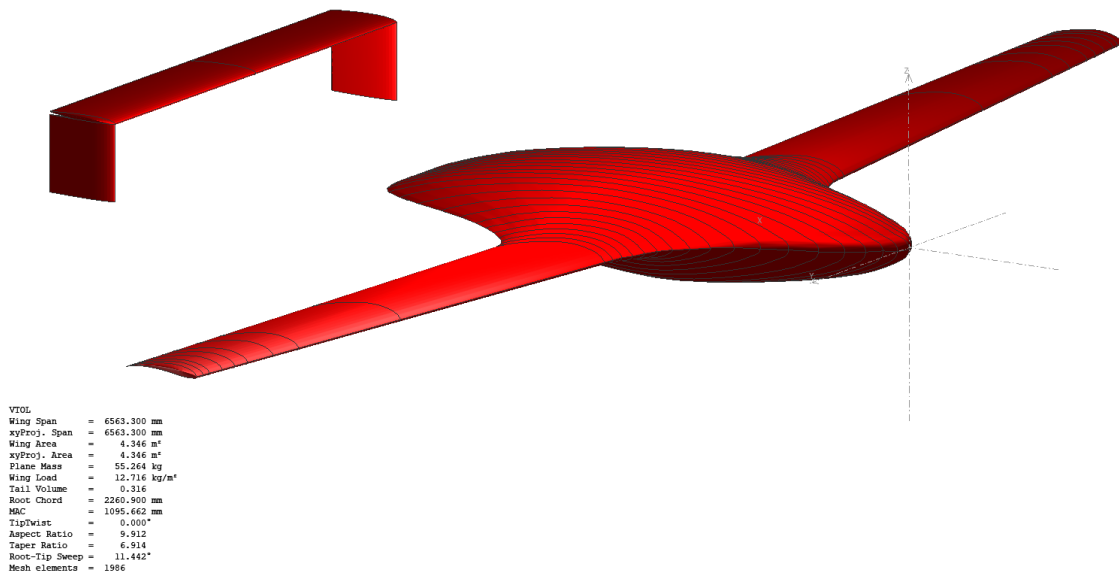
Nakon definiranja i korekcija aeroprofila u *Xflr5* moguće je provesti 2D analizu za pojedini aeroprofil. Analiza je provedena za različite Reynolds-ove brojeve (200,000 do 2,000,000 s korakom 10,000) i napadne kuteve čije su vrijednosti od -10° od $+20^\circ$. 2D analizom aeroprofila trupa dobiveni su traženi aerodinamički koeficijenti (C_l , C_d , C_m) koji su prikazani Slikom 3.2.



Slika 3.2: Rezultati 2D analize

Sljedeći korak je definirati model u *Xflr5* tako da se svi analizirani aeroprofilu trupa dimenzioniraju i pozicioniraju kako je prikazano Slikom 3.1. Isto tako za daljnu analizu

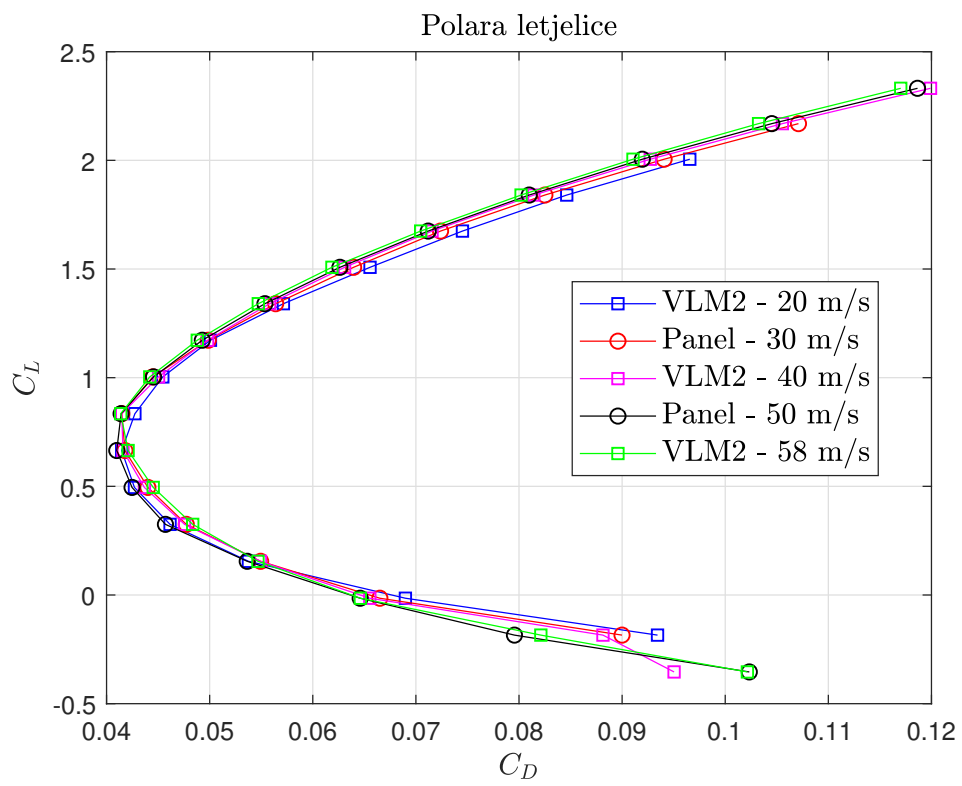
dinamičke stabilnosti potrebno je definirati horizontalni i vertikalni stabilizator čiji je aeroprofil NACA 0010 te je model letjelice prikazan Slikom 3.3.



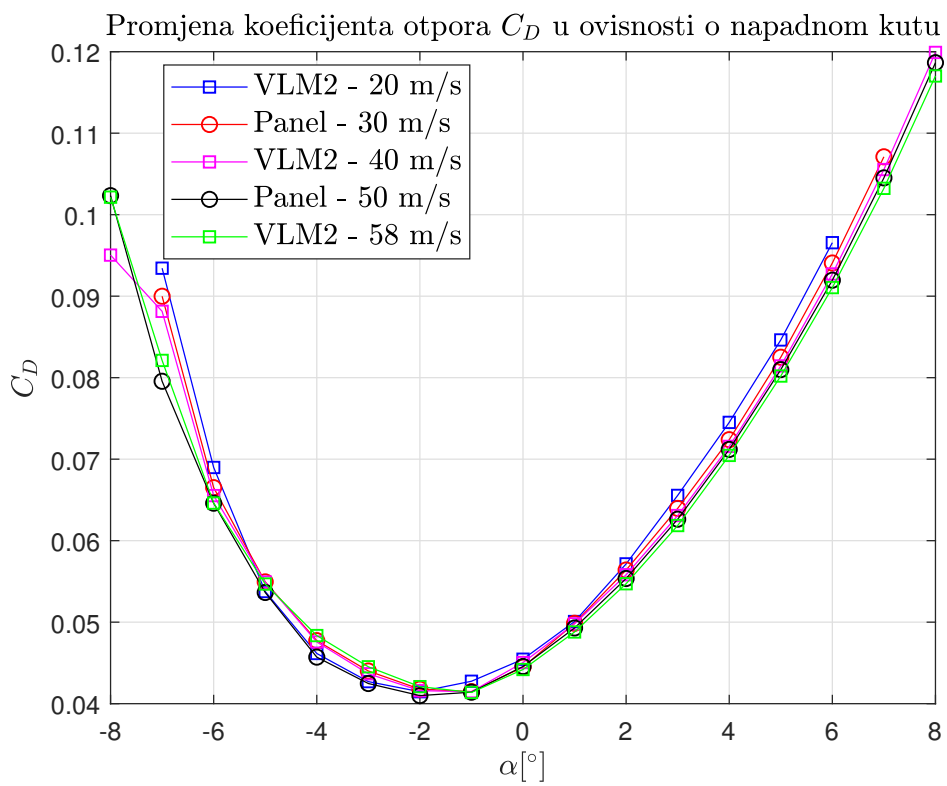
Slika 3.3: Konačan model letjelice

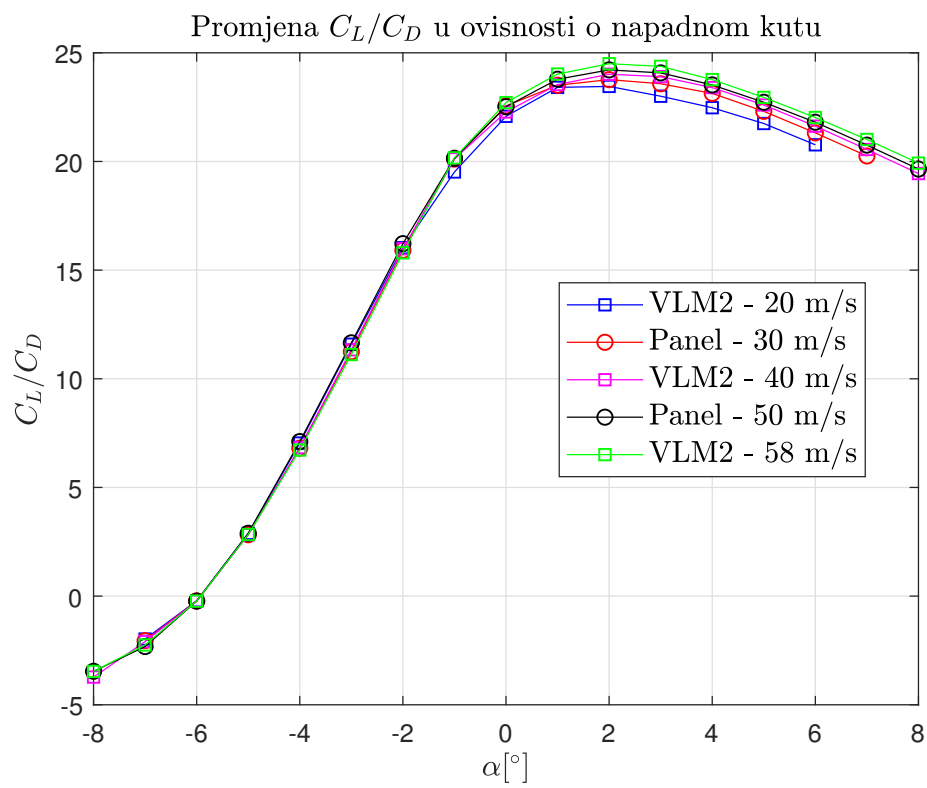
Proračunate aerodinamičke značajke letjelice za različite brzine leta i napadne kuteve panelnom metodom i metodom vrtložne rešetke prikazane su na istim grafovima kako bi se prikazala sličnost rezultata no izostavljeni su neki rezultati radi preglednosti istih. Slikama 3.4, 3.5 i 3.6 prikazani su dobiveni rezultati.

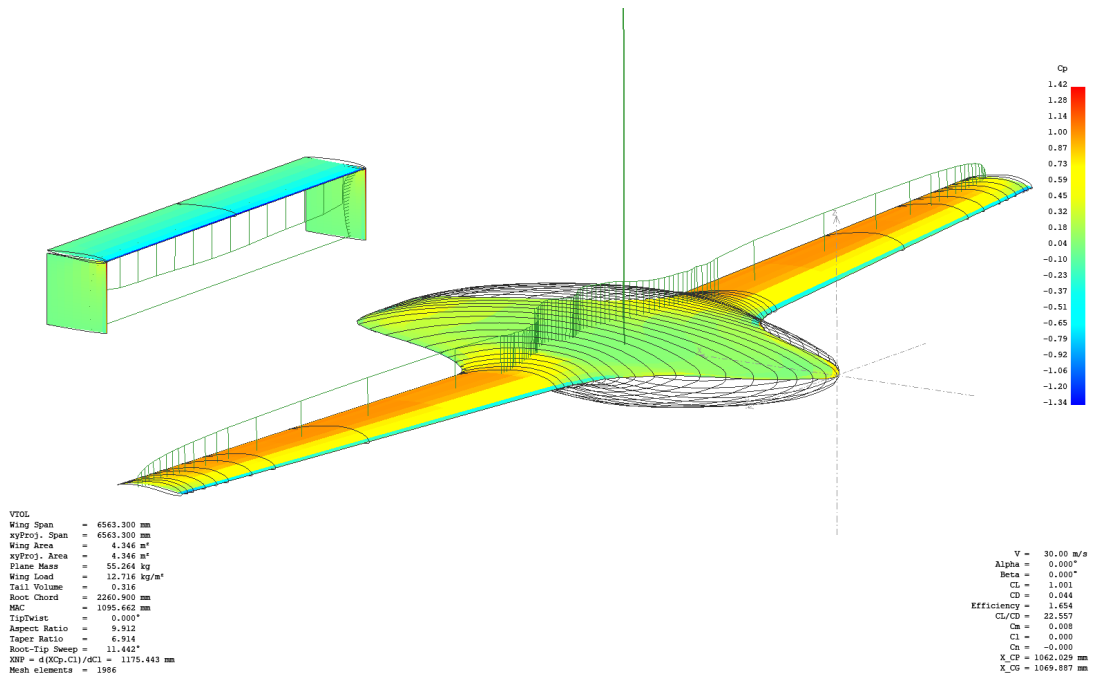
Prikaz raspodjele talaka i uzgona po površini letjelice za brzinu leta od 30 m/s i 40 m/s prikazani su Slikama 3.7 i 3.8.



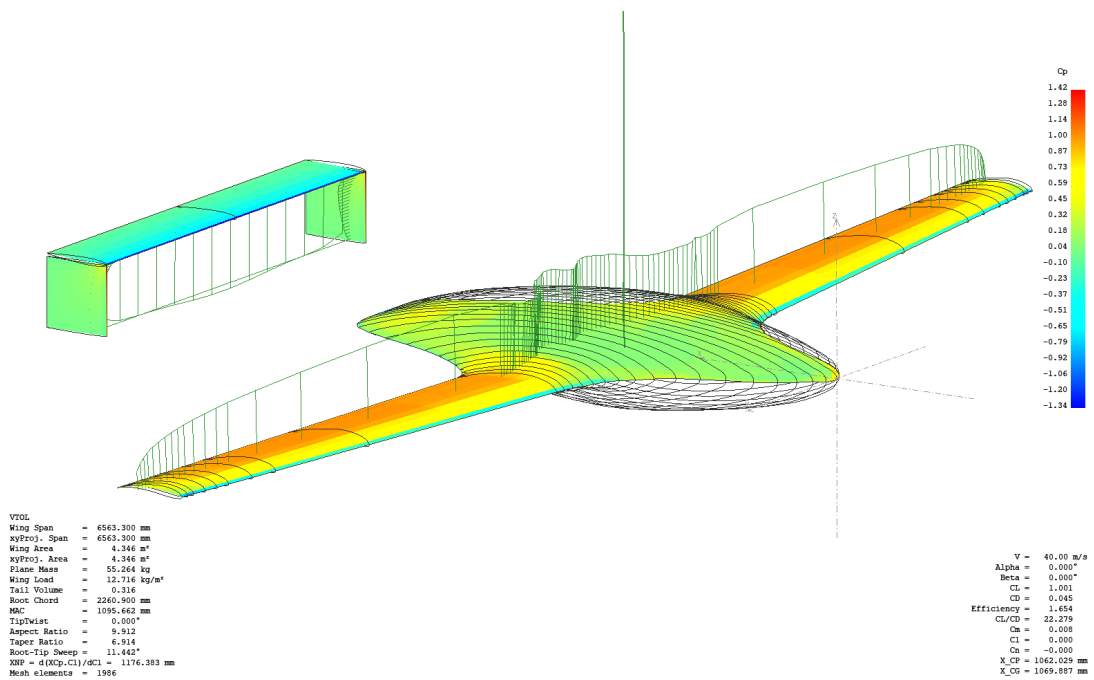
Slika 3.4: Polare letjelice nakon svih prikupljenih podataka

Slika 3.5: Koeficijent otpora C_D u ovisnosti o napadnom kutu

Slika 3.6: Koeficijent C_L/C_D u ovisnosti o napadnom kutu



Slika 3.7: Raspodjela talaka i uzgona za brzinu od 30 m/s panelnom metodom



Slika 3.8: Raspodjela talaka i uzgona za brzinu od 40 m/s metodom vrtložne rešetke

4 Performanse vertikalnog leta

Ovim poglavljem analizirat će se neke od performansi vertikalnog leta kao što su potrebna snaga za lebdenje (indeks H - hover) koja će biti od značaja prilikom tranzicije iz vertikalnog režima leta u horizontalni let gdje sama tranzicija ovim radom nije analizirana. Također analizirana je i maksimalna brzina penjanja (indeks C - climb) za određene postavke palice gasa motor ¹ te maksimalan broj slijetanja i polijetanja bez punjenja baterije.

4.1. Snaga potrebna za lebdenje

Analiza potrebne snage za režim lebdenja $P_{r,H}$ analizirana je prema [2] prema općenitoj formuli potrebne snage:

$$P = \kappa (V_c + v_i) \cdot T + \rho A_b (\Omega R)^3 \cdot \frac{c_{d0}}{8}, \quad (4.1)$$

gdje je V_C brzina penjanja i iznosi $V_C = 0$, Ω kutna brzina rotora, A_b je ukupna površina N krakova, a κ empirijski faktor inducirane snage koji za ovaj proračun iznosi $\kappa = 1$. Inducirana brzina proračunata je prema:

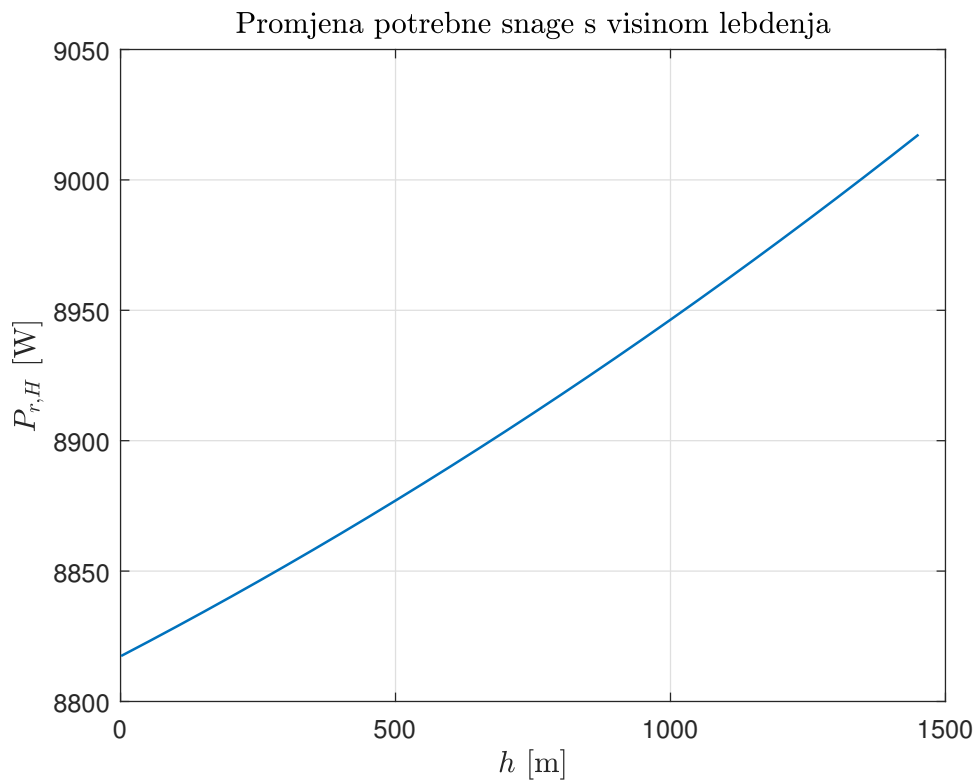
$$V_c + v_i = \frac{1}{2} V_c + \sqrt{\left(\frac{1}{2} V_c\right)^2 + \frac{T}{2\rho A}}, \quad (4.2)$$

zbog uvjeta da je $V_C = 0$ konačna jednadžba glasi:

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}.$$

¹postotak snage koja je dana elektro-motorima

Raspoloživa snaga elektromotora $P_{a,el}$ iznosi $P_{a,el} = 17.427$ kW uzimajući u obzir 4 elektromotora i snagu pojedinog koja je dana u Dodatku A.. Potrebna snaga za lebdenje u ovisnosti o visini leta prikazana je Slikom 4.1 gdje je vidljivo kako je potrebna snaga puno manja od raspoložive te je moguće zaključiti kako je moguće ostvariti ovaj režim leta.

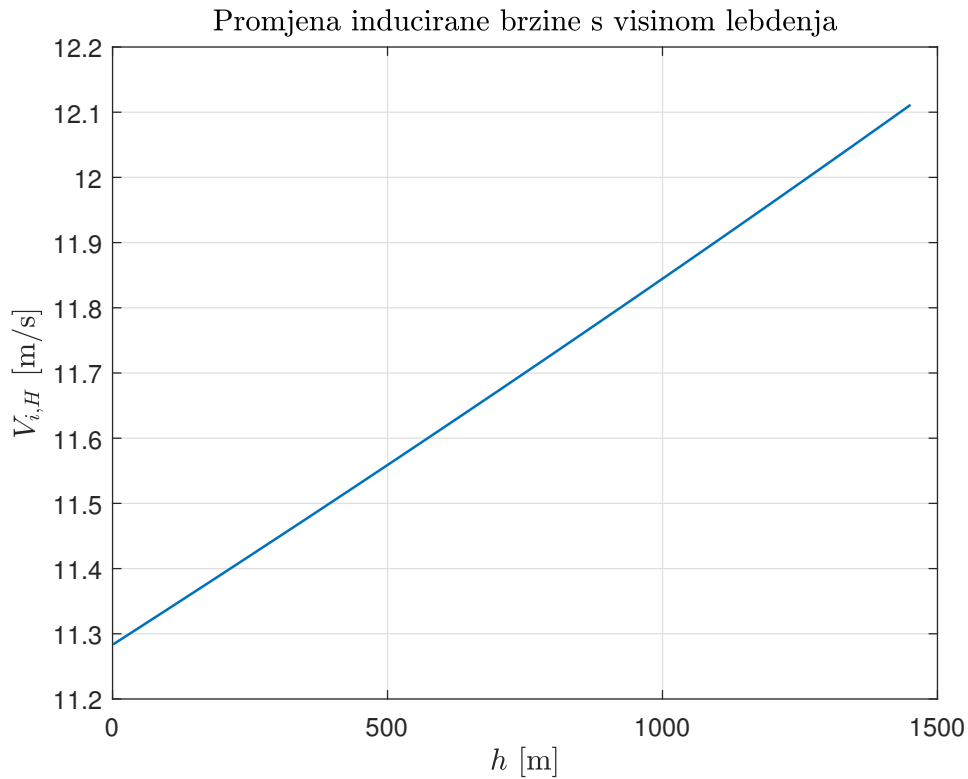


Slika 4.1: Potrebna snaga za lebdjenje

Kao zanimljiv podatak moguće je analizirati i prikazati promjenu inducirane brzine $v_{i,H}$ s visinom lebdjenja te je ona prikazana Slikom 4.2.

4.2. Brzina penjanja

Od velike je važnosti analizirati kojom brzinom pri kojem trošenju baterije je moguće ostvariti ženjenu brzinu penjanja. Ovom analizom uzete su u obzir tri pozicije gasa 62.5%, 75.0% i 87.5% zbog postojanja detaljnih specifikacija motora kao što su potrošnja, snaga i sila potiska za navedene pozicije. Analiza je provedena na način proračuna

Slika 4.2: Promjena inducirane brzine lebdenja $v_{i,H}$

razlike sile potiska sva 4 elektro-motora zajedno za određene pozicije i maksimalne težine letjelice, koja daje višak potiska preko kojeg je jednostavnim proračunom proračunata brzina penjanja za pojedinu poziciju gasa. Tako višak potiska za poziciju od 62.5%, 75.0% i 87.5% iznose

$$T_{C,62.5\%} = 249.56 \text{ N}$$

$$T_{C,75.0\%} = 503.84 \text{ N}$$

$$T_{C,87.5\%} = 832.67 \text{ N}.$$

Brzina penjanja V_C proračunata je prema:

$$V_C = \frac{T_C}{2\rho v_{i,C} A},$$

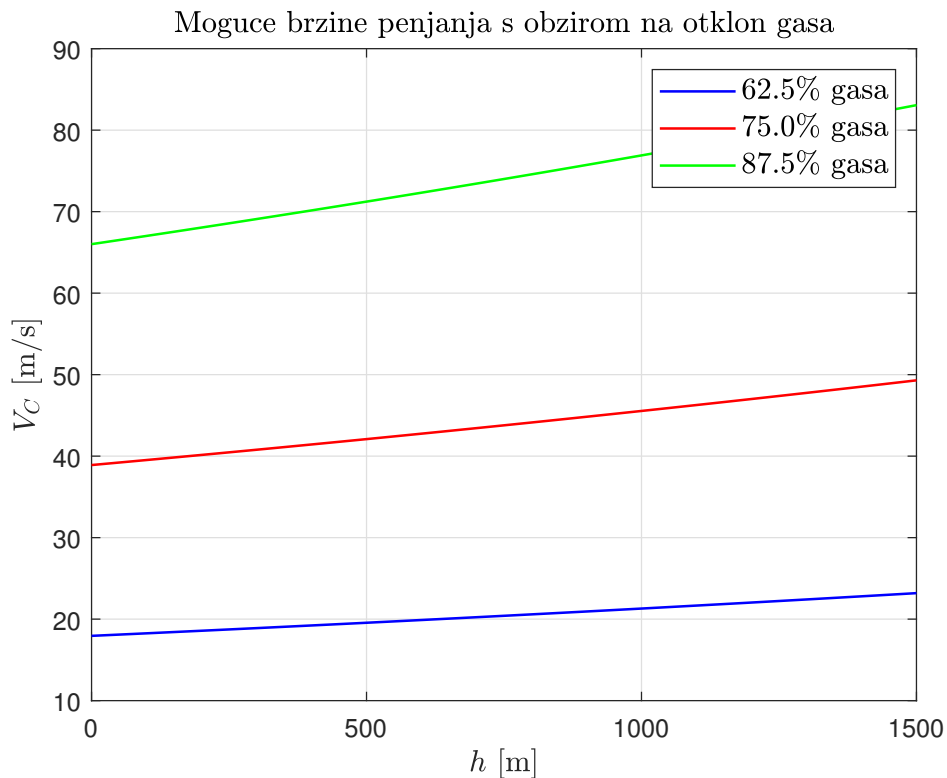
gdje je $v_{i,C}$ inducirana brzina penjanja, uz dodatnu varijablu opterećenje diska po jedinici snage PL ² te njihove jednadžbe glase:

²eng. Power Loading

$$v_{i,C} = \frac{1}{PL}$$

$$PL = \frac{T^{3/2}}{P_{a,el} \sqrt{2\rho A}} .$$

Rezultati analize brzine penjanja prikazani Slikom 4.3.



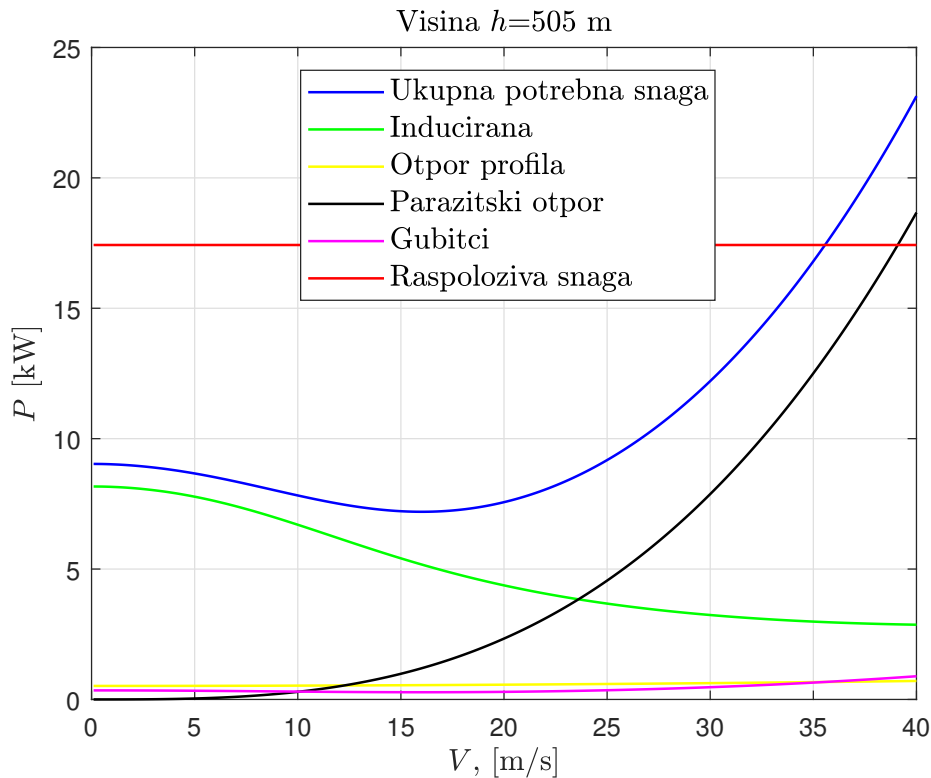
Slika 4.3: Promjena brzine penjanja V_C

Kao odabranu brzinu penjanja odabrana je brzina ostvariva s 62.5% zbog dovoljnog iznosa te zbog smanjenja potrošnje baterije, odnosno mogućnosti višestrukog polijetanja i slijetanja i u slučaju otkaza motora za horizontalni let moguće je jedan dio leta ostvariti pomoću elektro-motora. Potrebna snaga u horizontalnom letu analizirana je sljedećim poglavljem. Za slučaj korištenja 62.5% gasa vrijeme pražnjenja baterije do 20 % njenog kapaciteta iznosi $t_{C,62.5\%} = 602.28\text{s}$ kojom je moguće ostvariti maksimalno šest polijetanja (vertikalnog penjanja) s tla pri brzini od $V_C = 20\text{ m/s}$ i isti broj slijetanja (vertikalnog spuštanja) prilikom kojeg je moguće smanjiti brzinu. Odabir ovog rezultata je takav zbog prevelikih brzina penjanja kod ostalih pozicija gasa no daljnjim analizama

moguće je smanjiti i odabranu brzinu.

