

Simulacija dozvučnog leta modernog lovačkog zrakoplova

Kos, Matej

Master's thesis / Diplomski rad

2022

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:235:849032>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-15**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Matej Kos

ZAGREB, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

SIMULACIJA DOZVUČNOG LETA MODERNOG LOVAČKOG ZRAKOPLOVA

Mentor:

Prof. dr.sc. Milan Vrdoljak

Student:

Matej Kos

ZAGREB, 2022.

Zahvaljujem svojoj obitelji, mami Aniti, tati Željku, bratu Karlu, sestri Heleni i baki, što su mi omogućili studiranje i podržavali me tijekom cijelog života. Zahvaljujem curi Antoneli na bezuvjetnoj ljubavi i podršci pruženoj tijekom cijelog studija. Zahvaljujem mentoru i profesoru Milanu Vrdoljaku na pruženoj prilici, pomoći i prenesenom znanju te ugodnim razgovorima. Zahvaljujem asistentu Marijanu Andriću na pomoći tijekom izrade rada. Zahvaljujem prijateljima zrakovlancima koji su me pratili tijekom svih godina studiranja. Zahvaljujem kolegi i prijatelju Ivanu Vidoviću na pomoći i društvu tijekom izrade rada.

Izjava

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

Zagreb, siječanj 2022.

Matej Kos



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 22 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 22 -	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Matej Kos** - JMBAG: 0035208685

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Simulacija dozvučnog leta modernog lovačkog zrakoplova**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Subsonic flight simulation for modern fighter aircraft**

Opis zadatka:

Simulacija leta lovačkog zrakoplova u stvarnom vremenu s pilotom u petlji ima značajnu vrijednost za pripremu pilota za zadaće upravljanja letjelicom, ali i za pripremu i obuku u izvanrednim situacijama kada su razina opterećenja i razina stresa pilota više.

Osim adekvatnog opisa aerodinamike, inercijskih značajki te značajki motora za simulaciju leta modernog višenamjenskog lovačkog zrakoplova, poput Dassault Rafale, neizbježno je uključiti definiciju sustava stabilizacije i vođenja. U diplomskom radu ograničit se na simulaciju dozvučnog leta.

Za odabranu konfiguraciju modernog lovačkog zrakoplova potrebno je:

- prikazati sve potrebne geometrijske i inercijske značajke te značajke motora;
- odrediti potrebne dozvučne aerodinamičke značajke letjelice;
- odrediti linearne modele dinamike leta te analizirati stabilnost promatranog zrakoplova;
- predložiti osnovne sustave stabilizacije i vođenja letjelicom;
- navedene modele implementirati u simulacijsku platformu za potrebu provedbe eksperimenata u stvarnom vremenu s pilotom u petlji za definirane izvanredne scenarije i prikladne pilotske zadaće.

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

Zadatak zadan:

Datum predaje rada:

Predviđeni datumi obrane:

11. studenoga 2021.

13. siječnja 2022.

17. – 21. siječnja 2022.

Zadatak zadao:

Prof. dr.sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Sadržaj

Sadržaj	vi
Popis slika	ix
Popis tablica	xii
Popis oznaka	xiii
Sažetak	xv
Summary	xvi
1. Uvod	1
2. Geometrijske značajke zrakoplova	3
2.1. Geometrija zrakoplova	3
2.2. Inercijske značajke	6
3. Aerodinamika zrakoplova	9
3.1. Aeroprofil krila i stabilizacijskih površina	11
3.2. Procjena aerodinamičkih koeficijenata	12
3.2.1. Otpor	12
3.2.2. Normalna sila	13
3.2.3. Moment propinjanja	15
3.2.4. Bočna sila	16

3.2.5. Moment skretanja	16
3.2.6. Moment valjanja	17
3.3. Usvojeni aerodinamički model letjelice	19
4. Pogonska grupa	20
4.1. Snecma M-88	20
4.2. Karakteristike modeliranog motora	21
5. Analiza stabilnosti i modeli leta	24
5.1. Statička stabilnost	24
5.2. Model leta sa šest stupnjeva slobode gibanja	27
5.3. Linearni model uzdužnog gibanja	31
5.4. Linearni model bočnog gibanja	32
5.5. Primjer linearnog modela IR-1	33
5.5.1. Primjer linearnog modela uzdužnog gibanja	34
5.5.2. Primjer linearnog modela bočnog gibanja	37
6. Sustavi stabilizacije	40
6.1. Sustav stabilizacije uzdužnog gibanja i upravljanja kutom propinjanja	40
6.2. Sustavi stabilizacije bočnog gibanja	45
6.2.1. Sustav stabilizacije skretanja	45
6.2.2. Sustav stabilizacije valjanja i upravljanja kutom valjanja	48
6.2.3. Sustav stabilizacije spiralnog moda	51
6.2.4. Sustav eliminacije kuta klizanja	52
7. Simulacija leta	55
7.1. Implementacija modela leta	55
7.1.1. Blok pilota	56
7.1.2. Blok sila i momenata	60
7.1.3. Blok okoliša i parametara leta	61
7.1.4. Blok instrumenata i blok spremanja rezultata simulacije	61
7.1.5. Blok vizualizacije i postav simulatora	63
7.2. Primjer simulacije leta	64
7.3. Scenariji leta za buduća istraživanja	69