4.3. Potrebna snaga horizontalnog leta

Ovim poglavljem analizirana je potrebna snaga za horizontalni let pomoću motora za vertikalno polijetanje i slijetanje u slučaju otkaza glavnog motora. Kod horizontalnog leta prema [2] potrebno je analizirati ukupnu potrebnu snagu, induciranu snagu, otpor profila, parazitski otpor te gubitke. Dobiveni rezultati za odabranu visinu $h = 505$ m prikazani su Slikom 4.4.



Slika 4.4: Potrebna i raspoloživa snaga horizontalnog leta na $h = 505$ m

Iz dobivenih rezultata moguće je zaključiti kako je maksimalna brzina horizontalnog leta $V_{hor,max} = 36$ m/s dok je najmanje snage potrebno za let brzinom $V_{hor,min} = 16.5$ m/s.

5 | Statička stabilnost

Ovim poglavljem prikazani su rezultati analize statičke stabilnosti i stabilnosti po pravcu.

5.1. Uzdužna statička stabilnost

Kako bi se provjerila uzdužna statička stabilnost zrakoplova potrebno je prema [1] odrediti položaj aerodinamičkog centra letjelice te ga usporediti s maksimalnim stražnjim položajem težišta. Ako je zrakoplov statički stabilan s odabranim repom tada je potrebno provjeriti vrijednost statičke margine (SM) koja treba 10%.

Kako bi se odredio položaj aerodinamičkog centra letjelice korištena je jednačina

$$\bar{x}_{acA} = \frac{\bar{x}_{acWf} + \frac{C_{L\alpha h}}{C_{L\alpha Wf}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_h}{S} \bar{x}_{ach}}{1 + \frac{C_{L\alpha h}}{C_{L\alpha Wf}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_h}{S}}. \quad (5.1)$$

Kako bi se odredila vrijednost aerodinamičkog centra u nastavku su definirane vrijednosti gradijenta uzgona za horizontalni i vertikalni stabilizator te vrijednosti gradijenata povijanja struje zraka $d\varepsilon/d\alpha$.

Aerodinamički centar horizontalnog stabilizatora iznosi (izmjereno koristeći CAD model zrakoplova)

$$\bar{x}_{ach} = \frac{x_{acA}}{\bar{c}} = 2.3047.$$

Također potrebno je odrediti aerodinamički centar krila s dodatkom utjecaja trupa

$$\bar{x}_{acWf} = \bar{x}_{acW} + \Delta\bar{x}_{acf},$$

gdje je vrijednost aerodinamičkog centra krila na $1/4$ krila. Sve navedene vrijednosti normirane su srednjom aerodinamičkom tetivom koja iznosi $\bar{c} = 0.413616$ m dok je aerodinamičko ishodište određeno početkom krila.

5.1.1. Određivanje utjecaja tijela na aerodinamički centar zrakoplova

Utjecaj tijela na aerodinamički centar zrakoplova određen je jednadžbom

$$\bar{x}_{acf} = -\frac{\frac{dM}{d\alpha}}{qS\bar{c}C_{L\alpha W}}, \quad (5.2)$$

gdje su

- $S_{wing} = 2.0529$ m² - referentna površina kila
- $q = 0.5\rho V_{cruise}^2 = 251.4428$ Pa - dinamički tlak određen brzinom krstarenja
- $C_{L\alpha W}$ - gradijent uzgona krila određen u nastavku
- $\frac{dM}{d\alpha}$ - gradijent određen u nastavku.

Kako bi se odredio gradijent $dM/d\alpha$ koristi se sljedeća jednadžba

$$\frac{dM}{d\alpha} = \frac{\bar{q}}{36.5} \frac{C_{L\alpha W}}{0.08} \sum_{i=1}^{13} w_{fi}^2 \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)_i \Delta x_i. \quad (5.3)$$

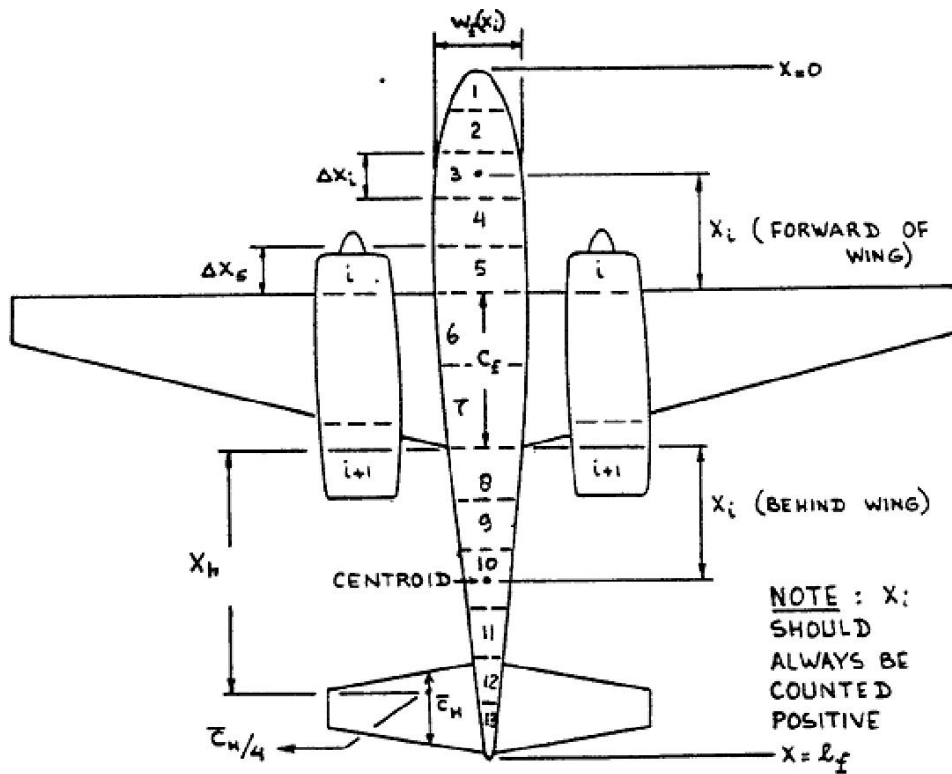
Suma u jednadžbi (5.3) određenja je podijelom zrakoplova na 13 sekcija kao na Slici 5.1

Vrijednost gradijenta povijanja struje zraka po sekcijama trupa računa se obzirom o kojoj se sekciji radi:

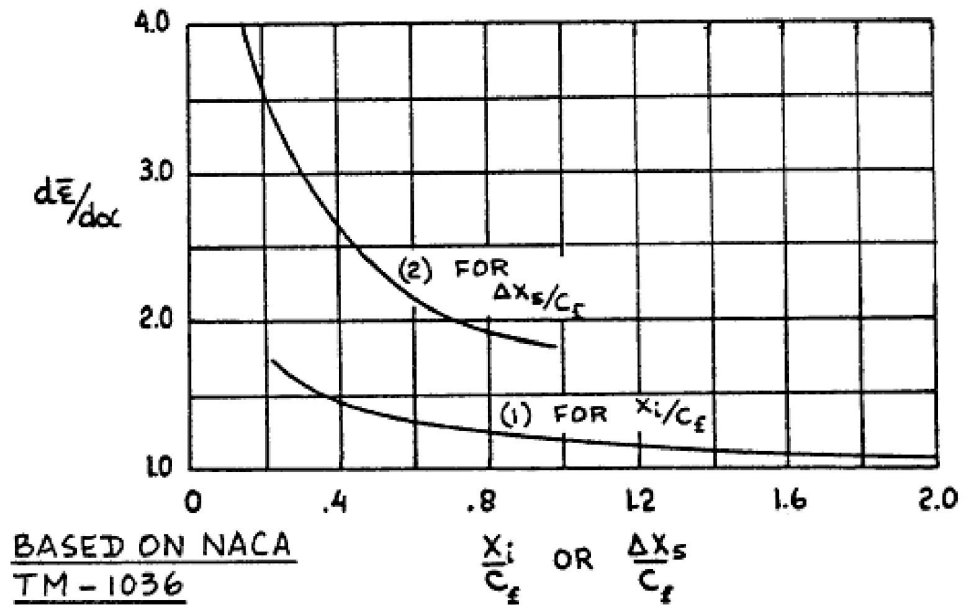
- za sekcije s indeksima $i = 1, 2, 3, 4$ koristi se krivulja 1 na Slici 5.2
- za sekciju $i = 5$ korištena je krivulja 2 na Slici 5.2
- za ostale sekcije korištenja je jednadžba:

$$\left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_i = \frac{x_i}{x_h} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right),$$

gdje su x_i i x_h definirani Slikom 5.1, a gradijent povijanja struje izračunat je u nastavku.



Slika 5.1: Prikaz podjele zrakoplova prema [1]



Slika 5.2: Korištene krivulje za izračun gradijenta povijanja struje

Sekcija	w_{fi} [mm]	$\left(\frac{d\bar{\epsilon}}{d\alpha}\right)_i$	Δx_i [mm]
1	355.30	1.15000	170
2	594.60	1.20000	170
3	757.90	1.25000	170
4	954.80	1.25000	170
5	1271.80	2.10000	170
6	1700.00	0.00000	300
7	1700.00	0.00000	300
8	1205.40	0.06970	345
9	982.40	0.20910	345
10	331.50	0.34850	345
11	110.00	0.48790	345
12	110.00	0.62730	345
13	110.00	0.76671	345

Tablica 5.1: Veličine određene podjelom zrakopova na sekcije prema Slici 5.1

Nakon određenih vrijednosti u Tablici 5.1 izračunata je vrijednost aerodinamičkog centra s utjecajem trupa i iznosi

$$\bar{x}_{acWf} = 0.5033 \text{ m} .$$

5.1.2. Određivanje gradijenta uzgona

Prema [1] potrebno je odrediti koeficijente uzgona krila i horizontalnog stabilizatora tj. gradijenata po napadnom kutu α . Općeniti izraz koji vrijedi za sve površine glasi:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi \mathcal{R}}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \mathcal{R}}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_c/2}{\beta^2}\right)}}, \quad (5.4)$$

gdje je

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2},$$

i predstavlja koficijent stlačivosti.

Za **krilo** korištene su sljedeće vrijednosti

- $\mathcal{R} = 10.00$
- $c_{l\alpha} = (c_{l\alpha})_W = 3.9841 \text{rad}^{-1}$
- $\Lambda_{c/2} = (\Lambda_{c/2})_W = 6.24^\circ$

Za krilo su dobivene sljedeće vrijednosti za različite Mach-ove brojeve

$$C_{L\alpha W}(Ma = 0.14568) = 4.104 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L\alpha W}(Ma = 0.0) = 4.100 \text{ rad}^{-1}$$

još je potrebno gradijent uzgona pomnožiti koeficijentom interferencije zbog postojanja spoja krilo-trup

$$K_{Wf} = 1 + 0.025\bar{d} - 0.25\bar{d} = 1$$

gdje je $\bar{d} = d/b$, a vrijednost d ekvivalentni promjer kruga tijela na mjestu spoja s krilom. Kako je odabranoj konfiguraciji (Blended-wing) trup tangentan s krilom, ekvivalentni promjer je beskonačan, te je iz tog razloga gornji koeficijent jednak 1. Konačno vrijednost gradijenta uzgona krila s utjecajem trijela jednak je

$$C_{L\alpha Wf} = 4.104 \text{ rad}^{-1}$$

Za **horizontalni stabilizator** korištene su sljedeće vrijednosti

- $\mathcal{R} = 6.6523$
- $c_{l\alpha} = (c_{l\alpha})_h = 5.680 \text{rad}^{-1}$
- $\Lambda_{c/2} = (\Lambda_{c/2})_W = 0^\circ$

te vrijednost gradijenta uzgona horizontalnog stabilizatora iznosi

$$C_{L\alpha h} = 3.8421 \text{ rad}^{-1}$$

Za **vertikalni stabilizator** korištene su vrijednosti

- $R = 1.0206$
- $c_{l\alpha} = (c_{l\alpha})_h = 5.680 \text{ rad}^{-1}$
- $\Lambda_{c/2} = (\Lambda_{c/2})_W = 0^\circ$

te vrijednost gradijenta uzgona vertikalni stabilizatora iznosi

$$C_{L\alpha v} = 2.1110 \text{ rad}^{-1}$$

5.1.3. Određivanje povijanja struje

Gradijent povijanja struje izračunat je sljedećom jednačbom

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4,44 \cdot (K_A K_\lambda K_h \sqrt{\cos \Lambda_{c/4}})^{1,19} \cdot \frac{C_{L\alpha W}(Ma = 0,043)}{C_{L\alpha W}(Ma = 0)} = 0,4037 \quad (5.5)$$

gdje su

- $K_A = \frac{1}{AR} - \frac{1}{1+AR^{1,7}} = 0,0689$ - koeficijent interferencije zbog vitkosti krila
- $K_h = \frac{1 - \frac{|h_h|}{b}}{\sqrt[3]{\frac{2|h_h|}{b}}} = 1,1090$ - koeficijent interferencije zbog horizontalnog stabilizatora
- $K_\lambda = 1.1950$ - koeficijent interferencije zbog suženja krila
- $\Lambda_{c/4} = 6.24^\circ$ - kut strijele na 1/4 tetive

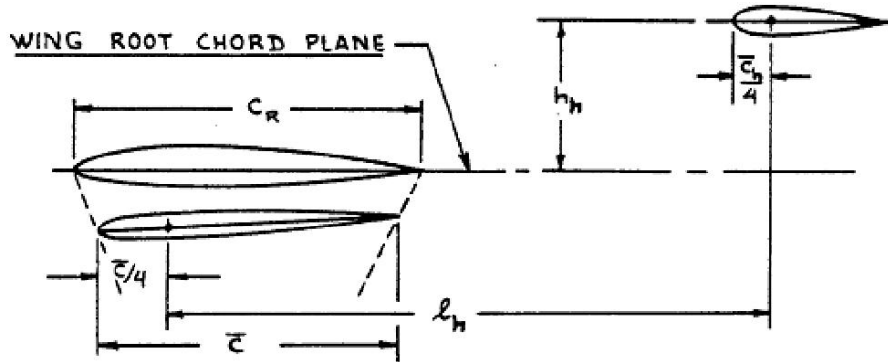
veličine l_h i h_h određene su prema Slici 5.3

5.2. Provjera statičke stabilnosti po pravcu

U svrhu provjere statičke stabilnosti po pravcu potrebno je odrediti gradijent momenta skretanja po kutu klizanja β , korištena je jednačba

$$C_{n\beta} = C_{n\beta f} + C_{n\beta v} + C_{n\beta W} \quad (5.6)$$

gdje su

Slika 5.3: Prikaz veličina l_h i h_h

- $C_{n\beta W} = 0$ - gradijent momenta skretanja zbog krila. U ovoj analizi je zanemariv
- $C_{n\beta v}$ - gradijent momenta skretanja zbog vertikalnog stabilizatora, koji ima najveći doprinos
- $C_{n\beta f}$ - gradijent momenta skretanja zbog tijela. Jednak je 0 zbog koeficijenta K_N

Kako bi se odredili gradijenti momenta skretanja zbog vertikalnog stabilizatora i tijela, korištene su sljedeće jednadžbe

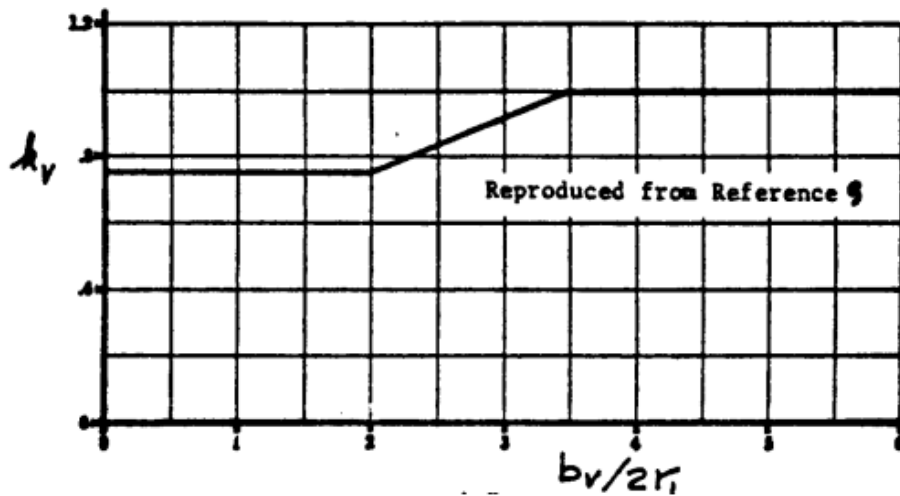
$$C_{n\beta v} = k_v C_{L\alpha v} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v \frac{S_v l_v}{S b} \quad (5.7)$$

$$C_{n\beta f} = -57,3 K_N K_{Re} \frac{S_{fs} l_f}{S b} \quad (5.8)$$

gdje su

- $k_v = 1$ - empirijski faktor za procjenu momenta skretanja. Korišten je dijagram na Slici 5.4 ($b_v = 38$ mm, a $2r_i = 42$ mm)
- $C_{L\alpha v} = 2.1110$ - gradijent uzgona vertikalnog stabilizatora
- $\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v$ - izraz koji definira utjecaj povijanja struje
- $l_v = 3.0000$ m - udaljenost aerodinamičkog centra vertikalnog stabilizatora od težišta zrakoplova

- $K_N = 0$ - prema dijagramu (v. [1] str. 399)
- K_{Re} - koeficijent utjecaja Reynoldovog broja na bočnu statičku stabilnost
- $S_{fs} = 0.6295 \text{ m}^2$ - površina bočne projekcije trupa (CAD model)
- $l_f = 2.2354 \text{ m}$ - duljina trupa zrakoplova



Slika 5.4: Dijagram empirijskih faktora za izračun momenta skretanja

Izraz za utjecaj povijanja struje glasi

$$\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v = 0,724 + \frac{3,06 \frac{S_v}{S}}{1 + \cos \Lambda_{c/4}} + 0,4 \frac{z_w}{d_f} + 0,009 R = 0.9081 \quad (5.9)$$

gdje su

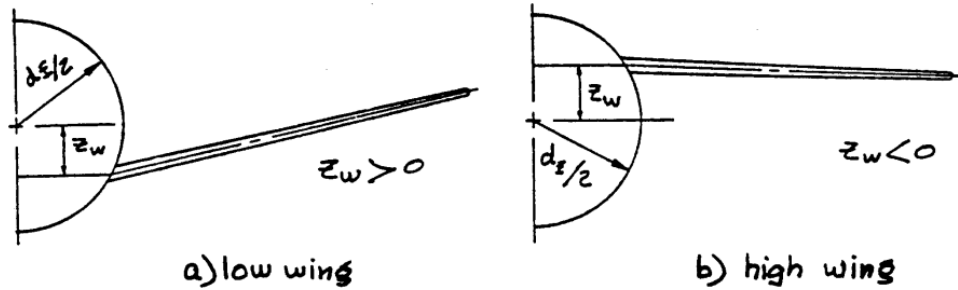
- $S_v = 0.1842 \text{ m}^2$ - efektivna površina vertikalnog stabilizatora
- $\frac{z_w}{d_f} = -0.5$ - definirane prema Slici 5.5

5.3. Prikaz rezultata provjere statičke stabilnosti

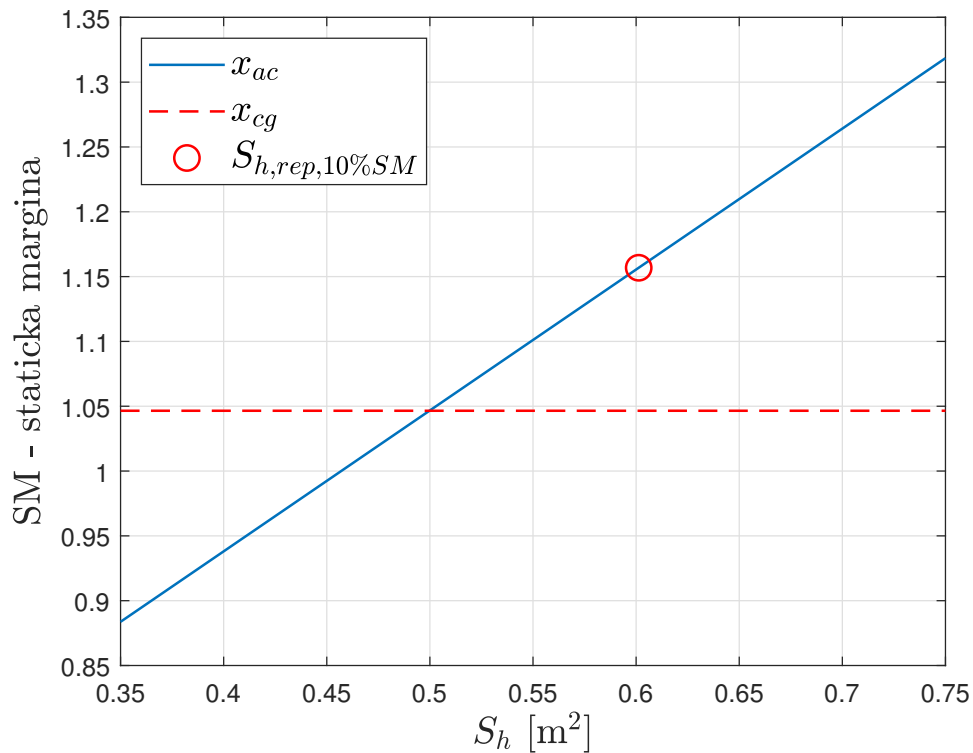
5.3.1. Uzdužna statička stabilnost

Dobiveni iznos aerodinamičkog centra zrakoplova za površinu horizontalnog stabilizatora ($S_h = 0.6013 \text{ m}^2$) je

$$\bar{x}_{ac} = 1.1568 \text{ m.}$$

Slika 5.5: Prikaz veličina z_w i d_f

Kako bi se nacrtao graf statičke margine korištena je jednačina (5.1) za različite vrijednosti površina horizontalnog stabilizatora. U ovoj analizi zanemaren je pomak težišta zrakoplova zbog određenosti istog prostorom za teret koji će dominantno definirati njegov položaj te je prema njemu određen horizontalni stabilizator. Na Slici 5.6 prikazane su krivulje položaja za statičku marginu 10% i projektirani horizontalni stabilizator.



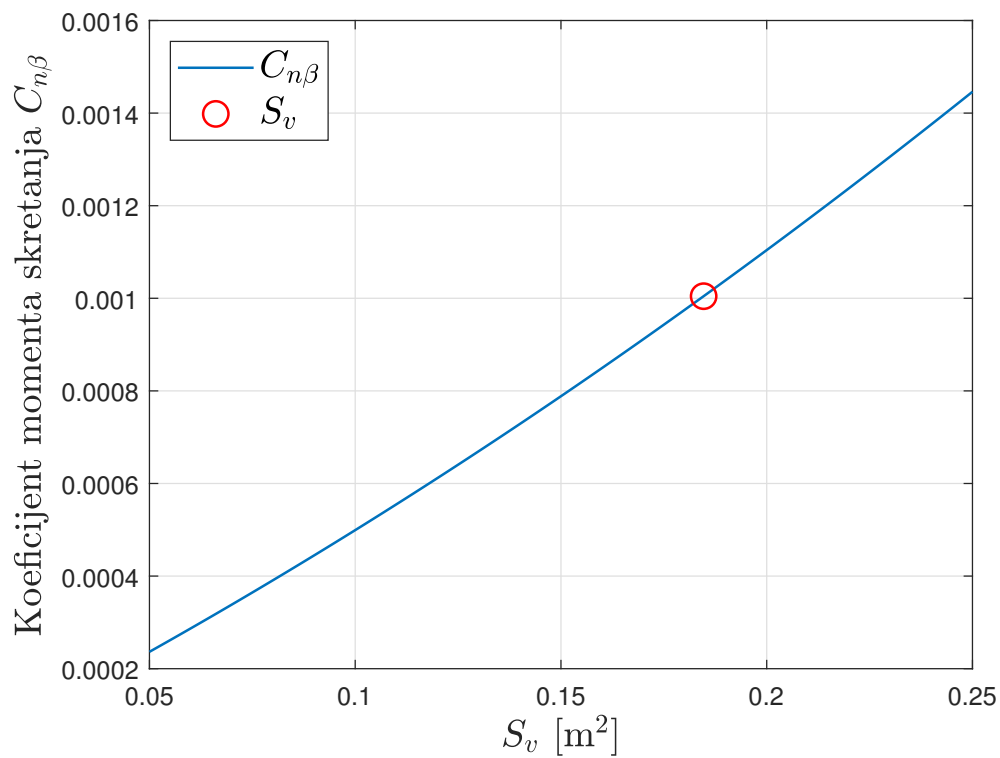
Slika 5.6: Prikaz statičke margine

5.3.2. Statička stabilnost po pravcu

Ukupan gradijent momenta skretanja za odabranu površinu vertikalnog stabilizatora ($S_v = 0.1842 \text{ m}^2$) iznosi:

$$C_{n\beta} = 0.0573 \text{ rad}^{-1} = 0.0010 \text{ 1/}^\circ,$$

te zadovoljava uvjet stabilnosti po pravcu, a to je da je $C_{n\beta} = 0.001$. Slikom 5.6 prikazan je odnos koeficijenta $C_{n\beta}$ u ovisnosti o površini vertikalnog stabilizatora S_v .



Slika 5.7: Prikaz statičke stabilnosti po pravcu

6 Dinamička stabilnost

Nakon određenih aerodinamičkih značajki zrakoplova, pogonske grupe i momenata moguće je definirati linearizirani 6DOF model ([3] poglavlje 2.). Kako bi se provela daljnja analiza potrebno je odrediti koeficijente poremećaja aerodinamičkih sila i aerodinamičkih momenata pomoću kojih je moguće odrediti koeficijente dinamičke stabilnosti uz poremećaje i momente.

6.1. Linearizacija sila

Potrebno je navesti kako se za propellerski pogon usvaja postojanje poremećaja snage ([3] poglavlje 2.4.2.) te je moguće zapisati

$$\Delta T \cdot V^0 + T^0 \Delta V = 0, \quad (6.1)$$

odnosno

$$\Delta T = -\frac{\Delta V}{V^0} T^0. \quad (6.2)$$

Linearizacija komponenta aerodinamičke sile ($S_{ref} = S_{wing}$, $b_{ref} = b_{wing}$)

$$\begin{aligned} X &= \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} C_X(\alpha, \beta^2) \\ Y &= \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} C_Y(\beta, p^*, r^*, \delta_n) \\ Z &= \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} C_Z(\alpha, \dot{\alpha}^*, q^*, \delta_m). \end{aligned} \quad (6.3)$$

Kako bi proračunali vrijednosti matrice sustava i upravljanja uzdužnog gibanja potrebno je odrediti koeficijente dinamičke stabilnosti uz poremećaje prema [4] koji glase:

$$\begin{aligned} X_u^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref}}{m} C_X^0 \\ X_\alpha^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{X\alpha}^0 \end{aligned} \quad (6.4)$$

$$\begin{aligned} Y_\beta^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{Y\beta}^0 \\ Y_p^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b_{ref}}{2m} C_{Yp}^0 \\ Y_r^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b_{ref}}{2m} C_{Yr}^0 \\ Y_{\delta_n}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{Y\delta_n}^0 \end{aligned} \quad (6.5)$$

$$\begin{aligned} Z_u^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref}}{m} C_Z^0 \\ Z_\alpha^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{Z\alpha}^0 \\ Z_{\dot{\alpha}}^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} c_A}{2m} C_{Z\dot{\alpha}}^0 \\ Z_q^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} c_A}{2m} C_{Zq}^0 \\ Z_{\delta_m}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{Z\delta_m}^0 \end{aligned} \quad (6.6)$$

Potrebni koeficijenti proračunati su prema [4] te uspoređeni s analitičkim vrijednostima iz [3] te je određena veza između rezultata gdje su vrijednosti koeficijenta dobivenih iz *Xflr5* upola manje od vrijednosti proračunatih prema [3]. Vrijednosti dobivenih koeficijenata su:

$$C_X^0 = -0.0254$$

$$C_{X\alpha}^0 = 0.4095$$

$$C_{Y\beta}^0 = -0.0895$$

$$C_{Yp}^0 = -5.5090 \cdot 10^{-5}$$

$$C_{Yr}^0 = 0.0781$$

$$C_{Y\delta_n}^0 = 0.0242$$

$$C_Z^0 = -0.4915$$

$$C_{Z\alpha}^0 = -4.8411$$

$$C_{Z\dot{\alpha}}^0 = -5.6800$$

$$C_{Zq}^0 = -4.9419$$

$$C_{Z\delta_m}^0 = -0.6390$$

6.2. Linearizacija komponenata aerodinamičkog momenta

Ovisnosti komponenata aerodinamičkog momenta zrakoplova o parametrima su:

$$\begin{aligned} L &= \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} b C_l(\beta, p^*, r^*, \delta_l, \delta_n) \\ M &= \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} c_A C_m(\alpha, \dot{\alpha}^*, q^*, \delta_m) \\ N &= \frac{\rho V^2}{2} S_{ref} b C_n(\beta, p^*, r^*, \delta_l, \delta_n) . \end{aligned} \tag{6.7}$$

Kao i u prethodnom poglavlju potrebno je odrediti koeficijenti dinamičke stabilnosti za momente koji glase:

$$\begin{aligned}
L_{\beta}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b_{ref}}{2I_x} C_{l\beta}^0 \\
L_p^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b_{ref}^2}{2I_x} C_{lp}^0 \\
L_r^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b_{ref}^2}{2I_x} C_{lr}^0 \\
L_{\delta_n}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b_{ref}}{2I_x} C_{l\delta_n}^0 \\
L_{\delta_l}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b_{ref}}{2I_x} C_{l\delta_l}^0
\end{aligned} \tag{6.8}$$

$$\begin{aligned}
M_{\alpha}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} c_A}{2I_y} C_{m\alpha}^0 \\
M_{\dot{\alpha}}^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} c_A^2}{2I_y} C_{m\dot{\alpha}}^0 \\
M_q^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} c_A^2}{2I_y} C_{mq}^0 \\
M_{\delta_m}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} c_A}{2I_y} C_{m\delta_m}^0
\end{aligned} \tag{6.9}$$

$$\begin{aligned}
N_{\beta}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b_{ref}}{2I_z} C_{n\beta}^0 \\
N_p^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b_{ref}^2}{2I_z} C_{np}^0 \\
N_r^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b_{ref}^2}{2I_z} C_{nr}^0 \\
N_{\delta_n}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b_{ref}}{2I_z} C_{n\delta_n}^0 \\
N_{\delta_l}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b_{ref}}{2I_z} C_{n\delta_l}^0.
\end{aligned} \tag{6.10}$$

Istim pristupom kao kod prethodnih koeficijenata dobiveni koeficijenti iznose:

$$\begin{aligned}
C_{l\beta}^0 &= -0.0091 \\
C_{lp}^0 &= -0.7945 \\
C_{lr}^0 &= 0.2803 \\
C_{l\delta_n}^0 &= 0.0037 \\
C_{l\delta_l}^0 &= 0.4832 \\
C_{m\alpha}^0 &= -0.4326 \\
C_{m\dot{\alpha}}^0 &= 5.6800 \\
C_{mq}^0 &= -5.0665 \\
C_{m\delta_m}^0 &= -0.5272 \\
C_{n\beta}^0 &= 0.0307 \\
C_{np}^0 &= -0.1516 \\
C_{nr}^0 &= -0.0231 \\
C_{n\delta_n}^0 &= -0.0074 \\
C_{n\delta_l}^0 &= -0.0401 .
\end{aligned}$$

6.3. Model uzdužnog gibanja

Za numeričku analizu potrebno je zapisati linearizirane jednadžbe 6DOF modela. Isto tako navedene jednadžbe koriste se kod analize sustava upravljanja na letjelicama.

Linearizacije je potrebna kako bi minimalnim brojem jednadžbi bilo kojeg dinamičnog sustava opisali njegovo gibanje te ih nazivamo vektorom stanja \mathbf{x} . Time bi sustav bio opisan u više-dimenzionalnom prostoru, prostoru stanja.

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) . \quad (6.11)$$

Potrebno je dodati jednadžbu izlaza sustava tj. vektor izlaza $\mathbf{y}(t)$. Jednadžba izlaza glasi

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t) . \quad (6.12)$$

6.3.1. Jednadžbe uzdužnog gibanja u prostoru stanja

Kod uzdužnog gibanja moguće je rastaviti sustav na dva podsustava ([3] poglavlje 2.4.6.). Prvi podsustav se sastoji od četiri jednadžbe gibanja s četiri varijable: Δu , $\Delta\alpha$, $\Delta\theta$ i Δq . te ga čine: prva i treća jednadžba gibanja središta mase, druga jednadžba gibanja oko središta mase i druga jednadžba veze između kutnih brzina i derivacija kutova.

Za letjelice s propellerskim pogonom one glase:

$$\begin{aligned}
\Delta\dot{u} &= \left(X_u^0 - \frac{T^0 \cos \alpha_T}{mu} \right) \Delta u + X_\alpha^0 \Delta\alpha - g \cos \theta^0 \Delta\theta \\
\Delta\dot{\alpha} &= \frac{Z_u^0 - \frac{T^0 \sin \alpha_T}{mu}}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta u + \frac{Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta\alpha + \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta q - \frac{g \sin \theta^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta\theta + \frac{Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta\delta_m \\
\Delta\dot{q} &= M_\alpha^0 \frac{Z_u^0 - \frac{T^0 \sin \alpha_T}{mu}}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta u + \left(M_\alpha^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta\alpha - \frac{M_\alpha^0 g \sin \theta^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta\theta + \\
&\quad + \left(M_q^0 + M_\alpha^0 \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta q + \left(M_{\delta_m}^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta\delta_m \\
\Delta\dot{\theta} &= \Delta q.
\end{aligned} \tag{6.13}$$

Varijable sustava jednadžbi uzdužnog gibanja, odnosno vektor stanja glasi:

$$\Delta\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \Delta u & \Delta\alpha & \Delta q & \Delta\theta \end{bmatrix}^T. \tag{6.14}$$

U ovim jednadžbama poremećaji varijabli skretanja i valjanja nemaju utjecaj (nemaju utjecaj na uzdužno gibanje).

Mali poremećaji varijabli skretanja ili valjanja nemaju utjecaja u ovim jednadžbama tj. nemaju utjecaja na uzdužno gibanje. Jednadžbe (6.13) su linearne i s konstantnim koeficijentima (matrica \mathbf{A}) jer su definirane za refentno stanje i moguće ih je zapisati kao sustav u prostoru stanja uz $\mathbf{x}(t) = \Delta\mathbf{X}(t)$

$$\begin{aligned}
\Delta\dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{A}\Delta\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}\Delta\mathbf{e}(t) \\
\mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\Delta\mathbf{X}(t) + \mathbf{D}\Delta\mathbf{e}(t).
\end{aligned} \tag{6.15}$$

odnosno uz $\mathbf{C} = \mathbf{I}^1$ te $\mathbf{D} = 0$

$$\begin{aligned}\Delta\dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{A}\Delta\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}\Delta\mathbf{e}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \Delta\mathbf{X}(t),\end{aligned}\quad (6.16)$$

pri tome je vektor stanja

$$\Delta\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \Delta u & \Delta\alpha & \Delta q & \Delta\theta \end{bmatrix}^T,$$

a vektor upravljanja $\mathbf{u} = \Delta\mathbf{e} = [\Delta\delta_m]$ je ulaz sustava. Matrica uzdužnog gibanja sustava \mathbf{A}_u je

$$\mathbf{A}_u = \begin{bmatrix} X_u^0 - \frac{T^0 \cos \alpha_T}{mu^0} & X_\alpha^0 & 0 & -g \cos \theta^0 \\ \frac{Z_u^0 - \frac{T^0 \sin \alpha_T}{mu^0}}{u^0 - Z_\alpha^0} & \frac{Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\alpha^0} & \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\alpha^0} & -\frac{g \sin \theta^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \\ M_\alpha^0 \frac{Z_u^0 - \frac{T^0 \sin \alpha_T}{mu^0}}{u^0 - Z_\alpha^0} & M_\alpha^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\alpha^0} & M_q^0 + \frac{M_\alpha^0 (u^0 + Z_q^0)}{u^0 - Z_\alpha^0} & -\frac{M_\alpha^0 g \sin \theta^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad (6.17)$$

a matrica \mathbf{B}_u

$$\mathbf{B}_u = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \\ M_{\delta_m}^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (6.18)$$

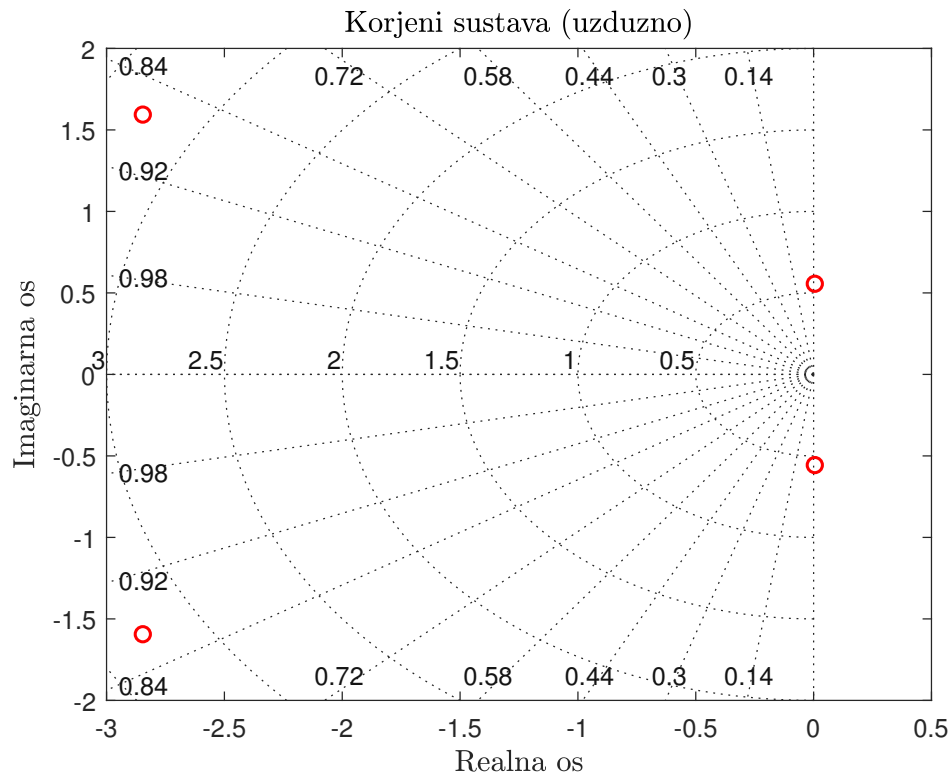
Uz prethodno određene i proračunate koeficijente dinamičke stabilnosti uz poremećaje i momente matrice sustava i upravljanja za uzdužno gibanje glase:

$$\mathbf{A}_u = \begin{bmatrix} -0.0469 & 3.8370 & 0 & -9.810 \\ -0.0454 & -2.1264 & 0.9048 & 0 \\ 0.0872 & -3.3088 & -3.5089 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad (6.19)$$

¹ \mathbf{I} je jedinična matrica

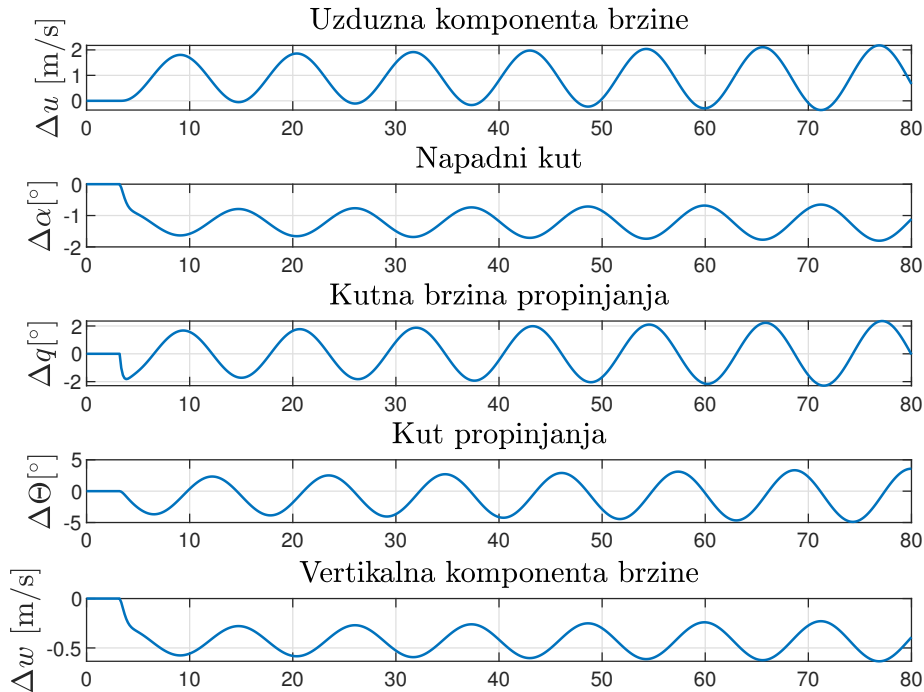
$$\mathbf{B}_u = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.2805 \\ -8.4773 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (6.20)$$

Slikom 6.1 prikazani su karakteristični korjeni sustava, a Slikom 6.2 prikazane su promjene varijabli vezane za uzdužnu dinamičku stabilnost (Δu , $\Delta \alpha$, Δq , $\Delta \theta$, Δw).



Slika 6.1: Prikaz korjena sustava uzdužnog gibanja

Iz priloženih grafova vidljivo je kako je potrebno modelirati sustav stabilizacije zbog oscilatornog ponašanja varijabli iako su realni dijelovi korjena sustava negativni. Isto tako valja naglasiti kako je odziv varijabli proračunat za odskočnu pobudu kormila visine.



Slika 6.2: Prikaz promjena karakterističnih veličina u ovisnosti o vremenu

6.3.2. Aproximacije lineariziranog modela uzdužnog gibanja

U svrhu analize model uzdužnog gibanja moguće je pojednostavniti odnosno aproksimirati ga na sustav drugog reda. Kod linearnog uzdužnog gibanja od interesa su aproksimacije kratko-periodičnog i dugo-periodičnog moda.

Kratko-periodična aproksimacija

Kod kratko-periodičnog moda dolazi do promjene iznosa napadnog kuta i kutne brzine propinjanja.

Elementi matrice \mathbf{A}_u pojednostavljaju se numeričkim vrijednostima, tako za sljedeće koeficijente dinamičke stabilnosti vrijedi: $Z_{\dot{\alpha}}^0 \ll u^0$, $Z_w^0 \ll 1$ te kratko-periodična aproksimacija glasi:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w^0 & u^0 \\ M_w^0 + M_{\dot{w}}^0 Z_w^0 & M_q^0 + M_{\dot{w}}^0 u^0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_m}^0 \\ M_{\delta_m}^0 + M_{\dot{w}}^0 Z_{\delta_m}^0 \end{bmatrix} \cdot \Delta \delta_m . \quad (6.21)$$

Prijenosne funkcije za kratko-periodičnu aproksimaciju su:

$$\begin{aligned} G_{\delta_m}^w(s) &= \frac{N^w(s)}{D(s)} = \frac{\Delta w(s)}{\Delta \delta_m(s)} = \frac{K_w(1 + sT_1)}{s^2 + 2\zeta_k \omega_k s + \omega_k^2} \\ K_w &= u^0 M_{\delta_m}^0 - M_q^0 Z_{\delta_m}^0 \\ T_1 &= \frac{Z_{\delta_m}^0}{K_w} \\ G_{\delta_m}^q(s) &= \frac{N^q(s)}{D(s)} = \frac{\Delta q(s)}{\Delta \delta_m(s)} = \frac{K_q(1 + sT_2)}{s^2 + 2\zeta_k \omega_k s + \omega_k^2} \\ K_q &= Z_{\delta_m}^0 M_w^0 - M_{\delta_m}^0 Z_w^0 \\ T_2 &= \frac{M_{\delta_m}^0 + Z_{\delta_m}^0 M_{\dot{w}}^0}{K_q} , \end{aligned} \quad (6.22)$$

pri čemu za prigušenje i prirodnu frekvenciju kratko-periodične aproksimacije vrijedi

$$\begin{aligned} 2\zeta_k \omega_k &= - (M_q^0 + M_{\dot{w}}^0 u^0 + Z_w^0) \\ \omega_k &= \sqrt{M_q^0 Z_w^0 - M_{\dot{w}}^0 u^0} . \end{aligned}$$

Proračunate prijenosne funkcije, prigušenje i prirodna frekvencija glase:

$$\begin{aligned} G_{\delta_m}^w(s) &= -\frac{5.99s + 193}{s^2 + 5.94s + 11.4} \\ K_w &= -192.5524 \\ T_1 &= 0.0311 \\ G_{\delta_m}^q(s) &= -\frac{8.45s + 18.09}{s^2 + 5.94s + 11.38} \\ K_q &= -18.0867 \\ T_2 &= 0.4670 \\ 2\zeta_k \omega_k &= 5.9414 \\ \omega_k &= 3.3730 \text{ rad/s} . \end{aligned}$$

Dugo-periodična aproksimacija

Za vrijednosti koeficijenata dinamičke stabilnosti letjelice vrijedi $Z_{\dot{\alpha}} \ll u^0$, $Z_{\dot{q}} \ll u^0$ te duogo-periodična aproksimacija glasi:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_u^u + A_w^u \frac{A_q^q u^0 - A_q^q A_u^w}{A_q^q A_w^w - A_w^q u^0} & -g \\ \frac{A_w^q A_u^w - A_u^q A_w^w}{A_q^q A_w^w - A_w^q u^0} & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_w^u \frac{B_{\delta_m}^q u^0 - B_{\delta_m}^w A_q^q}{A_q^q A_w^w - A_w^q u^0} \\ \frac{B_{\delta_m}^w A_q^q - B_{\delta_m}^q A_w^w}{A_q^q A_w^w - A_w^q u^0} \end{bmatrix} \cdot \Delta \delta_m. \quad (6.23)$$

Dok su prijenosne funkcije duogo-periodične aproksimacije za u i θ

$$\begin{aligned} G_{\delta_m}^u(s) &= \frac{N_{\delta_m}^u(s)}{D(s)} = \frac{\Delta u(s)}{\Delta \delta_m(s)} = \frac{[X_w^0 u^0 M_{\delta_m}^0 - g M_{\delta_m}^0 - u^0 M_w^0 X_{\delta_m}^0] s + g (M_{\delta_m}^0 Z_w^0 - M_w^0 Z_{\delta_m}^0)}{s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2} \\ G_{\delta_m}^\theta(s) &= \frac{N_{\delta_m}^\theta(s)}{D(s)} = \frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_m(s)} = \\ &= \frac{M_{\delta_m}^0 s^2 + [M_u^0 X_{\delta_m}^0 + M_w^0 Z_{\delta_m}^0 - (X_u^0 + Z_w^0) M_{\delta_m}^0] s}{s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2} \\ &\quad - \frac{[(Z_u^0 M_w^0 - M_u^0 Z_w^0) X_{\delta_m}^0 - (M_w^0 X_w^0 - M_w^0 X_u^0) Z_{\delta_m}^0]}{s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2}. \end{aligned} \quad (6.24)$$

gdje za prigušenje i prirodnu frekvenciju duogo-periodičnog moda vrijedi:

$$\begin{aligned} 2\zeta_d \omega_d &= - \left[X_u^0 + \frac{M_u^0 (u^0 X_w^0 - g)}{u^0 M_w^0} \right] \\ \omega_d &= \sqrt{-\frac{g}{u^0} \left[Z_u^0 - \frac{M_u^0 Z_w^0}{M_w^0} \right]}, \end{aligned} \quad (6.25)$$

a primjenom Lanchesterove aproksimacije $M_u^0 \rightarrow 0$ konačno glase:

$$\begin{aligned} 2\zeta_d \omega_d &= -X_u^0 \\ \omega_d &= \sqrt{-\frac{g Z_u^0}{u^0}}. \end{aligned} \quad (6.26)$$

Proračunate prijenosne funkcije, prigušenje i prirodna frekvencija glase:

$$\begin{aligned}
G_{\delta_m}^u(s) &= \frac{53.86s + 177.43}{s^2 + 0.023s + 0.47} \\
G_{\delta_m}^\theta(s) &= -\frac{9.02s^2 + 18.29s - 0.47}{s^2 + 0.023s + 0.47} \\
2\zeta_d\omega_d &= 0.0235 \\
\omega_d &= 0.6861 \text{ rad/s} .
\end{aligned}$$

6.4. Model bočnog gibanja

Ovim dijelom rada opisat će se postupak analize modela bočnog gibanja na odskočnu pobudu otklona kormila pravca i otklona krilaca.

6.4.1. Jednadžbe bočnog gibanja

Kako su u prethodnom poglavlju razmotrene četiri jednadžbe koje se odnose na uzdužno gibanje letjelice u prostoru, definiraju se preostale jednadžbe koje se odnose na skretanje i valjanje te se mogu rješavati neovisno o uzdužnom gibanju te ih zajedno nazivamo bočnim gibanjem. Potrebno je napomenuti kako su sljedeće jednadžbe spregnute te ih nije moguće razmatrati zasebno. Jednadžbe bočnog gibanja glase:

$$\begin{aligned}
\Delta\dot{\beta} &= \frac{Y_\beta^0}{u^0}\Delta\beta + \frac{Y_p^0}{u^0}\Delta p + \left(-1 + \frac{Y_r^0}{u^0}\right)\Delta r + \frac{g \cos \theta^0}{u^0}\Delta\phi + \frac{Y_{\delta_n}^0}{u^0}\Delta\delta_n \\
\Delta\dot{p} &= L_\beta^0\Delta\beta + L_p^0\Delta p + L_r^0\Delta r + L_{\delta_\ell}^0\Delta\delta_\ell + L_{\delta_n}^0\Delta\delta_n \\
\Delta\dot{r} &= N_\beta^0\Delta\beta + N_p^0\Delta p + N_r^0\Delta r + N_{\delta_\ell}^0\Delta\delta_\ell + N_{\delta_n}^0\Delta\delta_n \\
\Delta\dot{\phi} &= \Delta p + \text{tg } \theta^0 \Delta r ,
\end{aligned} \tag{6.27}$$

gdje su varijable sustava tj. vektor stanja

$$\Delta\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \Delta\beta & \Delta p & \Delta r & \Delta\phi \end{bmatrix}^T .$$

Kako postoje dvije pobude koje utječu na bočno gibanje letjelice vektor upravljanja glasi:

$$\Delta\mathbf{e} = \begin{bmatrix} \Delta\delta_\ell & \Delta\delta_n \end{bmatrix}^T ,$$

gdje je $\Delta\delta_\ell$ otklon krilaca, a $\Delta\delta_n$ otklon kormila pravca.

Matrica sustava (\mathbf{A}_b) i matrica upravljanja (\mathbf{B}_b) bočnog gibanja glase:

$$\mathbf{A}_b = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta^0}{u^0} & \frac{Y_p^0}{u^0} & \frac{Y_r^0}{u^0} - 1 & \frac{g \cos \theta^0}{u^0} \\ L_\beta^0 & L_p^0 & L_r^0 & 0 \\ N_\beta^0 & N_p^0 & N_r^0 & 0 \\ 0 & 1 & \operatorname{tg} \theta^0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (6.28)$$

$$\mathbf{B}_b = \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_n}^0}{u^0} \\ Y_{\delta_l}^0 & Y_{\delta_n}^0 \\ N_{\delta_l}^0 & N_{\delta_n}^0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (6.29)$$

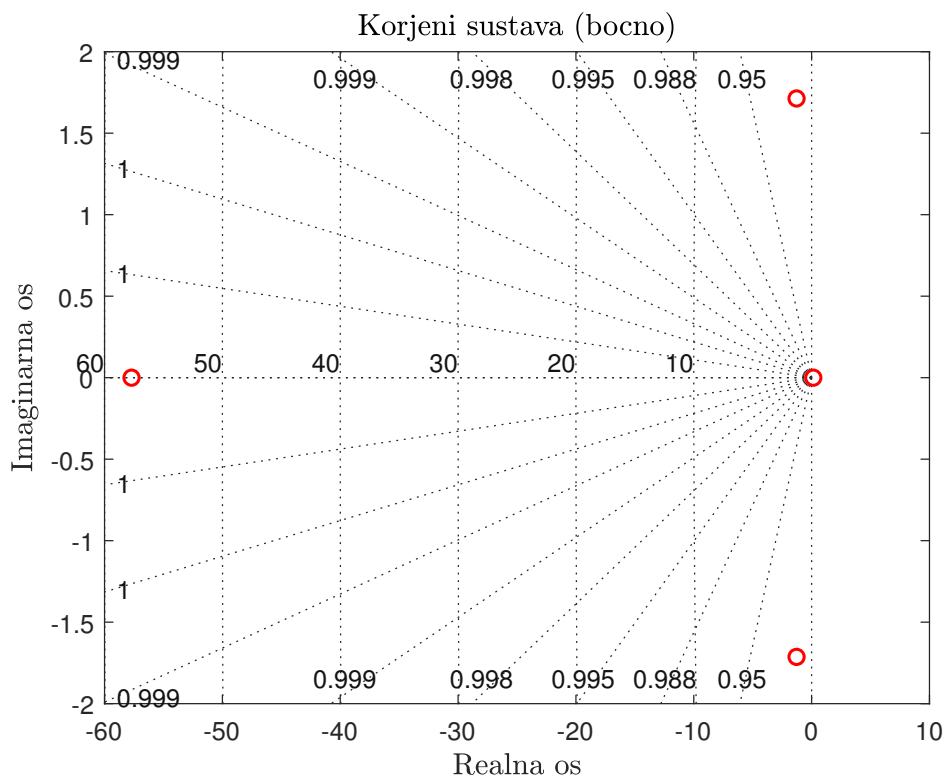
S koeficijentima proračunatima u poglavljima 6.1. i 6.2. matrica sustava i upravljanja bočnog gibanja glase:

$$\mathbf{A}_b = \begin{bmatrix} -0.0414 & -6.21 \cdot 10^{-6} & -0.9912 & 0.4842 \\ -2.7649 & -59.3873 & 20.9515 & 0 \\ 3.7804 & -4.5780 & -0.6976 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

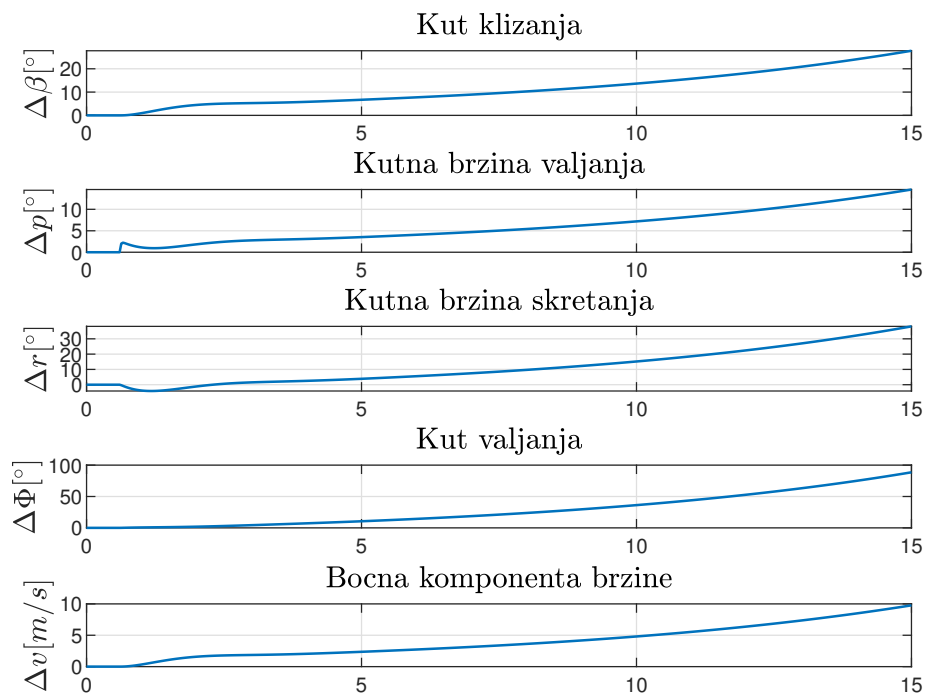
$$\mathbf{B}_b = \begin{bmatrix} 0 & 0.0112 \\ 147.4357 & 1.1290 \\ -4.9432 & -0.9122 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

Slikom 6.3 prikazani su korjeni sustava za bočno gibanje dok su Slikama 6.4 i 6.5 prikazane promjene veličina za otklon krilaca $\Delta\delta_l$ i otklon kormila pravca $\Delta\delta_n$.

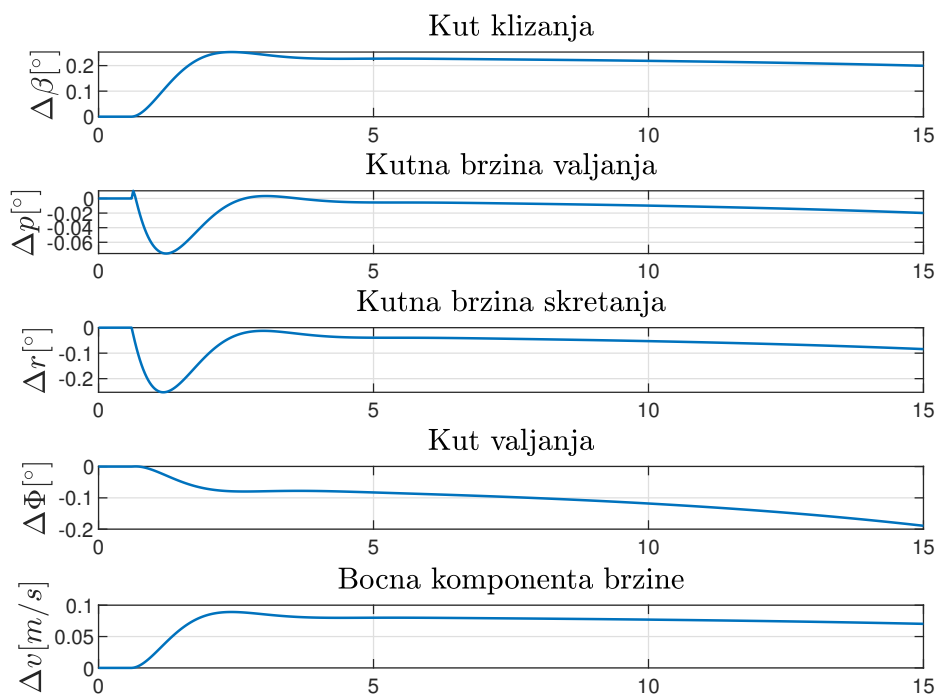
Kao i kod uzdužnog gibanja iz grafova je vidljivo kako je potrebno projektirati sustave stabilizacije koji su analizirani u Poglavlju 7..



Slika 6.3: Prikaz korjena sustava bočnog gibanja



Slika 6.4: Prikaz promjena karakterističnih veličina u ovisnosti o vremenu za otklon krilaca $\Delta\delta_l$



Slika 6.5: Prikaz promjena karakterističnih veličina u ovisnosti o vremenu za otklon kormila pravca $\Delta\delta_n$

6.4.2. Aproximacije lineariziranog modela bočnog gibanja

Kod lineariziranog modela bočnog gibanja od interesa su aproksimacije moda valjanja, spiralnog moda i spregnutog moda skretanja i valjanja. U sljedećim poglavljima definirat će se prijenosne funkcije istih.

Aproximacija moda valjanja

Aproximacija moda valjanja ima samo jednu jednadžbu (jednadžba momenta valjanja) zbog zanemarivanja bočne sile i momenta skretanja koja glasi:

$$\Delta \dot{p} = L_p^0 \Delta p + L_{\delta_l}^0 \Delta \delta_l + L_{\delta_n}^0 \Delta \delta_n. \quad (6.30)$$

Prijenosnu funkciju moda valjanja na pobudu krilaca $\Delta \delta_l$ moguće je zapisati kao:

$$G_{\delta_l}^p(s) = \frac{\Delta p(s)}{\Delta \delta_l(s)} = \frac{N(s)}{D(s)} = \frac{k_v}{s + 1/\tau_v} = \frac{L_{\delta_l}^0}{s - L_p^0}, \quad (6.31)$$

koja nakon proračuna iznosi:

$$G_{\delta_l}^p(s) = \frac{147.44}{s + 59.387}.$$

Aproximacija spiralnog moda

S obzirom na dugi vremenski period spiralnog moda moguće je pretpostaviti da su varijable v , β , p i r kvazi-stacionarne, a aproksimacija spiralnog moda glasi:

$$\Delta \dot{\phi} + \frac{1}{\tau_s'} \Delta \phi = 0, \quad (6.32)$$

gdje je

$$\tau_s' = \frac{-1}{g/u^0} \frac{L_{\beta}^0 N_p^0 - N_{\beta}^0 L_p^0}{N_{\beta}^0 L_r^0 - L_{\beta}^0 N_r^0}.$$

Za pobudu po krilcima $\Delta \delta_l$ prijenosna funkcija spiralnog moda glasi:

$$G_{\delta_l}^{\phi}(s) = \frac{\Delta \phi(s)}{\Delta \delta_l(s)} = \frac{N(s)}{D(s)} = \frac{k'_{\phi}}{s + 1/\tau_s'}, \quad (6.33)$$

gdje je k'_{ϕ} pojačanje te je definirano kao:

$$k'_{\phi} = \frac{N_{\beta}^0 L_{\delta_l}^0 - L_{\beta}^0 N_{\delta_l}^0}{L_{\beta}^0 N_p^0 - N_{\beta}^0 L_p^0}.$$

Konačan izraz prijenosne funkcije nakon proračune glasi:

$$G_{\delta_l}^{\phi}(s) = \frac{2.2925}{s - 27.949}.$$

Aproksimacija spregnutog moda skretanja i valjanja

Prilikom aproksimacije zanemaruje se valjanje zbog jake prigušenosti. Također ukoliko je pobuda na krilcima $\Delta\delta_l = 0$ aproksimacija spregnutog moda skretanja i valjanja² glasi:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\beta}^0}{u_0} & -1 \\ N_{\beta}^0 & N_r^0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta_n}^0}{u_n^0} \\ N_{\delta_n}^0 \end{bmatrix} \Delta\delta_n \quad (6.34)$$

Prijenosne funkcije dutch-roll moda su:

$$\begin{aligned} G_{\delta_n}^{\beta}(s) &= \frac{N_{\delta_n}^{\beta}(s)}{D(s)} = \frac{\Delta\beta(s)}{\Delta\delta_n(s)} = \frac{(s - N_r^0) \frac{Y_{\delta_n}^0}{u^0} - N_{\delta_n}^0 \left(\frac{Y_{\beta}^0}{u^0} - 1 \right)}{D(s)} \\ G_{\delta_n}^r(s) &= \frac{N_{\delta_n}^r(s)}{D(s)} = \frac{\Delta r(s)}{\Delta\delta_n(s)} = \frac{\left(s - \frac{Y_{\beta_0}^0}{u^0} \right) N_{\delta_n} + \frac{Y_{\delta_n}^0}{u^0} N_{\beta}}{D(s)}, \end{aligned} \quad (6.35)$$

dok su prigušenje i prirodna frekvencija

$$\begin{aligned} 2\zeta_{sv}\omega_{sv} &= -N_r^0 - \frac{Y_{\beta}^0}{u^0} \\ \omega_{sv}^2 &= N_r^0 \frac{Y_{\beta}^0}{u^0} - N_{\beta}^0 \left(\frac{Y_{\beta}^0}{u^0} - 1 \right). \end{aligned} \quad (6.36)$$

Nakon proračuna njihovi iznosi su:

$$\begin{aligned} G_{\delta_n}^{\beta}(s) &= \frac{0.0112s + 0.920}{s^2 + 0.7392s - 3.7178} \\ G_{\delta_n}^r(s) &= \frac{0.9122s - 0.0046}{s^2 + 0.7392s - 3.7178} \\ 2\zeta_{sv}\omega_{sv} &= 1.5361 \\ \omega_{sv}^2 &= 4.3653 \text{ rad/s}. \end{aligned}$$

²eng. dutch-roll mod

7 Sustavi stabilizacije

Ovim poglavljem predstavljeni su neki od sustava stabilizacije uzdužnog i bočnog gibanja te koeficijenti pojačanja za iste kako bi letjelica bila stabilna.

7.1. Sustavi stabilizacije uzdužnog gibanja

Ovim dijelom rada razmotrit će se stabilizacija uzdužnog gibanja zrakoplova tj. kratko-periodičnog i dugo-periodičnog moda.

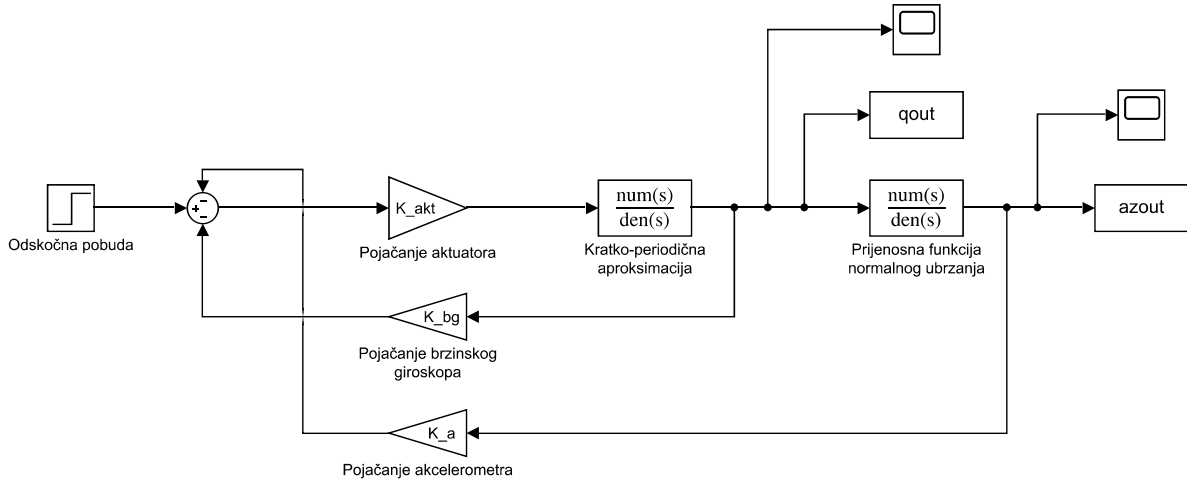
7.1.1. Stabilizacija kratko-periodičnog moda

Sustav stabilizacije kratko-periodičnog moda sastoji se dvije povratne veze po kutnoj brzini propinjanja q i po normalnom ubrzanju težišta letjelice a_z s brzinskim giroskopom i akcelerometrom. Stabilizacija Blok shema upravljanja prikazana je Slikom 7.1 za otklon kormila visine $\Delta\delta_m$.

Iznosi pojačanja povratnih veza proračunati su prema:

$$\begin{aligned} K_{PK} &= \frac{K_e}{K_q V} (1 + a_1 K_q + a_2 K_q V) \\ K_{BG} &= \frac{a_1}{K_{PK}} \\ K_a &= \frac{a_2}{K_{PK}}, \end{aligned} \tag{7.1}$$

gdje su K_{PK} pojačanje servopogona kormila visine, K_{BG} je pojačanje brzinskog giroskopa, a K_a pojačanje akcelerometra, dok je K_q proračunat prema jednadžbi (6.22),



Slika 7.1: Blok shema stabilizacije kratko-periodičnog moda

a_1 i a_2 koeficijenti pojačanja po varijablama q i a_z koji su proračunati prema:

$$a_1 = \frac{2\zeta_0 T_0}{K_q T_2} \left[\frac{\zeta_e T_0}{\zeta_0 T_e} - 1 \right]$$

$$a_2 = \frac{1}{K_q V} \left[\left(\frac{T_0}{T_e} \right)^2 - 1 - a_1 K_q \right] .$$

Proračunata pojačanja i potrebni koeficijenti iznose:

$$a_1 = 0.0093$$

$$a_2 = -7.88 \cdot 10^{-4}$$

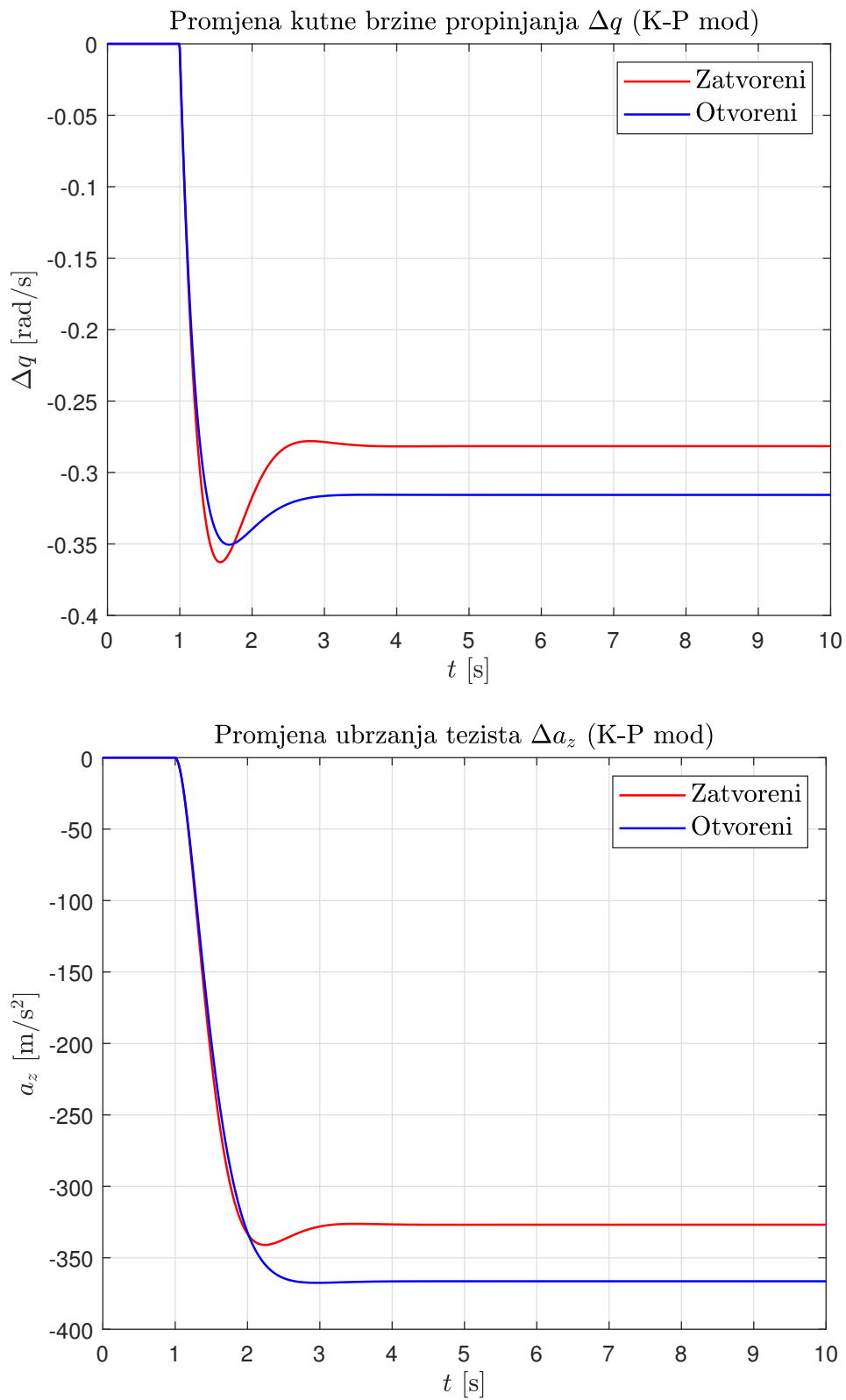
$$K_{PK} = 1$$

$$K_{BG} = 0.0093$$

$$K_a = -7.88 \cdot 10^{-4} .$$

Slikama 7.2 prikazane su promjene kutne brzine propinjanja i normalnog ubrzanja težišta otvorenog i zatvorenog sustava s prethodno definiranim koeficijentima pojačanja.

Iz dobivenih rezultata vidljivo je kako se kratko-periodičan mod poboljšao u smislu brzine dolaska u stabilno stanje iako je i otvoreni sustav stabilan.



Slika 7.2: Prikaz promjene q i a_z otvorenog i zatvorenog sustava kratko-periodične aproksimacije

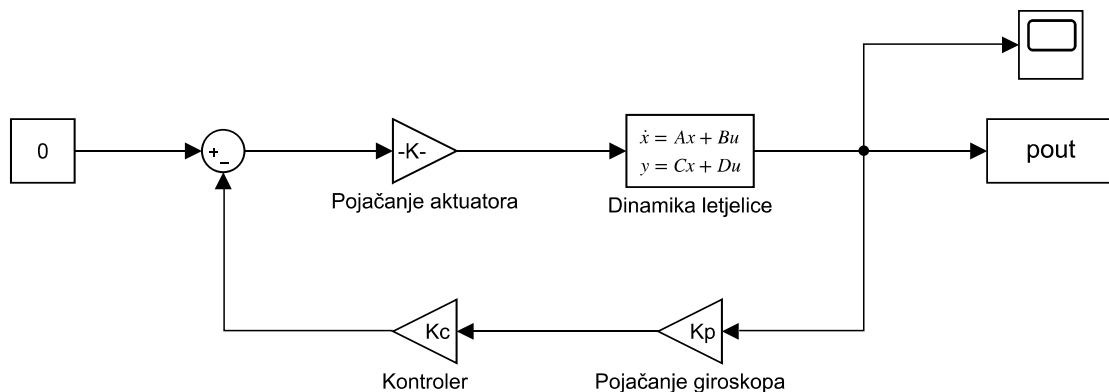
7.2. Sustavi stabilizacije bočnog gibanja

Ovim dijelom rada predstaviti će se sustavi stabilizacije bočnog gibanja, točnije moda valjanja, sprialnog moda i spregnutog moda skretanja i valjanja.

7.2.1. Stabilizacija moda valjanja

Primjenjuje se kada je potrebno preveliko vrijeme za ostvarivanje neke kutne brzine valjanja. Koristi se povratna veza po kutnoj brzini valjanja p s upravljanjem na krilcima $\Delta\delta_l$.

Shema sustava stabilizacije moda valjanja prikazana je Slikom 7.3. Iznosi koeficijenta pojačanja su:



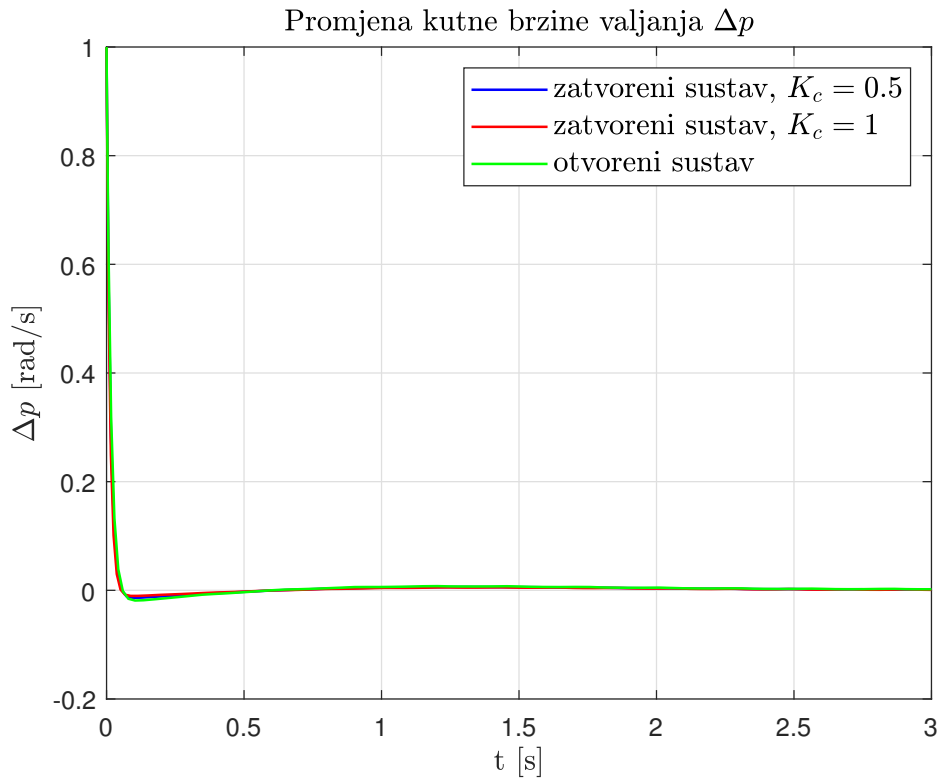
Slika 7.3: Blok shema sustava stabilizacije moda valjanja

$$K_{akt} = 1$$

$$K_p = 0.1$$

$$K_c = 0.5 .$$

Slikom 7.4 prikazani su rezultati analize zatvorenog i otvorenog sustava te je moguće zaključiti kako stabilizacija moda valjanja nije potrebna jer se i kod otvorenog sustava letjelica vrlo brzo vrati u refentno stanje.

Slika 7.4: Prikaz promjene p otvorenog i zatvorenog sustava moda valjanja

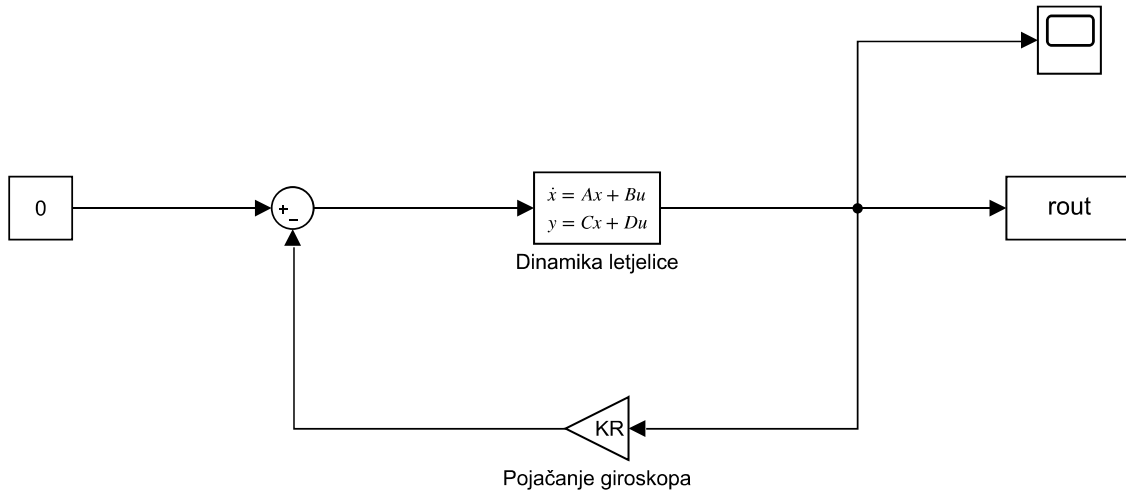
7.2.2. Stabilizacija spiralnog moda

Sustav stabilizacije nestabilnog spiralnog moda koristi povratnu vezu po kutnoj brzini r s upravljanjem na krilca $\Delta\delta_l$. Ovim sustavom moguća je destabilizacija spregnutog moda skretanja i valjanja što je uzeto u razmatranje prilikom odabira iznosa pojačanja. Iterativnim postupkom odabran je iznos pojačanja kod kojeg ne dolazi do destabilizacije gledajući iznos korjena sustava. Shema sustava stabilizacije spiralnog moda prikazana je Slikom 7.5.

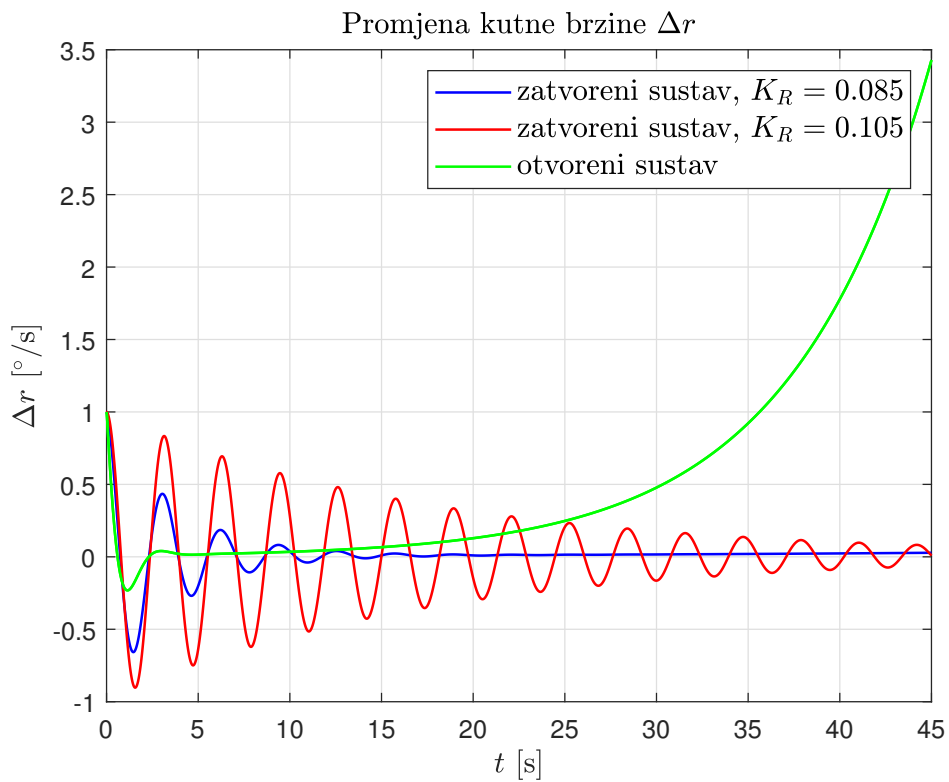
Iznos pojačanja giroskopa iznosi

$$K_R = 0.085 .$$

Slikom 7.6 prikazani su rezultati otvorenog i zatvorenog sustava gdje je kod zatvorenog sustava prikazan sustav s većim pojačanjem kako bi se vidjela razlika prilikom povećanja istog.



Slika 7.5: Blok shema sustava stabilizacije spiralnog moda



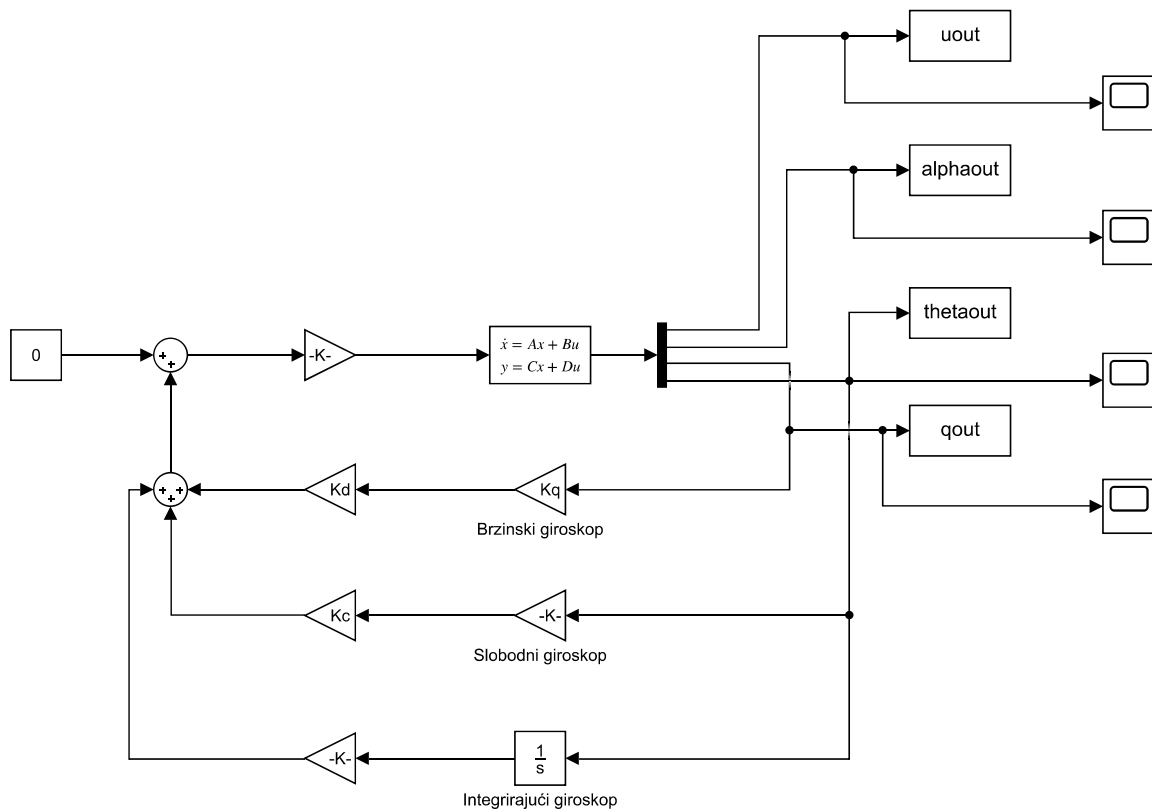
Slika 7.6: Prikaz promjene r otvorenog i zatvorenog sustava spiralnog moda

8 Sustavi upravljanja stavom

Ovim poglavljem predstavljene su neki od mogućih sustava upravljanja stavom prema [5]. Razmatrani sustavi upravljanja stavom su *Sustav upravljanja orijentacijom propinjanja* i *Sustav eliminacije kuta klizanja - ARI* za brzinu leta $V = 20.26$ m/s i masu letjelice $m = 55.26$ kg. Rezultati će biti uspoređeni sa letom pri maksimalnoj brzini leta $V_{max} = 58$ m/s i minimalnom masom $m_{min} = 30$ kg.

8.1. Sustav upravljanja orijentacijom propinjanja

Kao izvršni element ovog sustava koristi se odklon kormila visine $\Delta\delta_m$. Uvode se povratne veze po kutnoj brzini q i po kutu propinjanja θ gdje je član povratne veze po kutnoj brzini derivacijskog djelovanja te utječe na stabilizaciju propinjanja, a u povratnoj vezi po kutu propinjanja dodan je član integralnog djelovanja koji dodatno smanjuje prigušenja kratko-periodični moda. Shema sustava upravljanja orijentacijom propinjanja prikazana je Slikom 8.1.



Slika 8.1: Shema sustava upravljanja orijentacijom propinjanja

Odabrane vrijednosti pojačanja iznose:

$$K_{akt} = 1.0$$

$$K_c = 1.0$$

$$K_d = 1.0$$

$$K_{bg} = 0.0088$$

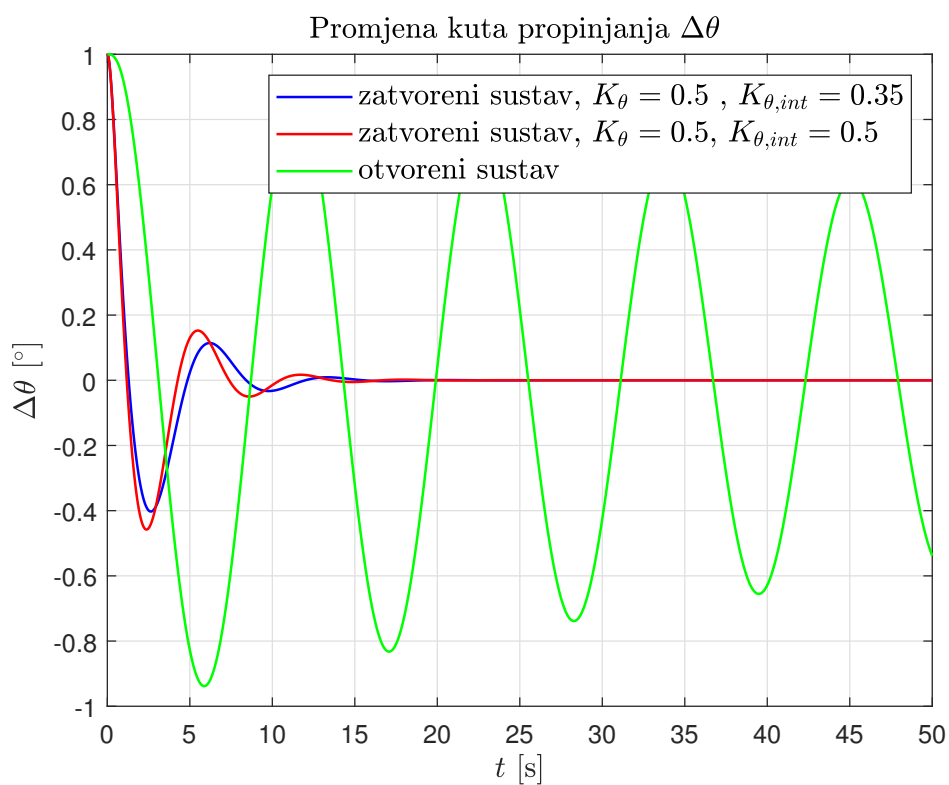
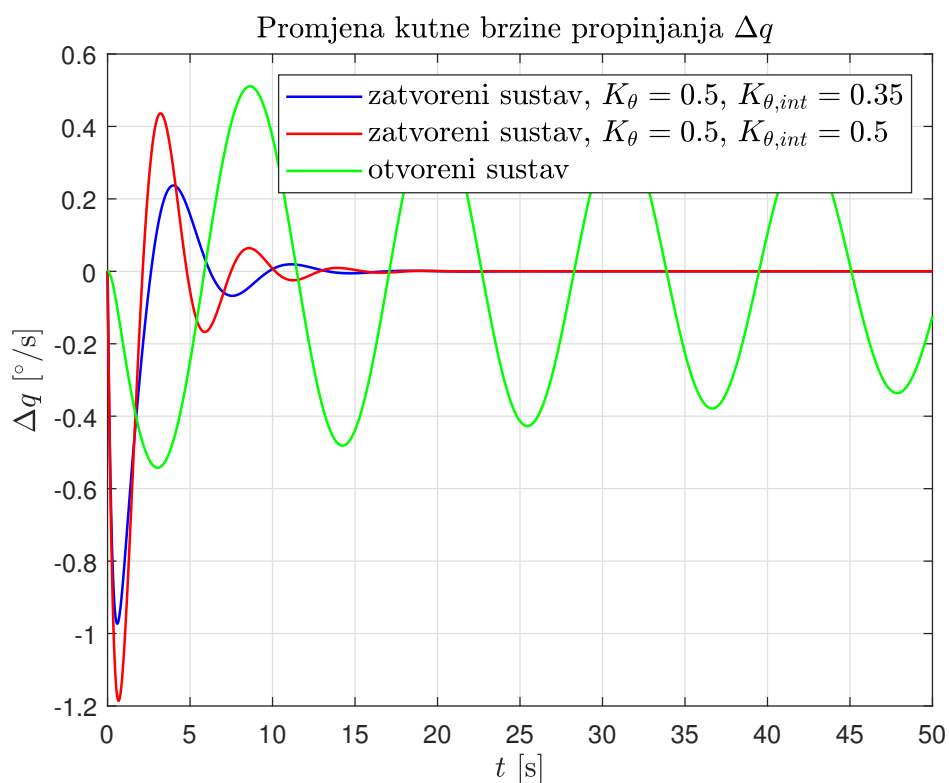
$$K_q = K_{bg}$$

$$K_\theta = 0.5$$

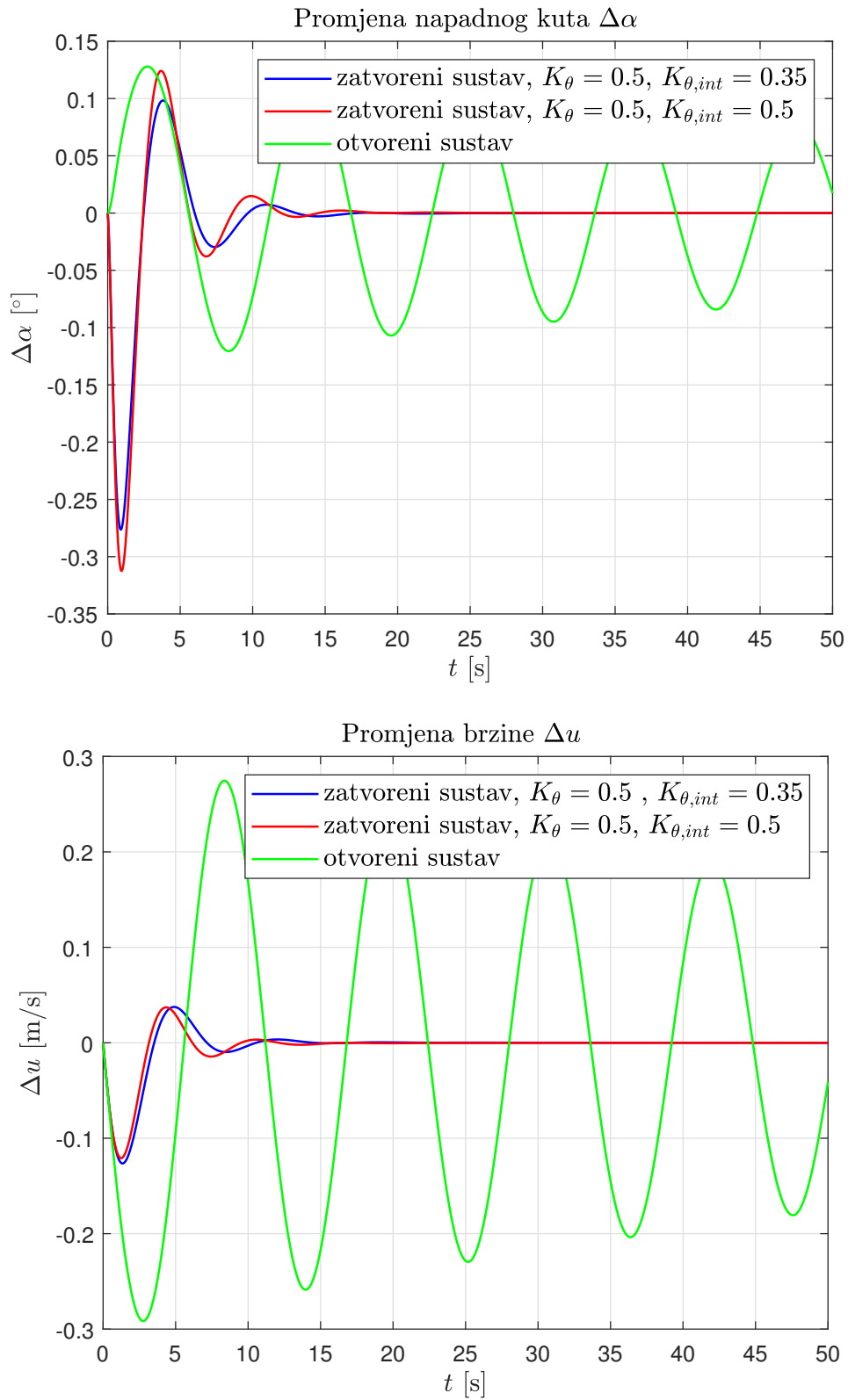
$$K_{\theta,int} = 0.5 .$$

Nakon određenih vrijednosti pojačanja Slikama 8.2 i 8.3 prikazane su usporedbe karakteristika otvorenog i zatvorenog sustava.

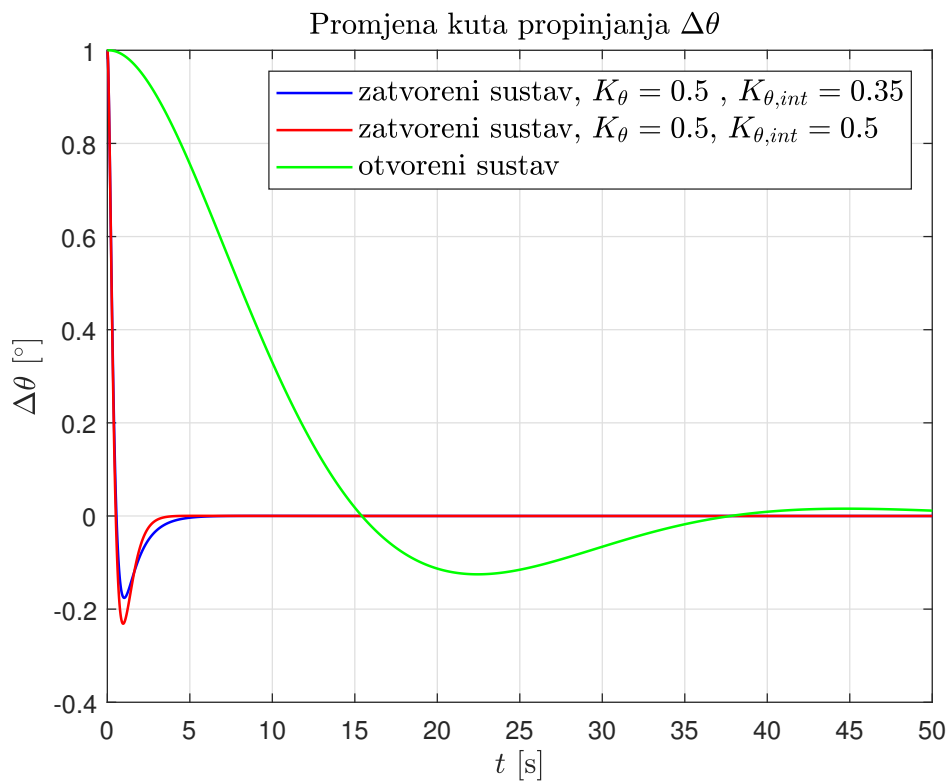
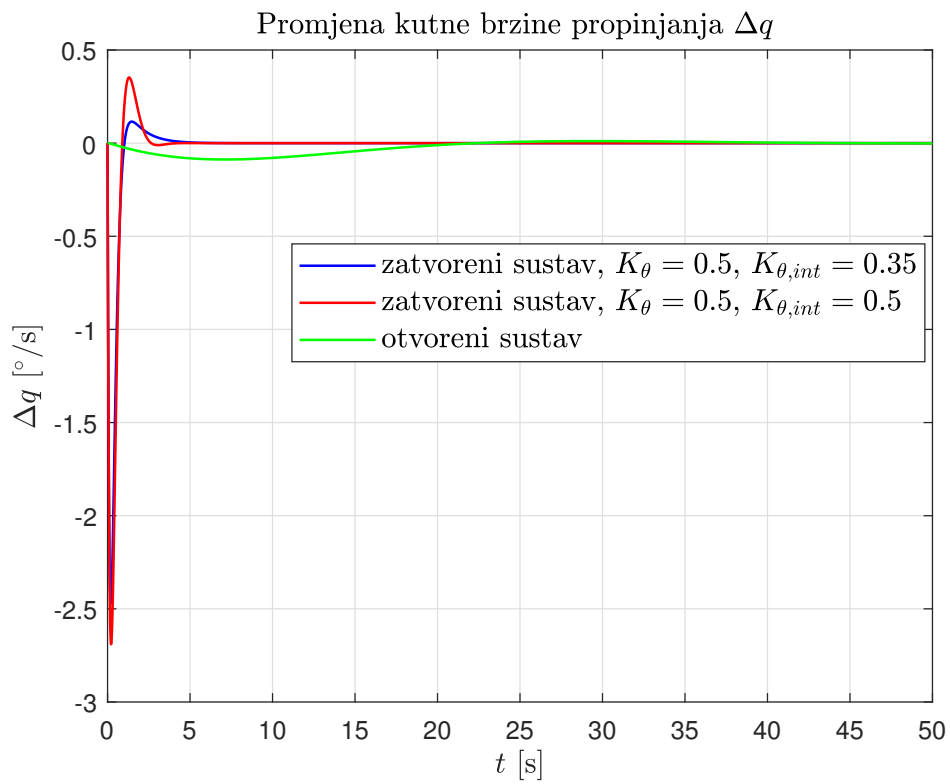
Kako je navedeno na početku poglavlja Slikom 8.4 i 8.5 prikazani su rezultati za let pri $V = 58 \text{ m/s}$, $m = 30 \text{ kg}$



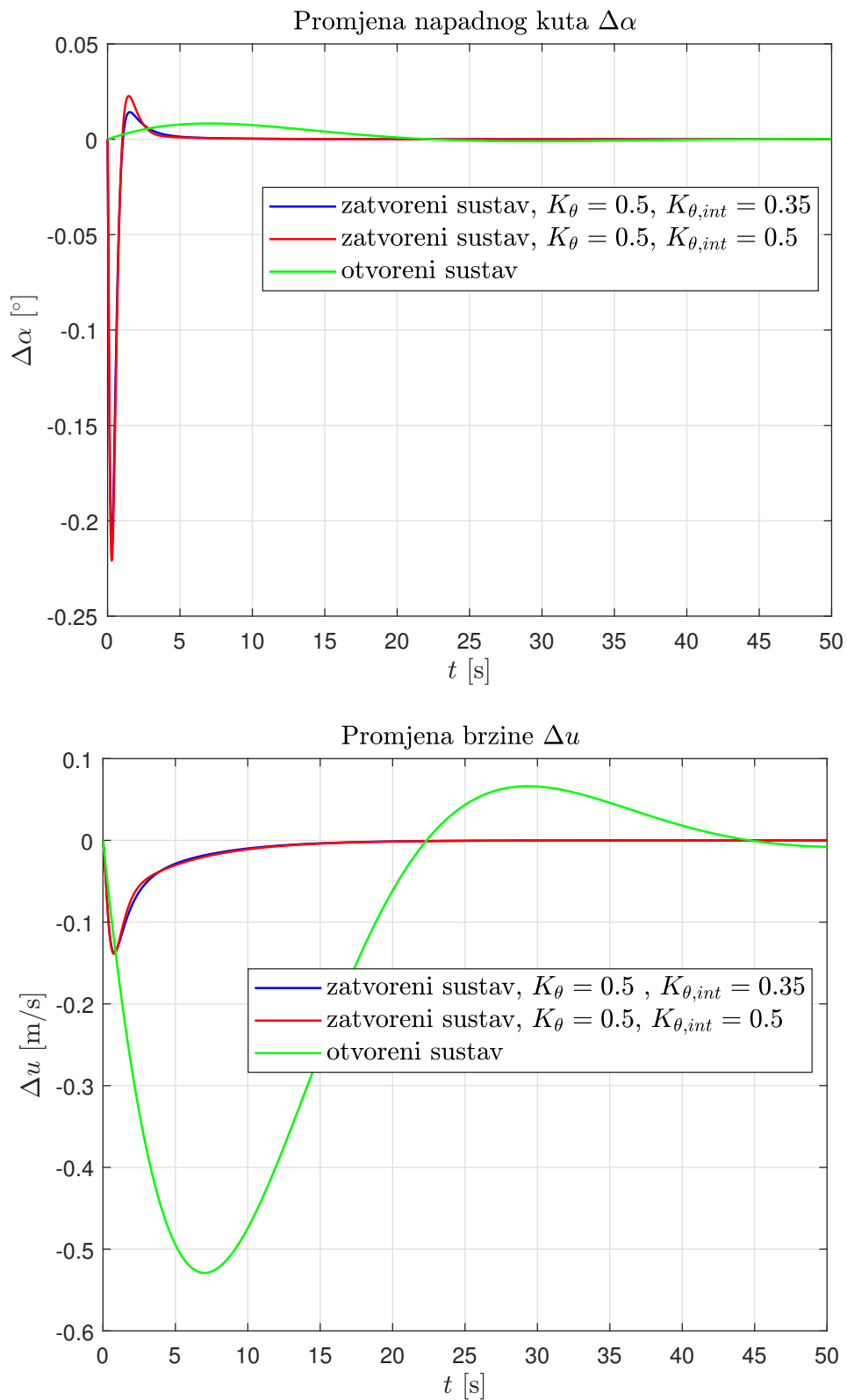
Slika 8.2: Prikaz promjene q i θ otvorenog i zatvorenog sustava upravljanja stavom za $V = 20.26$ m/s, $m = 55.26$ kg



Slika 8.3: Prikaz promjene α i u otvorenog i zatvorenog sustava upravljanja stavom za $V = 20.26$ m/s, $m = 55.26$ kg



Slika 8.4: Prikaz promjene q i θ otvorenog i zatvorenog sustava upravljanja stavom za $V = 58$ m/s, $m = 30$ kg

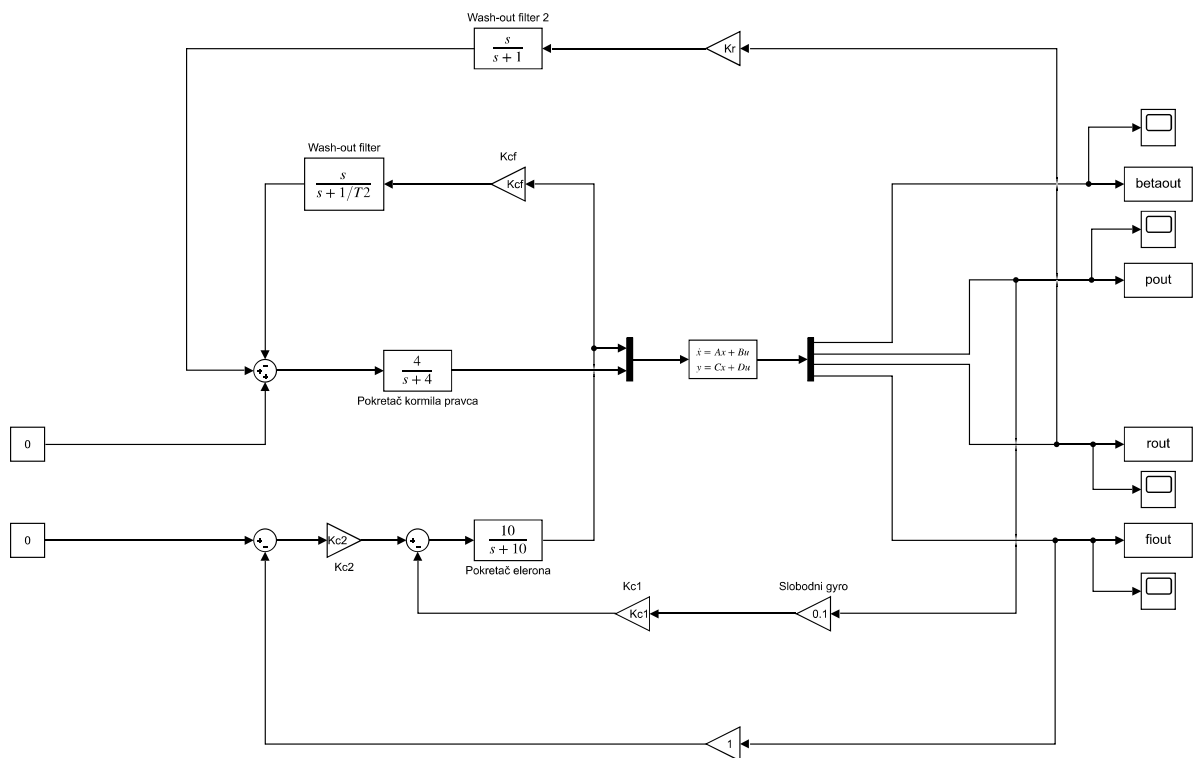


Slika 8.5: Prikaz promjene α i u otvorenog i zatvorenog sustava upravljanja stavom za $V = 58 \text{ m/s}$, $m = 30 \text{ kg}$

Iz dobivenih rezultata vidljivo je kako je sustav upravljanja orijentacijom propinjanja s definiranim pojačanjima povratnih veza i dalje stabilan.

8.2. Sustav upravljanja ARI

Prilikom koordiniranog zaokreta može doći do značajnog momenta u ravnini skretanja koji može rezultirati klizanjem prilikom manevra. Kako bi se spriječilo takvo klizanje koristi se sustav upravljanja s unakrsnom vezom; ARI ¹ koji je stalno aktivan tijekom leta. Slikom 8.6 prikazana je shema usustava eliminacije kuta klizanja.



Slika 8.6: Shema sustava eliminacije kuta klizanja - ARI

¹eng. aileron-to-rudder interconnect - ARI

Odabrane vrijednosti pojačanja iznose:

$$K_{cf} = 0.165$$

$$K_{c1} = 0.539$$

$$K_{c2} = 0.42$$

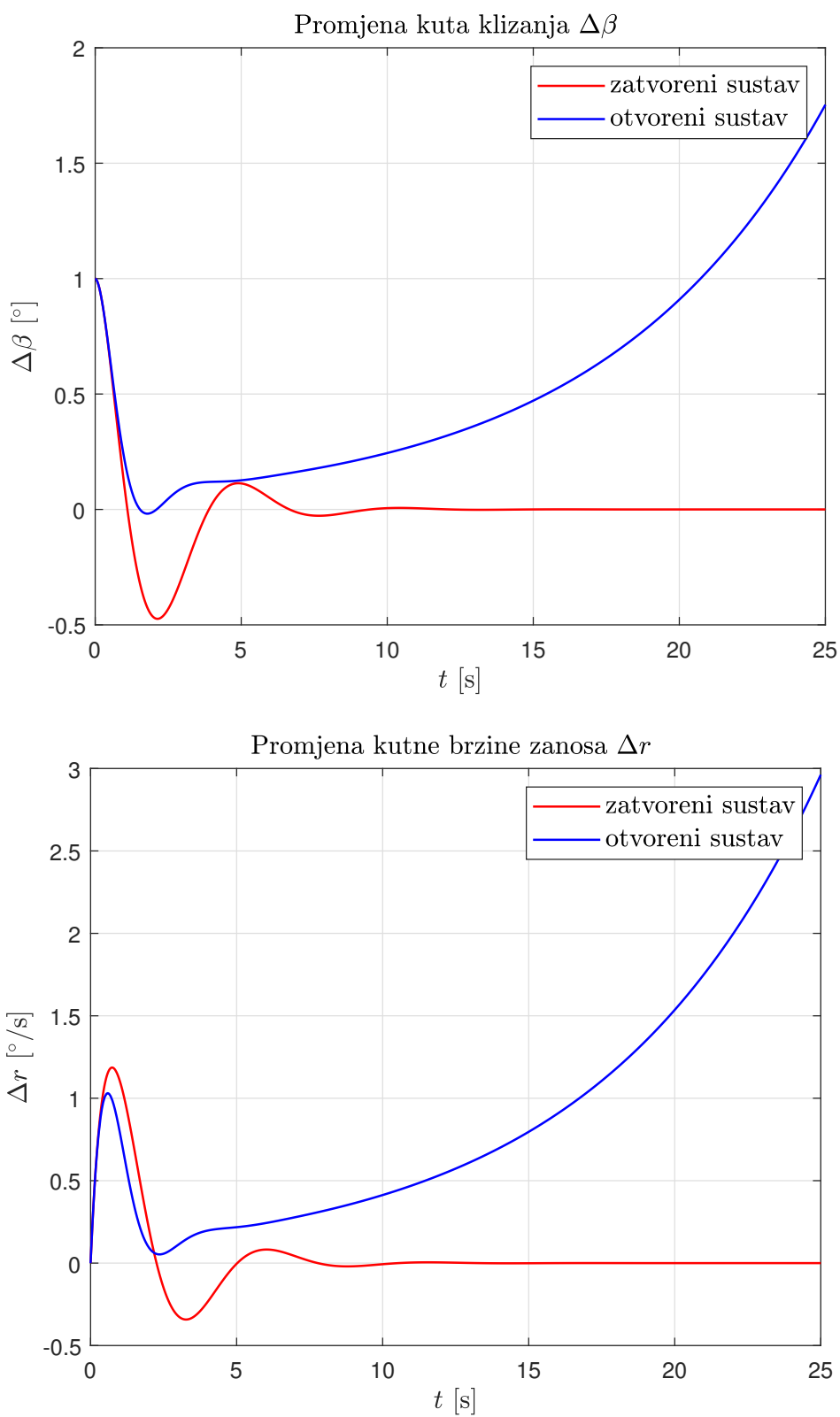
$$K_r = 0.0088$$

$$T_2 = 0.01 .$$

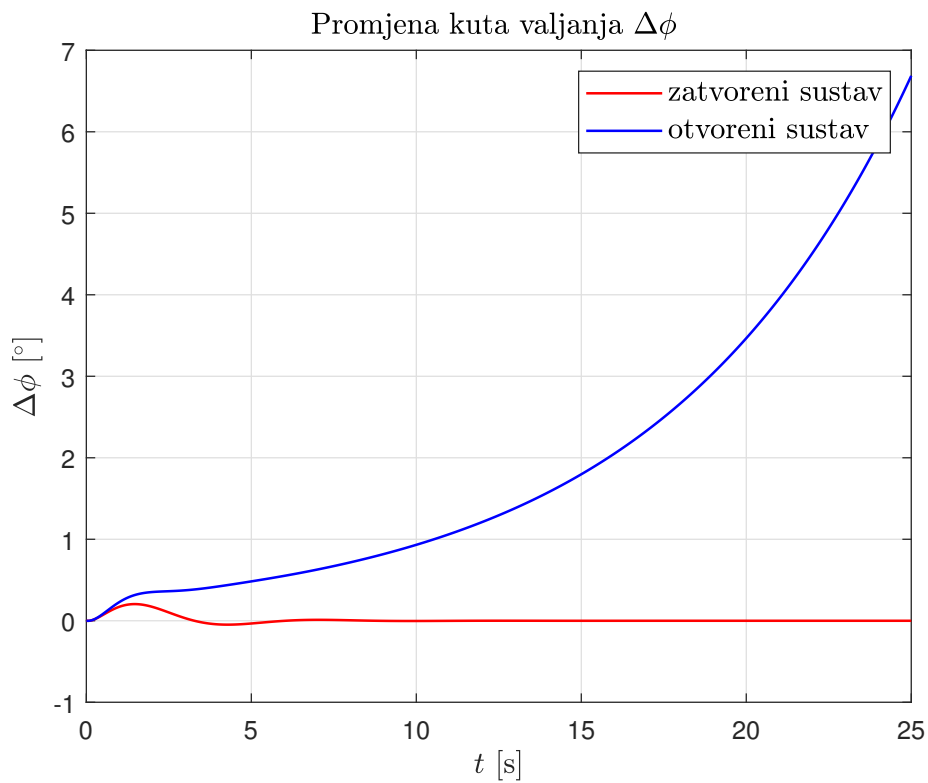
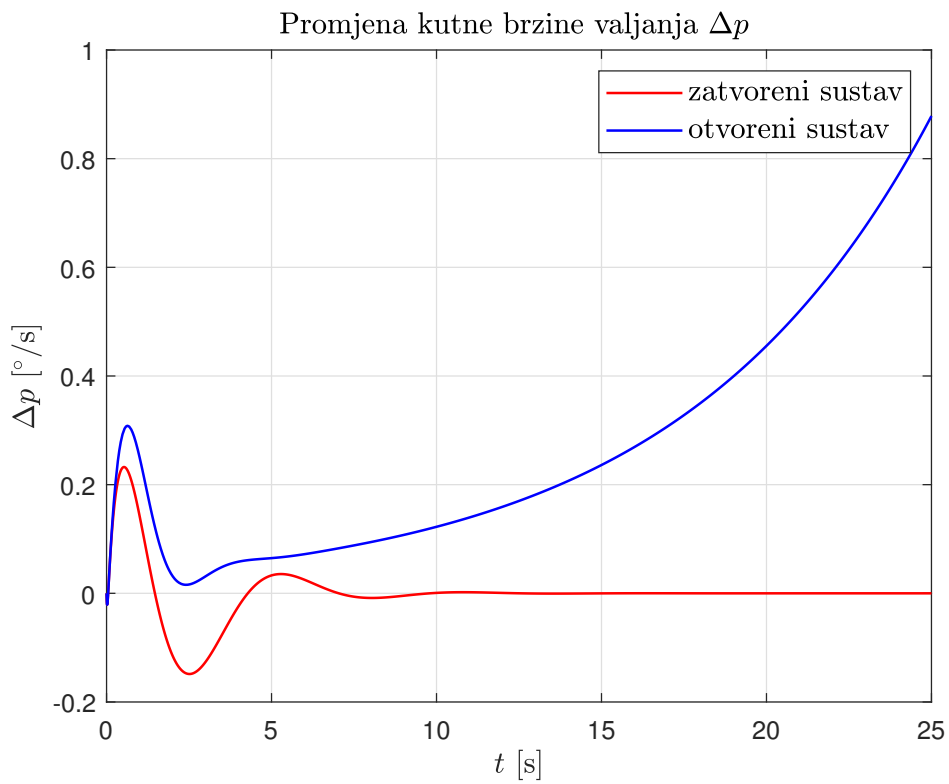
Slikama 8.7 i 8.8 prikazani su rezultati analize otvorenog i zatvorenog sustava na otklon krilaca. Iz kojih je vidljivo kako je za odabrane iznose pojačanja sustav stabilan.

Kao i kod prethodnog sustava upravljanja provedena je analiza za $V = 58$ m/s, $m = 30$ kg čiji su rezultati prikazani su Slikama 8.9 i 8.10.

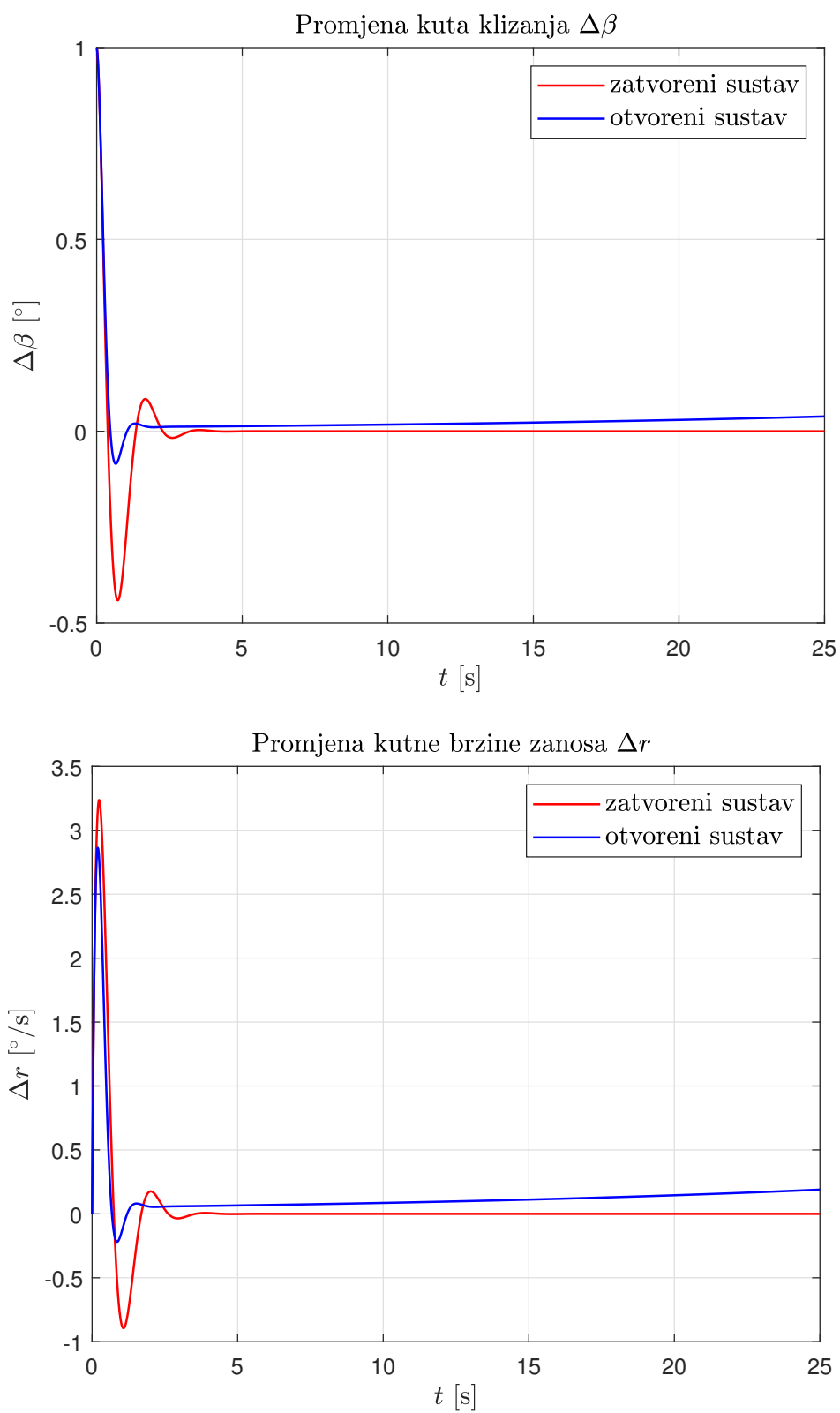
Iz dobivenih rezultata moguće je zaključiti kako je za $V = 58$ m/s, $m = 30$ kg ARI sustav upravljanja također dovoljno robustan za zadane uvjete leta.



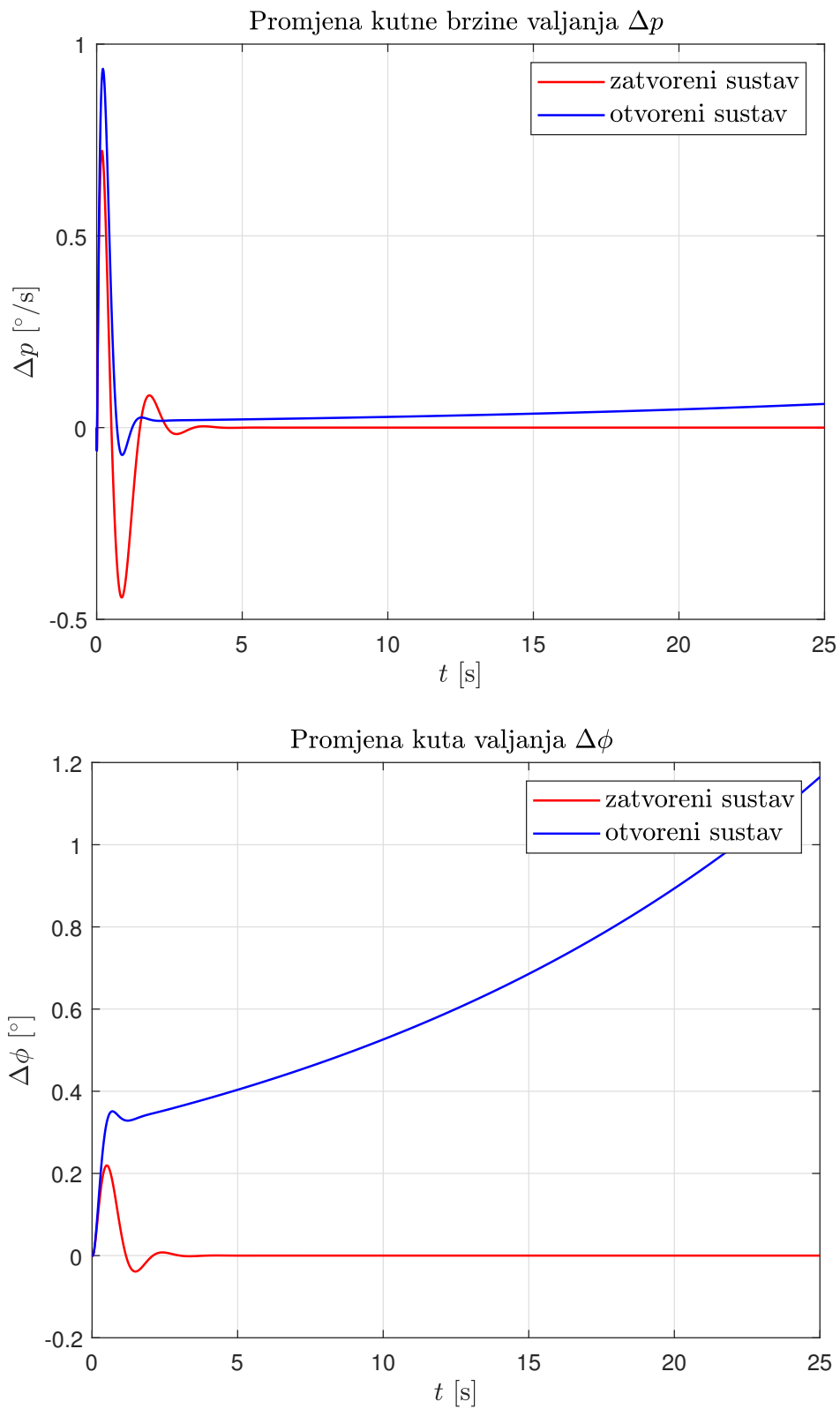
Slika 8.7: Prikaz promjene β i r otvorenog i zatvorenog sustava ARI za $V = 20.26$ m/s, $m = 55.26$ kg



Slika 8.8: Prikaz promjene p i ϕ otvorenog i zatvorenog sustava ARI za $V = 20.26$ m/s, $m = 55.26$ kg



Slika 8.9: Prikaz promjene β i r otvorenog i zatvorenog sustava ARI za $V = 58$ m/s, $m = 30$ kg



Slika 8.10: Prikaz promjene p i ϕ otvorenog i zatvorenog sustava ARI za $V = 58$ m/s, $m = 30$ kg

9 | Zaključak

Ovim radom predstavljena je letjelica koja ima sposobnosti vertikalnog polijetanja i slijetanja prvenstveno u svrhu hitne dostave ljudskih organa. Razrada samog projektiranja letjelice ovim radom nije detaljno opisana no neki od ključnih koraka koji su potrebni zbog detaljne razrade sustava stabilizacije i upravljanja kao što su aerodinamičke značajke letjelice i dimenzije iste prikazane su u radu. Na temelju sličnih letjelica, zahtjeva i ciljeva koji su postavljeni AHP metodom proračunate su dimenzije letjelice. Proračunate su zanimljive performanse VTOL faze leta kao što su lebdenje i brzina penjanja iz kojih je vidljivo kako je odabrana pogonska grupa zadovoljavajuća. Zbog ne postojanja analitičkih ili eksperimentalnih podataka za BWB konfiguraciju, aerodinamičke značajke proračunate su numerički u programskom paketu *Xflr5* panelnom metodom i VLM metodom koje se primjenjuju u praksi. Istim programom moguće je analizirati dinamiku i stabilnost letjelice te su dobiveni podaci uspoređeni s analitičkim rezultatima odnoseći se na koeficijente dinamičke stabilnosti koji će biti potrebni prilikom analize dinamičke stabilnosti. Analizirana je i statička stabilnost letjelice kojom je definiran položaj repa u odnosu na trup. Time je odrađen dio projektiranja i jedan dio proračuna stabilnosti.

Proračun dinamičke stabilnosti razrađen je lineariziranim 6DOF modelom kojim su predstavljeni modeli uzdužnog i bočnog gibanja te su dobivene matrice gibanja i upravljanja iz kojih su proračunati korjeni sustava i analizirana promjena karakterističnih veličina uzdužnog i bočnog gibanja te je zaključak kako letjelica nije stabilna i potrebno je napraviti sustave stabilizacije i upravljanja. Isto tako aproksimirani su modovi uzdužnog i bočnog gibanja koji su bili potrebni prilikom analize sustava stabilizacije.

Analizirani sustav stabilizacije uzdužnog gibanja je stabilizacija kratko-periodičnog moda iz koje je moguće zaključiti kako se dodavanjem povratne veze pozitivno utječe na dinamiku letjelice. Stabilizacijom bočnog gibanja analizirana su dva sustava, tako je prvi razmotreni stabilizacija moda valjanja iz kojeg je zaključeno kako povratna veza u ovom slučaju nije potrebna jer je odziv letjelice zadovoljavajući i bez nje. Drugi sustav je stabilizacija spiralnog moda te je iz dobivenih rezultata vidljivo kako se izrazito nestabilan odziv letjelice povratnom vezom ustabilio što je i očekivano.

Sustavom upravljanja orijentacijom propinjanja postignuti su vrlo dobri rezultati iz kojih je vidljivo kako se letjica nakon pobude zbog otklona kormila visine vrlo brzo vraća u referentno stanje te je sustav adekvatan za različite brzine i mase letjelice što je i prikazano. Rezultati analize sustava upravljanja ARI na pobudu udara bočnog vjetrova također pokazuju kako se letjelica vrlo brzo vraća u referentno stanje za različite uvjete leta.

Općenito moguće je zaključiti kako su sustavi stabilizacije i upravljanja letjelice poboljšali stabilnost i neophodni su za njezin rad. Isto tako je moguće je zaključiti kako su sustavi upravljanja robusni te su primjenjivi za različite uvjete leta (promjena mase i brzine leta).

Ovakav tip letjelice vrlo je složen kako u projektiranju i konstruiranju, tako i u primjeni. Daljnjim radom moguće je analizirati sve performanse vezane uz VTOL fazu leta, a i horizontalni let što bi doprinijelo cjelovitosti ovog projekta. Isto tako jedna od mogućnosti daljnjeg rada je analiza čvrstoće konstrukcije letjelice te detaljno projektiranje pomičnih dijelova. Također od velikog interesa bila bi izrada letjelice na kojoj bi se provela detaljnija ispitivanja i testni letovi. Razgovorom s osobama u području medicine ovakav projekt mogao bi zaživjeti uz osiguranu vrlo veliku sigurnost i točnost što je jednim dijelom ovim radom i obrađeno no daljnjim ispitivanjima i analizama moguće je još više poboljšati letjelicu.

A | Pogonska grupa

Ovim poglavljem predstavljena je pogonska grupa letjelice s kojom će se provoditi daljnji proračuni. Dodatne specifikacije dane su linkom stranice proizvođača. Potisak je preuzet iz tablica specifikacija za određenu bateriju i propeler koji su također predstavljeni u nastavku. Propeler je preporučen od strane proizvođača za ovaj tip motora.

Uz odabranu bateriju (v. Tablica A.3) i propeler na snazi od 75% dobiva se vrijednost potiska od 12.630 kg dok za iskorištenje snage od 87.5% potisak iznosi 16.430 kg, a za iskorištenje 100% raspoložive snage moguće je ostvariti potisak od 20.380 kg jednim motorom što znači kako je sa predviđena 4 motora ostvarivo podizanje 81.520 kg sa 100% iskorištenjem raspoložive snage. Vrijeme do iskorištenja 80% kapaciteta baterije računa se prema formuli :

$$T = \frac{C \cdot 0.8}{AAD} , \quad (\text{A.1})$$


gdje je AAD je prosječna potrošnja struje, $C \cdot 0.8$ predstavlja 80% iskorištenja kapaciteta baterije. Vrijednost prosječne potrošnje struje dana je u specifikacijama motora, dok se za ostale postotke snage vrijednosti mogu pronaći na danom linku.

$$\begin{aligned} T_{100\%} &= \frac{22 \cdot 0.8}{77.1 \cdot 4} = 0.0571 \text{ h} = 3.4241 \text{ min} , \\ T_{87.5\%} &= \frac{22 \cdot 0.8}{58.4 \cdot 4} = 0.0753 \text{ h} = 4.5206 \text{ min} , \\ T_{75\%} &= \frac{22 \cdot 0.8}{39.0 \cdot 4} = 0.1128 \text{ h} = 6.7692 \text{ min} . \end{aligned}$$

Također uz gore navedenu bateriju i motor koristi se i preporučeni elektronički re-

Tablica A.1: Podaci odabranog motor za VTOL

Motor za VTOL	
Naziv	KDE8218XF-120
Proizvođač	KDEDirect
Komada	4
K_v	120 rpm/V
Maksimalna kontinuirana struja	110 A
Maksimalna kontinuirana snaga	5695 W
Masa	0.760 kg
Maksimalni potisak	20.38 kg
Prosječna potrošnja struje za maksimalni potisak (AAD_{max})	77.1 A



<https://www.kdedirect.com/>

gulator brzine ¹ čije su specifikacije dane u Tablici A.4.

Za horizontalni let koristi se motor s unutarnjim izgaranjem zbog mogućnosti duljeg i efikasnijeg leta od električnog motora koji zahtjeva velike baterije, te je u najboljem slučaju moguć let od 20 – 30 min, dok s benzinskim motorom vrijeme leta se drastično povećava na čak preko 6 h što je i cilj. Tehničke specifikacije odabranog motora s unutarnjim izgaranjem prikazane su Tablicom A.5.

¹eng. Electronic Speed Controller - ESC

Tablica A.2: Podaci preporučenog VTOL propelera

VTOL Propeler	
Naziv	KDE-CF305-DP
Proizvođač	KDEDirect
Konstrukcija	2 dijela
Promjer	0.7747 m
Uvijanje	0.0246 m
Materijal	CFRP



<https://www.kdedirect.com/collections>

Tablica A.3: Baterija

Podaci odabrane baterije	
Naziv	Tattu Plus 1.0
Proizvođač	Tattu
Kapacitet	22000 mAh
Dimenzije	0.2355 × 0.1720 × 0.1660 m
Napon	44.4 V
Broj ćelija	12
Masa	6.1120 kg



<https://www.genstattu.com>

Tablica A.4: ESC

Podaci odabranog regulatora brzine

Maksimalna snaga	11395 W
Maksimalna struja	220 A
Raspon napona	14.8 V 4S LiPo – 60.9 V 14S LiHV
Masa	0.1720 kg



<https://www.kdedirect.com/collections>

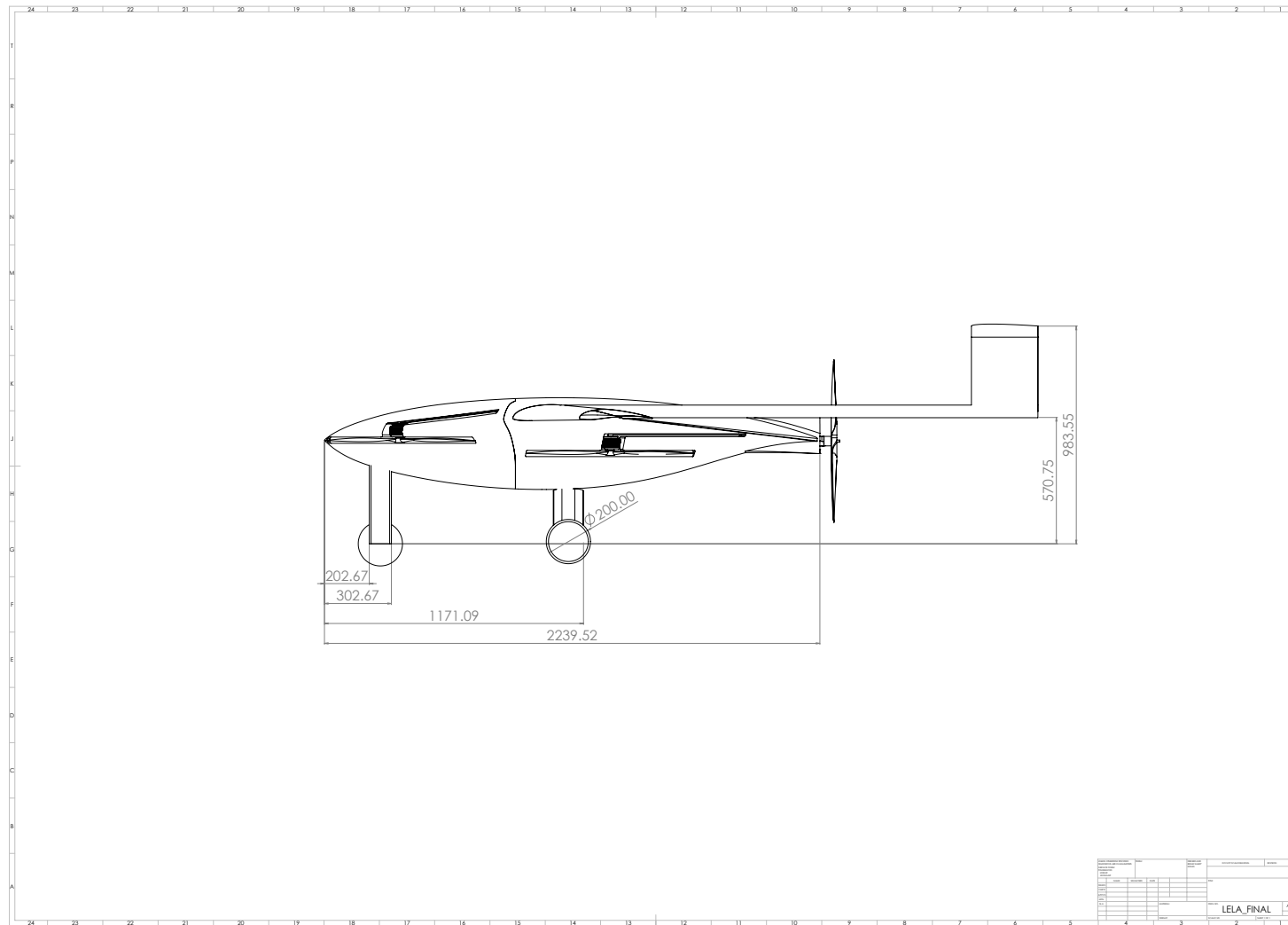
Tablica A.5: Odabrani motor s unutarnjim izgaranjem

Podaci odabranog motora

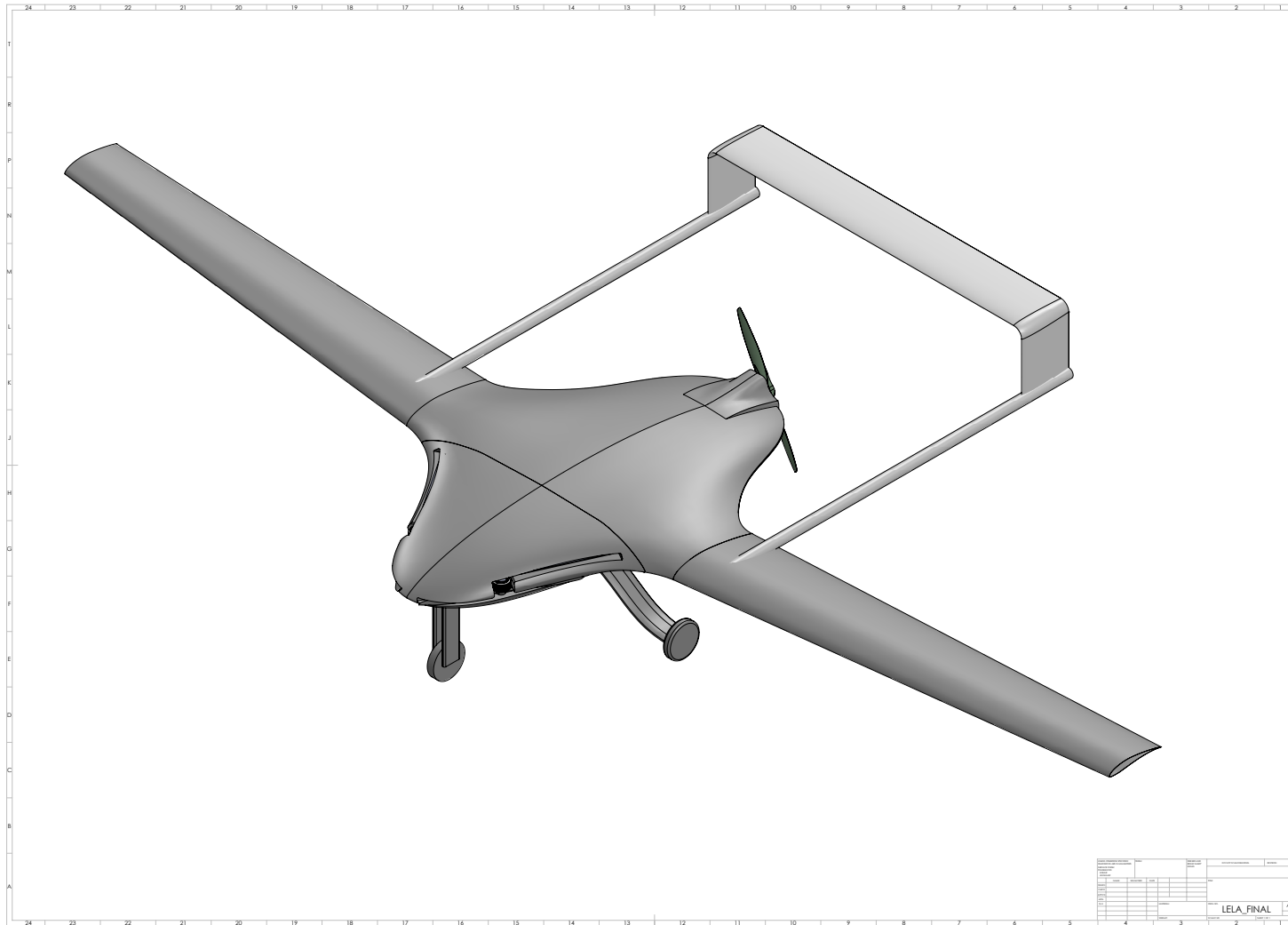
Naziv	DLE-120
Proizvođač	DLE
Broj cilindara	2
Snaga	12hp – pri 7500 o/min
Zapremnina	120.0 cc
Statički potisak	26.5000 kg
Tip goriva	Benzin
Masa	2.7000 kg



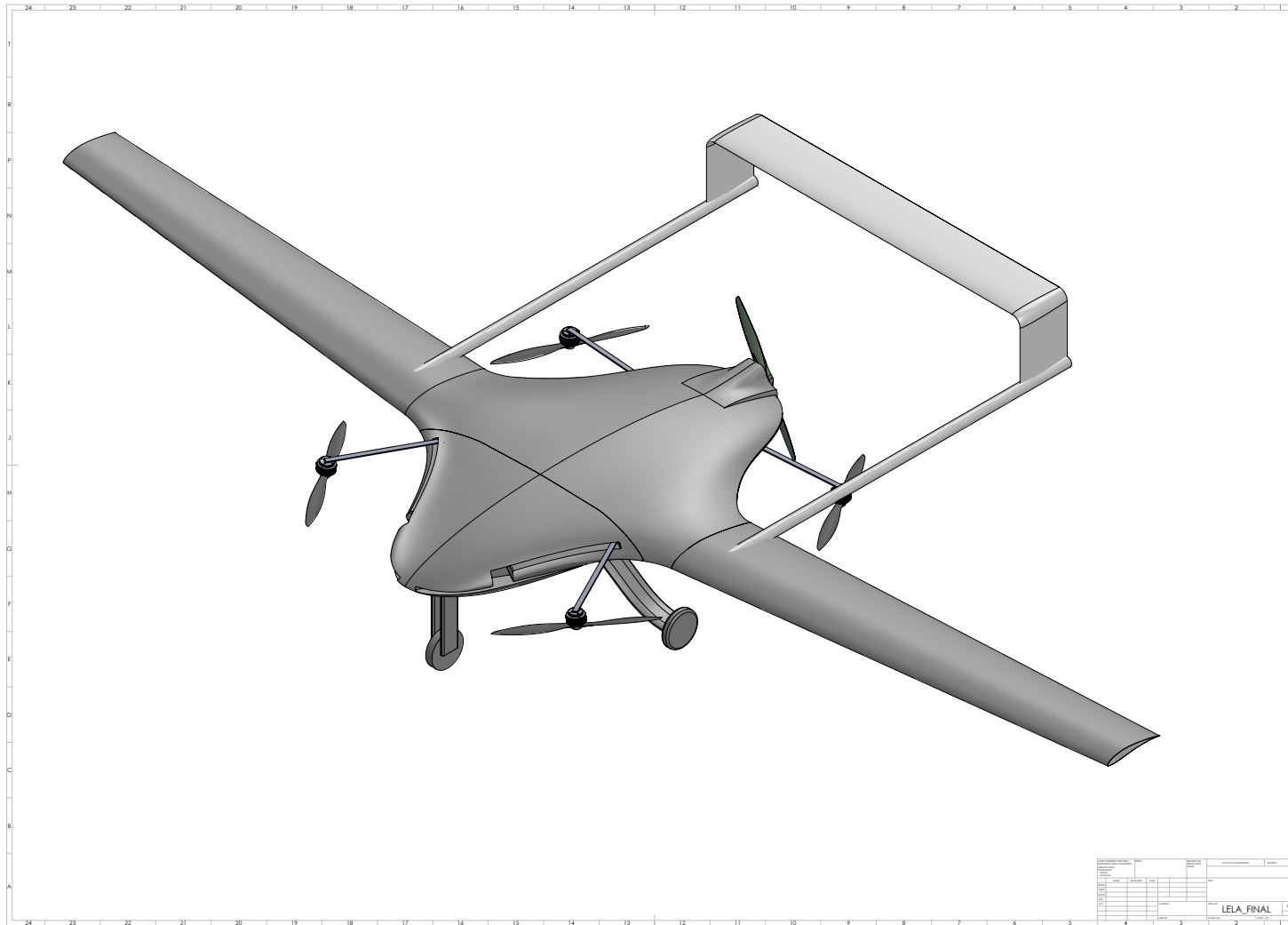
<https://www.horizonhobby.com/product>



Slika B.6: Dimenzije letjelice *No. 2*



Slika B.7: Izometrijski prikaz letjelice s uvučenim motorima za VTOL



Slika B.8: Izometrijski prikaz letjelice s izvučenim motorima za VTOL

C | Priprema CAD modela za XFLR5

Ovim dodatkom obješnjeno je kako trodimenzionalni model analizirati u programskom paketu *Xflr-5* [6]. Opis postupka biti će prikazan na *blended-wing* konfiguraciji. Potrebni programski paketi za izvedbu proračuna su:

- SolidWorks
- Salome
- Microsoft Excel
- Xflr5

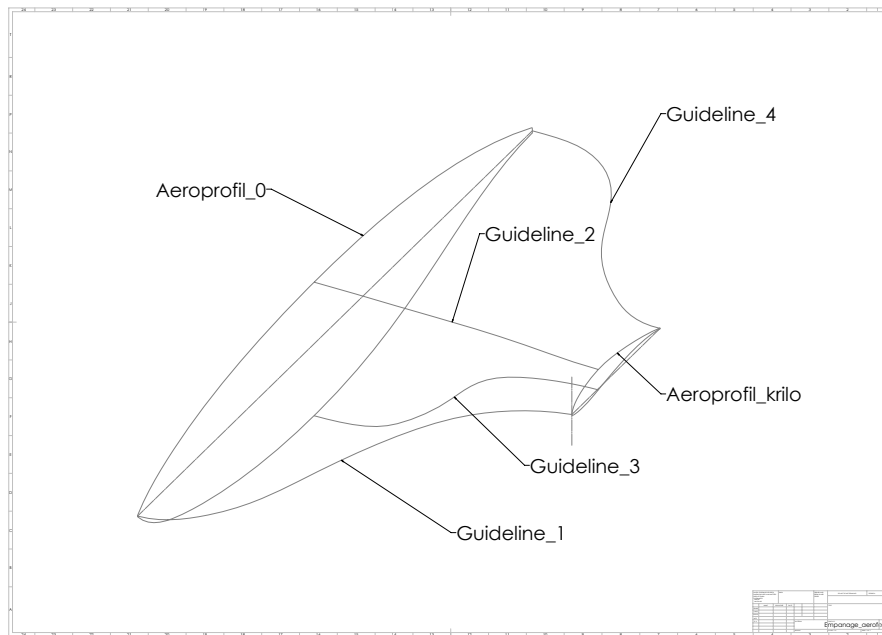
C.1. Priprema CAD modela

CAD model moguće je modelirati u raznim programskim paketima no u ovom radu odabran je programski paket *SolidWorks*. Detaljan opis izrade modela naveden je u nastavku.

C.1.1. Modeliranje trupa

Za modeliranje *blended-wing* konfiguracije potrebni su početni i krajnji oblici modela (u ovom slučaju aeroprofil trupa i krila) te linije granica ¹. Slikom C.1 prikazane su gore navedeni aeroprofil i linije granica.

¹eng. Guideline - koja služi kao granica između dva aeroprofila



Slika C.1: Prikaz potrebnih linija

Opcijom *Loft* moguće je modelirati željeni model. U dio *Profiles* potrebno je odabrati početni i krajnji aeroprofil, dok je u dijelu *Guide Curves* potrebno odabrati definirane linije granica. Slikom C.2 prikazan je gore navedeni postupak.

Nakon definiranja početnih i krajnjih aeroprofila te linija granica dobiveni model prikazan je Slikom C.3

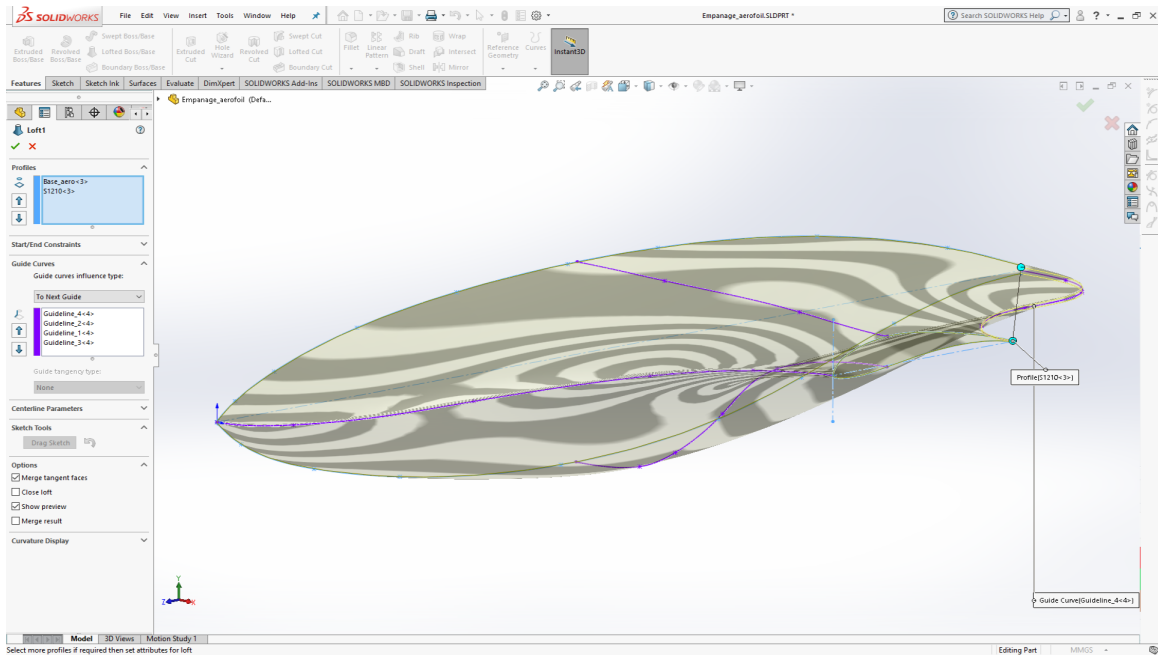
C.1.2. Definiranje značajnih aeroprofila trupa

Kako bi se analizirala ovako složena geometrija potrebno je iz nje izvući što je više podataka moguće, ali naravno ne i previše kako ne bi previše odužio proračun s nepotrebnim podacima. Iz tog razloga odabrano je nekoliko segmenata trupa pomoću kojih će se odrediti izgled aeroprofila upravo na tom dijelu.

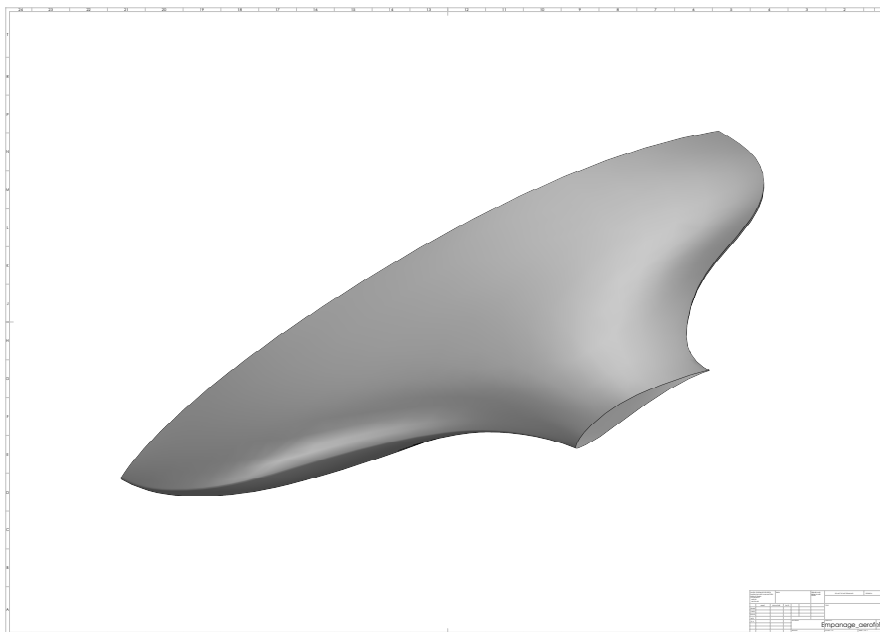
Prvo je potrebno definirati određeni broj površina koje presjecaju model (u ovoj analizi - 16) koje su prikazane Slikom C.4. Samo definiranje površina napravljeno je opcijom *Features - Reference Geometry - Plane*

Nakon definiranih površina, opcijom *Intersect* potrebno je zasebno svaku površinu presjeći s definiranom geometrijom što je prikazano Slikom C.5.

Nakon presjecanja modela određenom površinom potrebno je ocrtati aeroprofil koji

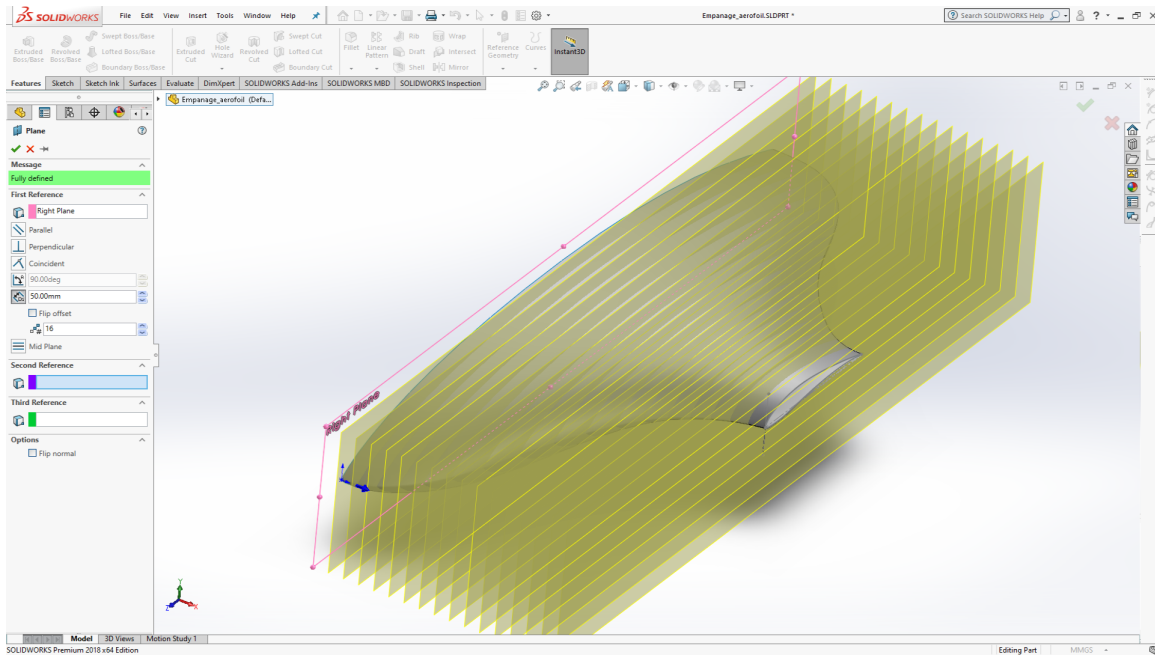


Slika C.2: Loft

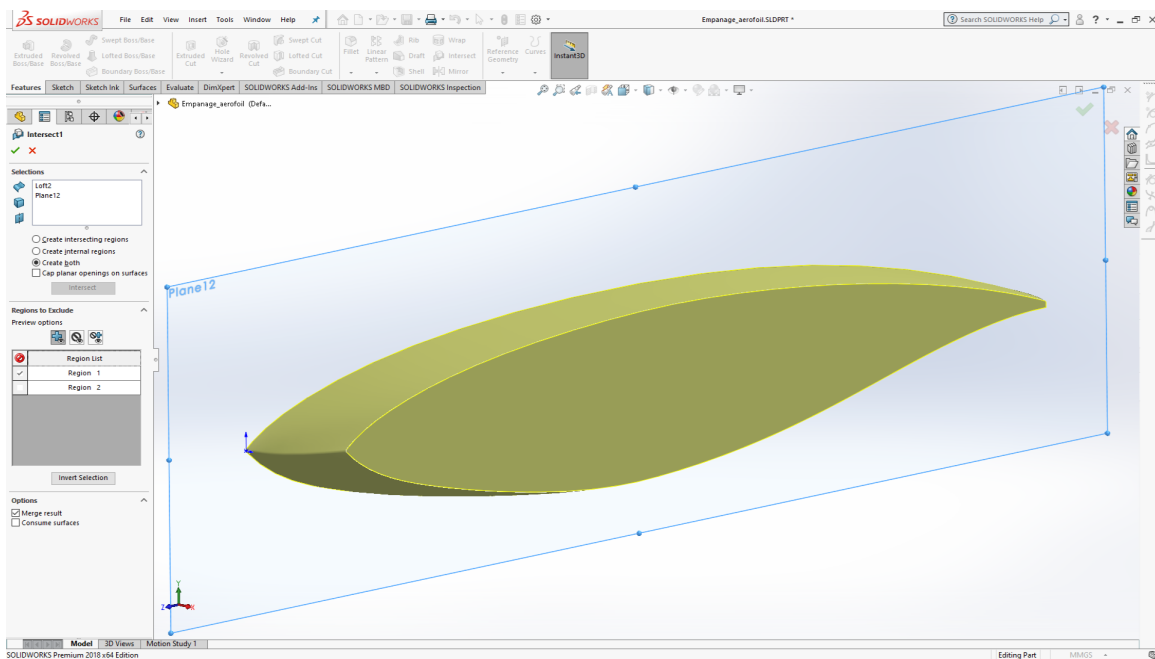


Slika C.3: Model Loft

se nalazi na zadanoj površini. To je moguće napraviti opcijom *3D Sketch* i uz pomoć opcije *Convert Entities* gdje je potrebno označiti ženjenu površinu kliknuti na *Convert*



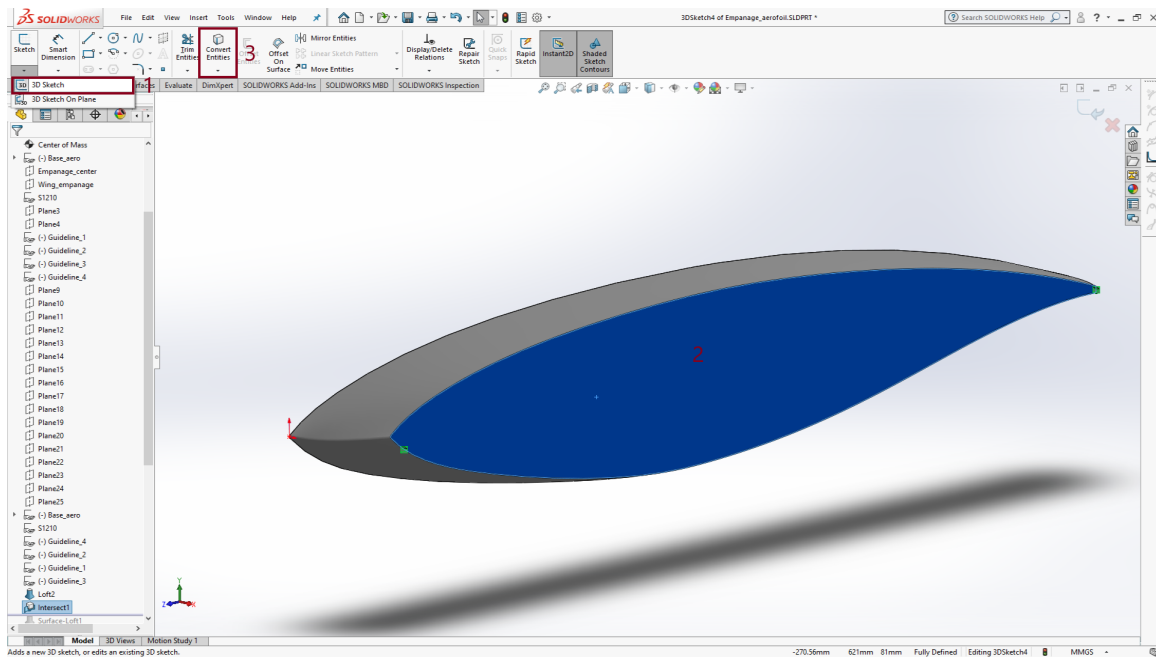
Slika C.4: Surface



Slika C.5: Intersect

Entities te je dobiven aeroprofil u 3D prostoru. Postupak je prikazan Slikom C.6

Sljedeće je potrebno svu preostalu geometriju (Loft, Plane, Guidelines) maknuti s



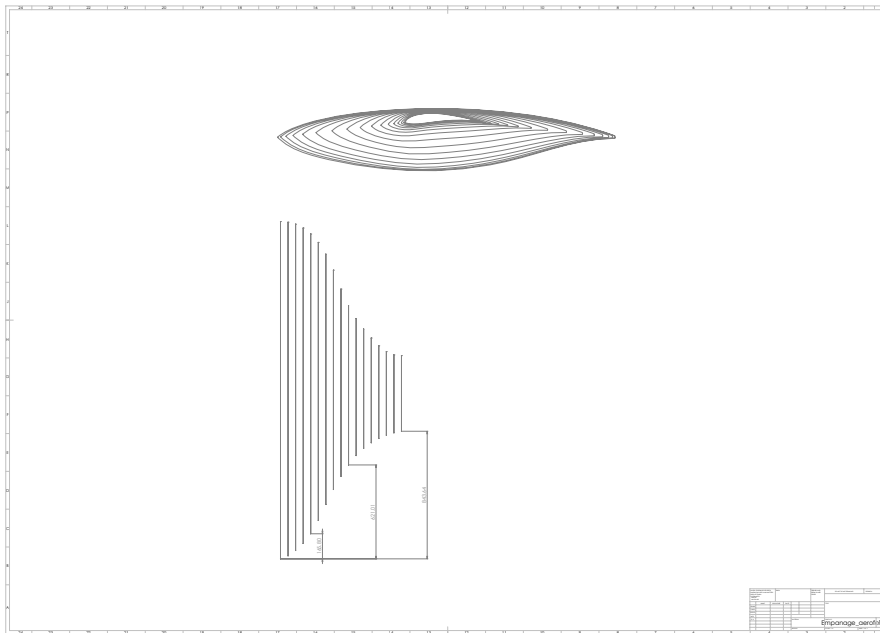
Slika C.6: Postupak definiranja aeroprofila pojedinog presjeka

radne površine opcijom *Hide* kako bi bilo moguće spremiti samo novogenerirani aeroprofil kao .IGS file koji omogućuje pohranu linija u 3D prostoru.

Nakon definiranja svih aeroprofila u 3D prostoru moguće je dobiti 'kostur' modela koji je prikazan Slikom C.7. Potrebno je definirati i udaljenost pojedinog aeroprofila od nosa zrakoplova radi daljnjih proračuna te su na Slici C.7 radi preglednosti kotirane samo 3 udaljenosti.

C.2. Mreža konačnih elemenata

Ovim dijelom prikazat će se postupak izrade mreže konačnih elemenata pojedinog aeroprofila i dobivanje koordinata točaka koje opisuju isti.



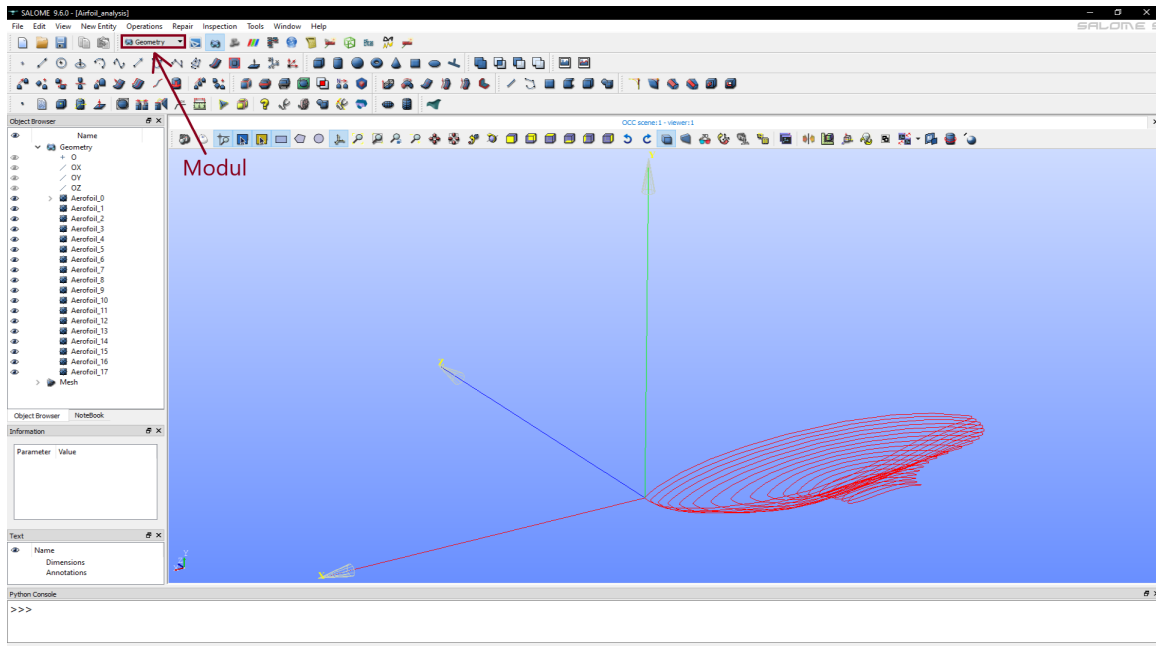
Slika C.7: 'Kostur' modela s pripadajućim aeroprofilima

C.2.1. Definiranje geometrije i mreže konačnih elemenata aeroprofila

Nakon generiranja .IGS datoteka, pomoću programskog paketa *Salome* [7] potrebno je napraviti mrežu konačnih elemenata². Kako bi se započelo generiranje mreže konačnih elemenata u navedenom programskom paletu potrebno je učitati sve .IGS datoteke u modulu *Geometry* obrađujući pozornost na mjerne jedinice u kojima je modeliran model (u ovom slučaju u mm) te je prilikom uvoza .IGS datoteka u *Salome* potrebno negirati skaliranje u metre kako bi se dobila prava geometrija modela. Slikom C.8 prikazana je geometrija pojedinog aeroprofila.

Sljedeće što je potrebno je definirati mrežu konačnih elemenata koja se generira u modulu *Mesh*. Slikom C.9 prikazan je način definiranja konačnih elemenata gdje je potrebno odabrati određeni aeroprofil, nakon toga potrebno je definirati elemente koji će u ovom slučaju biti *1D elementi*, sljedeće je potrebno definirati algoritam konačnih elemenata koji će za ovu primjenu glasiti *Wire Discretisation*. Također poželjno je definirati ukupan broj segmenata klikom na kućicu označenoj na Slici C.9 zbog maksimalnog broja točaka koje je moguće definirati u programu *Xflr5*. Definiranje broja segmenata ovisi o

²eng. Mesh

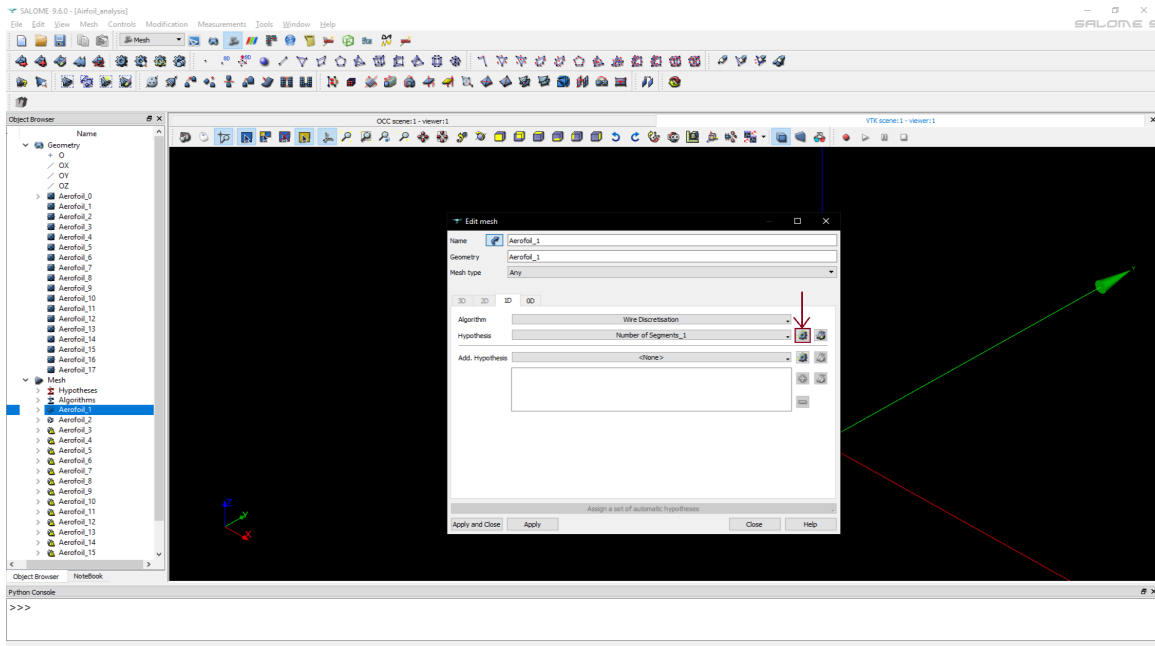


Slika C.8: Prikaz geometrije aeroprofila

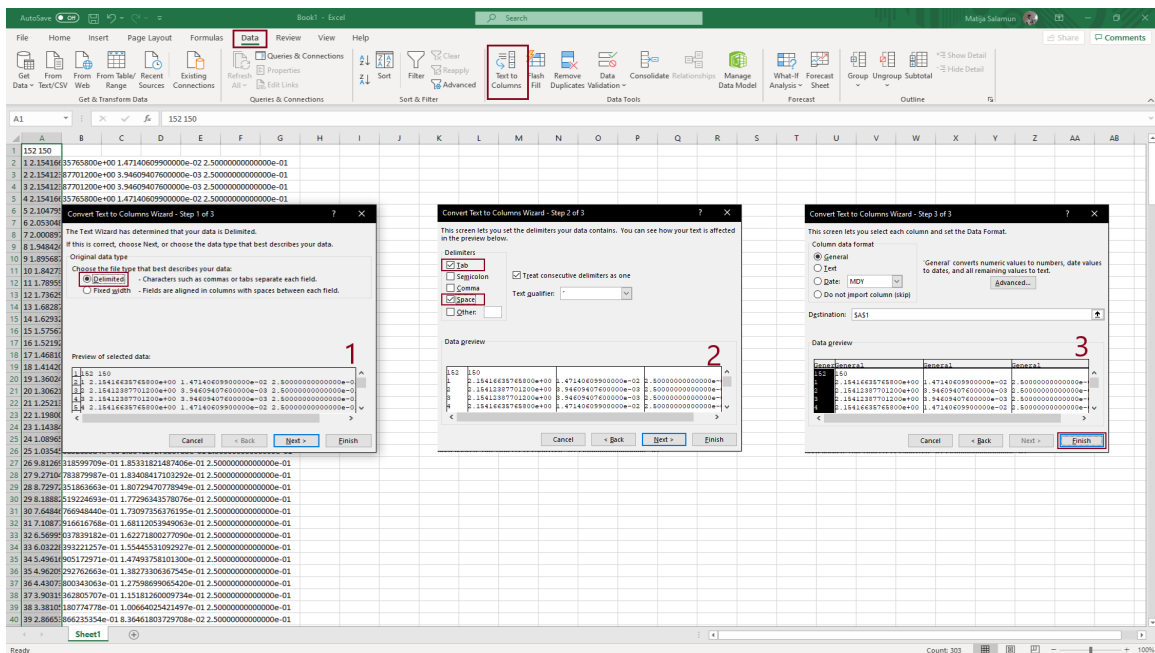
broju linija koje opisuju aeroprofil (u ovom slučaju su to 2 linije) te je broj segmenata definiran za pojedinu liniju, a ukupan broj segmenata i točaka jednak je 150, što znači kako je potrebno definirati 75 elemenata po jednoj liniji. Desnim klikom na *Aerofoil_1* koji se nalazi u stablu s lijeve strane i klikom na *Compute Mesh* generirana je mreža konačnih elemenata.

Sljedeći korak je dobivene elemente pojedinog aeroprofila spremi kao .DAT file pomoću opcije *Export*. Nakon dobivenih .DAT datoteka koje u sebi sadrže x,y,z koordinate točaka koje opisuju aeroprofil potrebno je izbaciti z koordinatu svakog aeroprofila pošto je u *Xflr5* moguće 'ubaciti' samo 2D aeroprofile. Taj korak napravljen je u programu *Excel* gdje su kopirani svi podaci iz .DAT datoteke. Nakon kopiranja podataka potrebno je odijeliti sve podatke koristeći *Data - Text to Columns* te nakon odabira *Text to Columns* odabrati opciju *Delimited*, zatim *Next*, a potom odabrati opciju *Space*. Cijeli postupak prikazan je Slikom C.10.

Nakon gore definiranog postupka potrebno je izbrisati kolonu podataka koja sadrži z koordinate aeroprofila, te kolonu s brojem retka tako da ostanu samo dva stupca koja sadrže podatke o x i y koordinatama aeroprofila. Također potrebno je izbrisati sve podatke prikazane na Slici C.11.

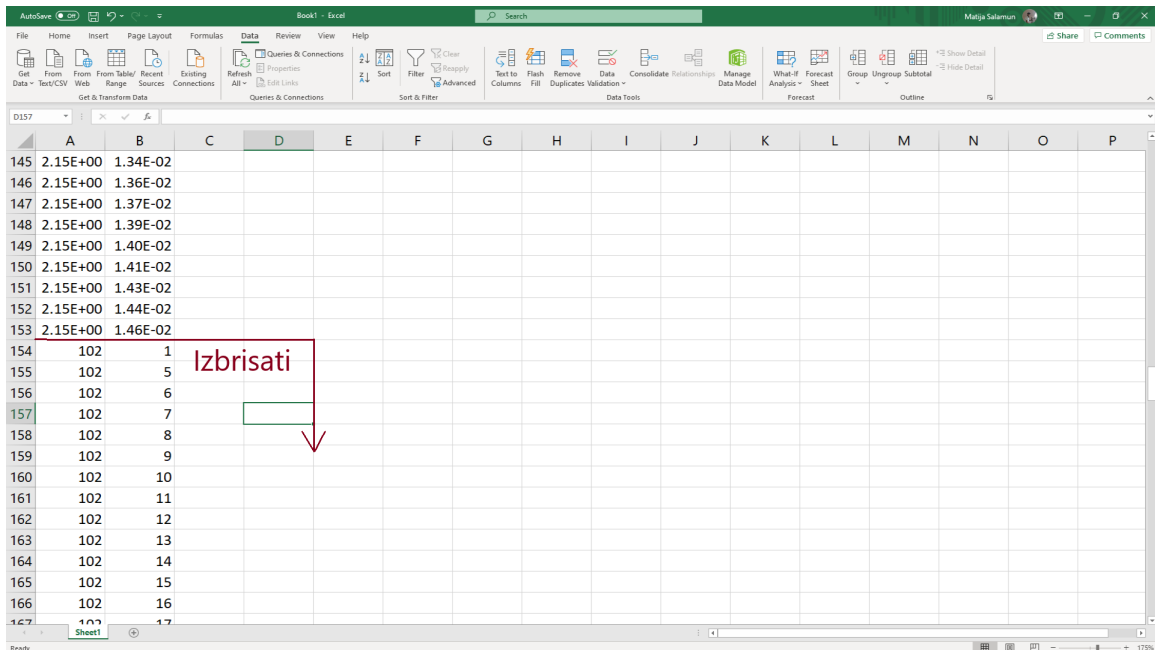


Slika C.9: Definiranje mreže konačnih elemenata



Slika C.10: Odjeljivanje podataka

Tako uređene podatke potrebno je spremati kao *Text (Tab delimited)*. Moguće je prepraviti ovko spremljenu datoteku u .DAT datoteku jednostavnim brisanjem .TXT i



Slika C.11: Nepotrebni podaci

prepravljanjem u .DAT datoteku (npr. za Aerofoil_1.txt obrišemo .txt i dopišemo .dat te sada postoji Aerofoil_1.dat) koju je moguće učitati u *Xflr5*.

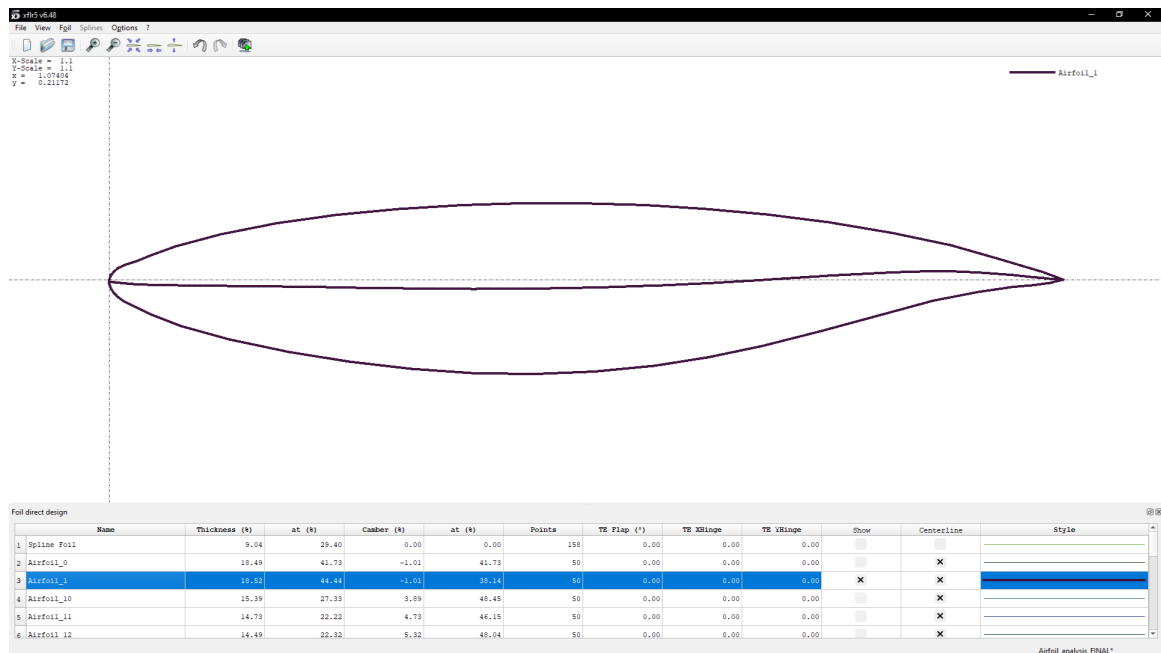
C.3. Analiza u programu *Xflr5*

Ovim poglavljem biti će objašnjen način pripreme aeroprofila za 2D analizu, sama analiza te definiranje krila, trupa, horizontalnog i vertikalnog stabilizatora namjenjenih za 3D analizu aerodinamičkih značajki zrakoplova.

C.3.1. 2D analiza aeroprofila

Nakon prethodno definiranih .DAT datoteka aeroprofila iste je moguće uvesti u *Xflr5*. U modulu *Direct foil design* moguće je učitati .DAT datoteke, koje će moguće morati modificirati, ovisno o kvaliteti projektiranog 3D modela. Ukoliko je to potrebno, desnim klikom na aeroprofil i odabirom na značajku *Foil - Edit Foil Coordinates* moguće je otkloniti pojedine nepravilnosti brisanjem točaka koje nisu na pravoj poziciji, isto tako potrebno je provjeriti je li aeroprofil u potpunosti zatvoren (prva i zadnja točka moraju imati iste koordinate). Nakon mogućih prepravaka potrebno je normalizirati aeropro-

fil desnim klikom na isti te odabirom *Foil - Normalize the Foil*. Sljedeće je globalno 'poboljšati'³ aeroprofil gdje je moguće odrediti broj panela na pojedinom aeroprofilu i gustoću istih na prednjem i izlaznom bridu gdje se gornjaka i donjaka na izlaznom bridu moraju sastajati u istoj točki. Nakon gore navedenih koraka aeroprofil je prikazan Slikom C.12.

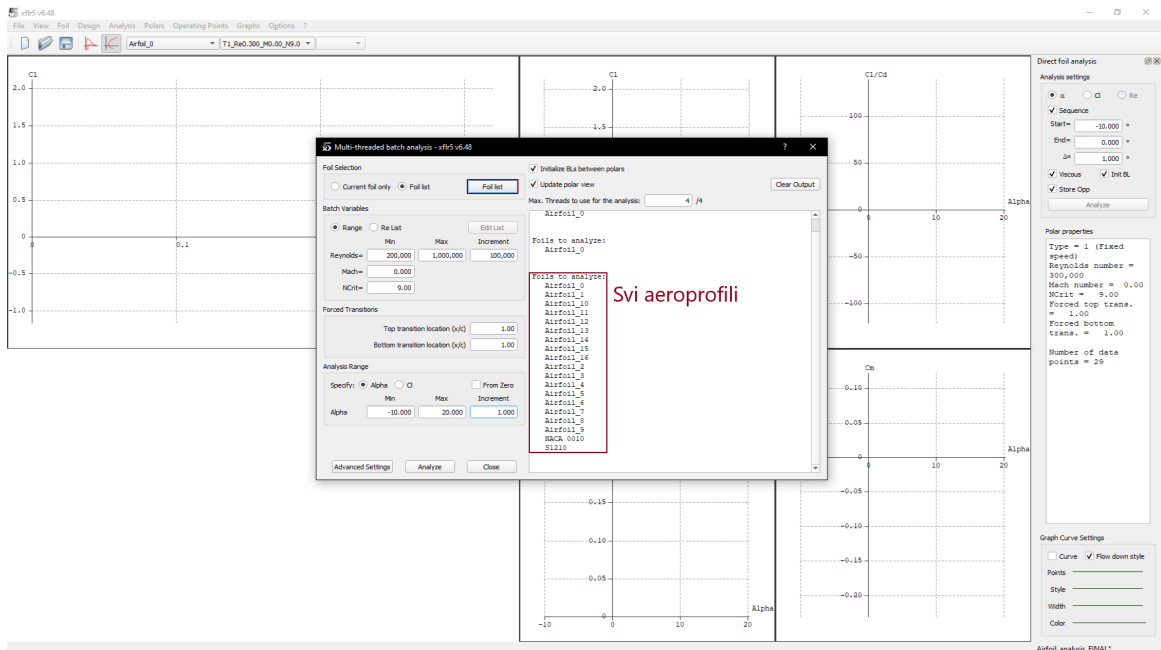


Slika C.12: Prikaz aeroprofila trupa nakon poboljšanja

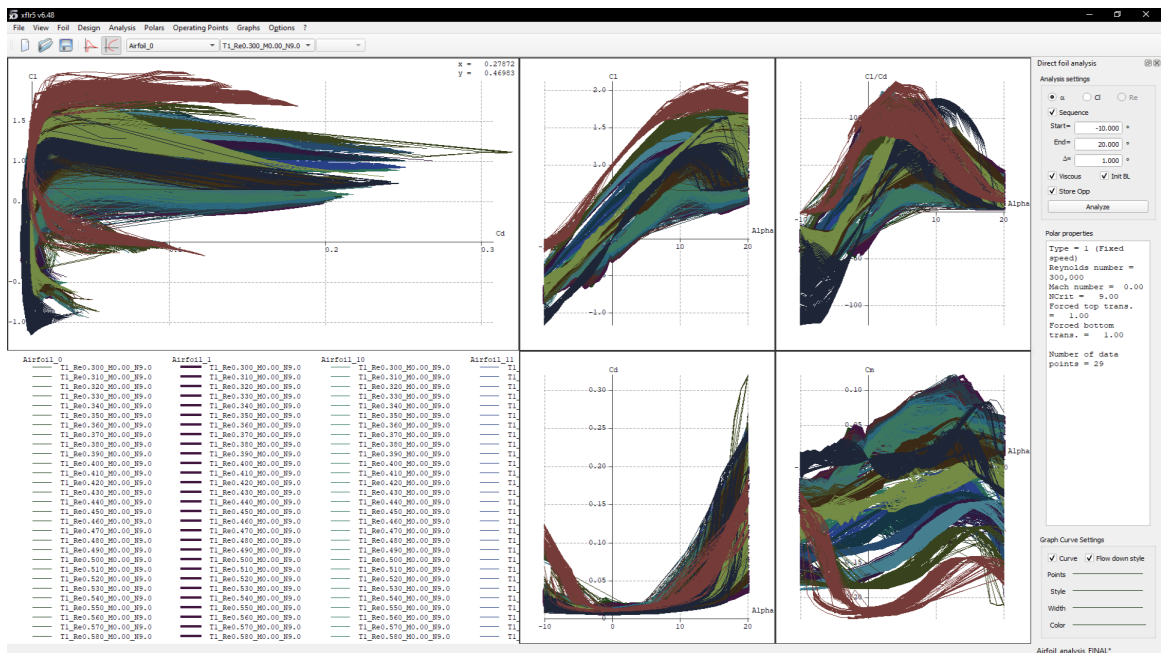
Nakon definiranja svih aeroprofila potrebno je provesti 2D analizu aerodinamičkih koeficijenata za svaki pojedini aeroprofil. Ovaj korak radi se u modulu *Xfoil Direct Analysis* gdje je potrebno definirati analizu odabirom na *Analysis - Multi-threaded Batch Analysis* gdje je moguće postaviti proračun za sve aeroprofile istodobno za različite Reynolds-ove brojeve i napadne kuteve. Definiranje analize prikazano je Slikom C.13.

Nakon definiranja i pokretanja analize dobiveni su rezultati za pojedini aeroprofil za različite Reynolds-ove brojeve i napadne kuteve te su isti prikazani Slikom C.14.

³eng. Refine Globally



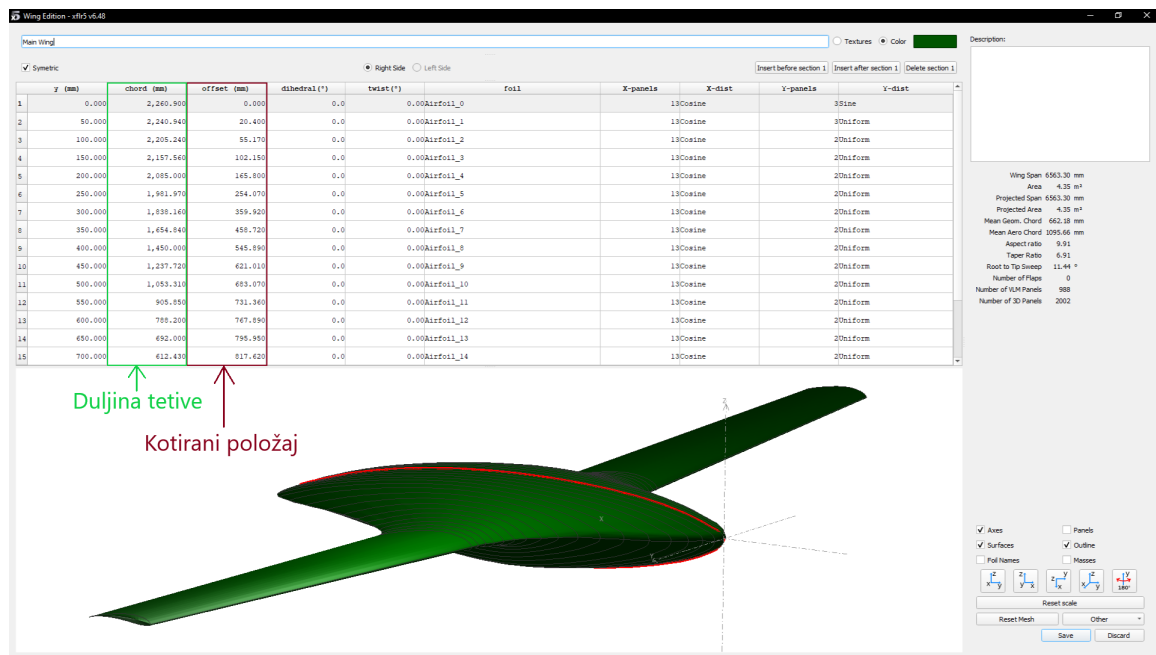
Slika C.13: Definiranje 2D analize



Slika C.14: Rezultati 2D analize

C.3.2. Modeliranje zrakoplova - Xflr5

Nakon provedene 2D analize pojedinog aeroprofila moguće je modelirati krilo (u ovom slučaju i trup - Blended wing) zrakoplova u modulu *Wing and Plane Design*. Potrebno je desnim klikom na radnu površinu odabrati *Current plane - Edit - Wing*. S definiranim položajem pojedinog aeroprofila sa Slike C.7 i dimenzijama tetive istih definira se krilo zrakoplova koje je prikazano Slikom C.15.



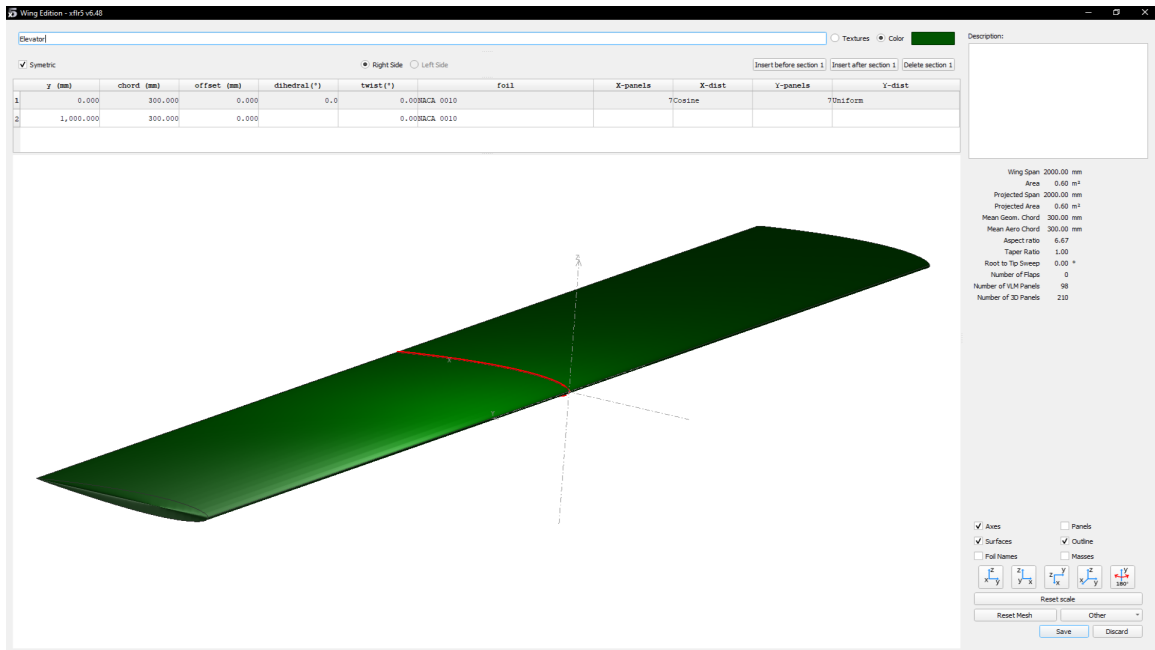
Slika C.15: Definiranje krila i trupa

Modeliranje horizontalnog i vertikalnog stabilizatora jednostavnije je od prethodnog koraka te je prikazano Slikom C.16 i C.17. Potrebno je definirati duljinu tetive i raspon horizontalnog i vertikalnog stabilizatora te u ovom koraku nije potrebno definirati udaljenost od trupa i krila koji će biti objašnjeni u nastavku.

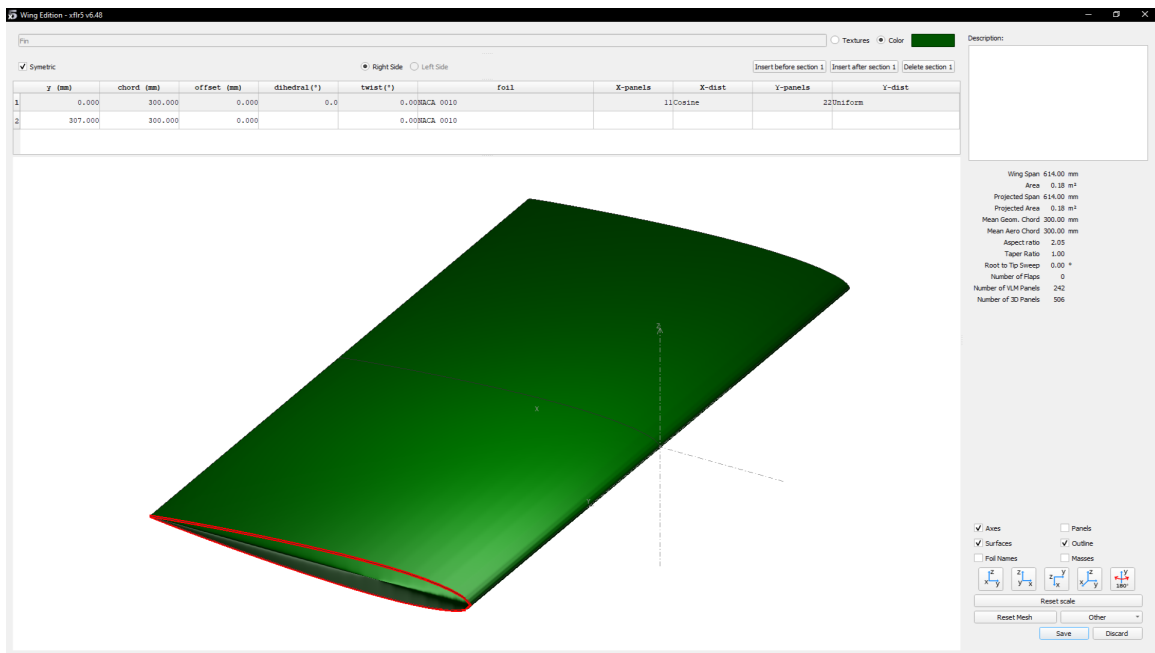
Nakon definiranja horizontalnog i vertikalnog stabilizatora definiran je položaj istih u odnosu na krilo i trup što je prikazano Slikom C.18.

Konačan model zrakoplova prikazan je Slikom C.19 za koji je potrebno definirati mase pojedinih konstrukcijskih elemenata.

Različitim metodama moguće je odrediti aerodinamičke značajke letjelice te stabilnost iste. Neke od aerodinamičkih značajki cijele letjelice moguće je proračunati Panelnom ili VLM2 metodom čiji je primjer prikazan Slikom C.20. Dok je za krilo moguće

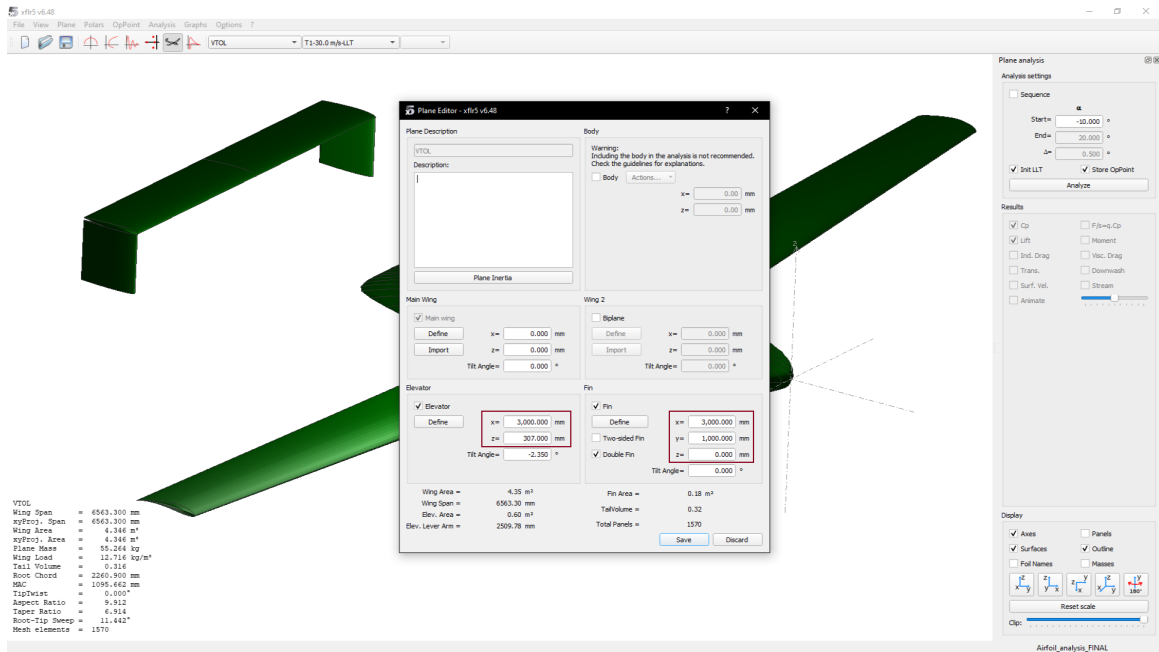


Slika C.16: Definiranje horizontalnog stabilizatora

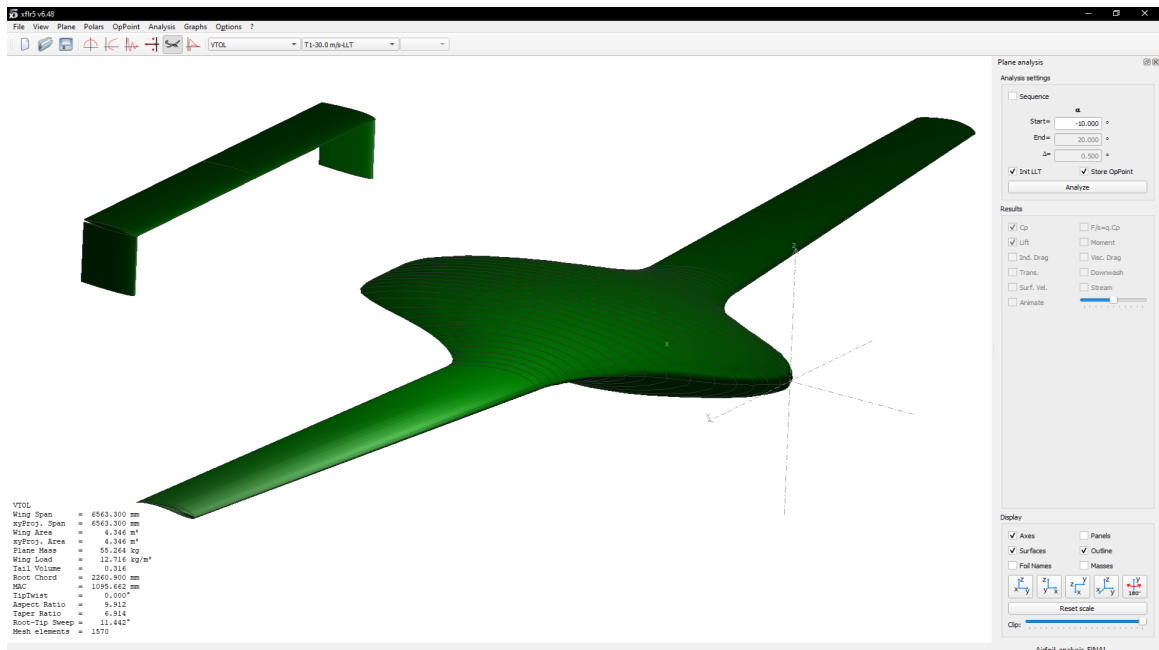


Slika C.17: Definiranje vertikalnog stabilizatora

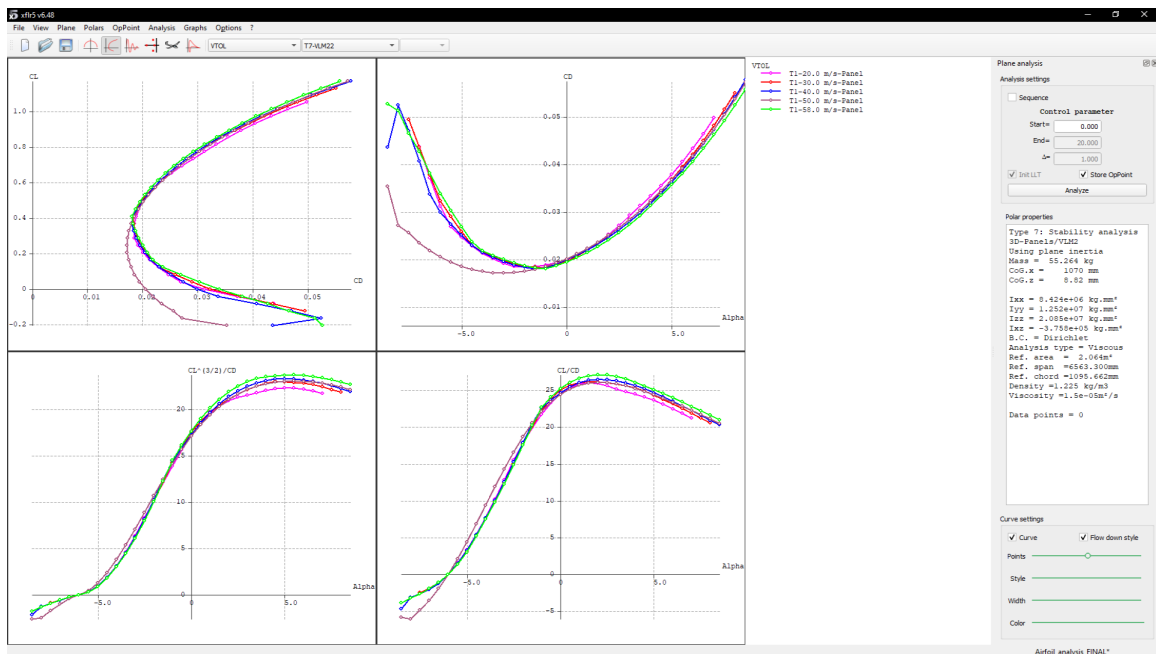
koristiti i ostale metode. Dobiveni rezultati razmotreni su prema [8]



Slika C.18: Defniranje položaja horizontalnog i vertikalnog stabilizatora



Slika C.19: Konačan model zrakoplova



Slika C.20: Aerodinamičke značajke letjelice

Literatura

- [1] Roskam J. Airplane design: Part I: Preliminary sizing of airplanes. Ottawa, Kansas, 1985.
- [2] Vrdoljak M. Osnove aerodinamike i mehanike leta helikoptera. FSB, Zagreb, 2017.
- [3] Janković S., Kostić T., Vrdoljak M. Stabilnost i upravljivost zrakoplova. FSB, Zagreb, 2013.
- [4] Deperrois A. About stability analysis using xflr5. http://www.xflr5.tech/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf, 2009.
- [5] Kostić T. Upravljanje i vođenje. FSB, Zagreb
- [6] Deperrois A. Xflr5. <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>.
- [7] OPEN CASCADE. Salome. <https://www.salome-platform.org/>.
- [8] Deperrois A. About xflr5 calculations and experimental measurements. http://www.xflr5.tech/docs/Results_vs_Prediction.pdf, 2009.