8. Zaključak	73
Literatura	76

Popis slika

1.1	Prikaz zrakoplova <i>Dassault Rafale C</i>	2
2.1	3D prikaz promatranog zrakoplova	4
2.2	Osnovne dimenzije promatranog zrakoplova	4
2.3	Polumjer tromosti - X-os	6
2.4	Polumjer tromosti - Y-os	7
2.5	Polumjer tromosti - Z-os	7
3.1	Aeroprofil krila	11
3.2	Polara zrakoplova	13
4.1	Turboblazni motor SNECMA M-88	21
4.2	Pogonska sila motora u režimu naknadnog izgaranja	22
4.3	Pogonska sila motora u režimu "Maximal"	23
4.4	Pogonska sila motora u režimu "Nominal"	23
5.1	Gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu u ovisnosti o položaju težišta	26
5.2	Ocjena razine kvalitete upravljanja kratkoperiodičnog moda prema ESDU kriteriju	35
5.3	Odziv linearnog modela uzdužnog gibanja na impulsnu pobudu	36
5.4	Usporedba odziva sustava 4. reda i kratkoperiodične aproksimacije	36
5.5	Usporedba odziva sustava 4. reda i dugoperiodične aproksimacije	37
5.6	Ocjena kvalitete spregnutog moda skretanja i valjanja	39

6.1	Simulink model sustava stabilizacije uzdužnog gibanja	41
6.2	Root locus metoda za određivanje povratne veze po kutnoj brzini propinjanja	42
6.3	Root locus metoda za određivanje povratne veze po kutu propinjanja	42
6.4	Odziv sustava s uključenim povratnim vezama uzdužnog gibanja	43
6.5	Odziv sustava s uključenim povratnim vezama uzdužnog gibanja	44
6.6	Ocjena kvalitete upravljanja kratkoperiodičnog moda s povratnim vezama	45
6.7	Simulink model sustava stabilizacije skretanja	46
6.8	Root locus analiza za sustav stabilizacije skretanja	46
6.9	Odziv sustava na impulsnu pobudu kutne brzine skretanja	47
6.10	Ocjena kvalitete upravljanja <i>dutch-roll</i> moda s uključenom povratnom vezom prema MIL kriteriju	48
6.11	Simulink model sustava stabilizacije valjanja	48
6.12	Root locus analiza sustava stabilizacije valjanja	49
6.13	Utjecaj pojačanja povratne veze K_{rr} na vremensku konstantu moda valjanja	50
6.14	Odziv otvorenog sustava i sustava s uključenom stabilizacijom valjanja	51
6.15	Simulink model sustava stabilizacije spiralnog moda	51
6.16	Odziv otvorenog sustava i sustava s uključenom stabilizacijom spiralnog moda	52
6.17	Simulink model unakrsne veze krilaca i kormila pravca (ARI)	53
6.18	Odziv otvorenog sustava i sustava s uključenom eliminacijom kuta klizanja	54
7.1	Prikaz najviše razine strukture Simulink modela	56
7.2	Prikaz bloka pilota	56
7.3	Prikaz sustava upravljanja pogonskom silom	57
7.4	Sustav upravljanja stavom zrakoplova	58
7.5	Prikaz sustava upravljanja kutnom brzinom zrakoplova	59
7.6	Prikaz sustava upravljanja kormilom pravca	60
7.7	Prikaz bloka ukupnih sila i momenata	60
7.8	Primjer Simulink modela za izračun koeficijenta bočne sile	61
7.9	Prikaz korištenih instrumenata	62
7.10	Podsustav za spremanje rezultata simulacije leta	63
7.11	Zakrivljeno platno i vizualizacija simulacije	64

7.12	Prikaz simulacije leta na primjeru prilaza pista	65
7.13	Prikaz signala s upravljačke palice	65
7.14	Lokalni maksimumi i minimumi za otklon krilaca	66
7.15	Kutovi stava zrakoplova	67
7.16	Kutne brzine zrakoplova	68
7.17	Napadni kut i kut klizanja zrakoplova	68
7.18	Fuzija podataka u zrakoplovima 4.5-e generacije	70
7.19	Fuzija podataka u zrakoplovima 5.generacije	70

Popis tablica

2.1	Usporedba <i>Dassault Rafale C</i> i IR-1	3
2.2	Geometrijske značajke promatranog zrakoplova	5
2.3	Polumjeri tromosti zrakoplova IR-1	8
3.1	Značajke aeroprofila	12
3.2	Gradijenti normalne sile	14
3.3	Gradijenti momenta propinjanja	15
3.4	Gradijenti bočne sile	16
3.5	Gradijenti momenta skretanja	17
3.6	Gradijenti momenta valjanja	18
4.1	Značajke M-88	21
5.1	Parametri kriterija za ocjenu kvalitete upravljanja	34
7.1	Broj lokalnih maksimuma i minimuma za pojedini kanal upravljanja	66

Popis oznaka

\mathcal{R}	Vitkost krila, [-]	5
b	Raspon krila, [m]	7
c_A	Srednja aerodinamička tetiva, [m]	10
C_D	Koeficijent sile otpora, [-]	10
C_{D0}	Koeficijent sile nultog otpora, [-]	12
C_L	Koeficijent sile uzgona, [-]	10
C_l	Koeficijent momenta valjanja, [-]	10
$c_{l\alpha}$	Koeficijent uzgona aeroprofila po napadnom kutu, [-]	12
C_m	Koeficijent momenta propinjanja, [-]	10
C_N	Koeficijent normalne sile, [-]	10
C_n	Koeficijent momenta skretanja, [-]	10
c_r	Duljina korijenske tetive, [m]	5
c_t	Duljina vršne tetive, [m]	5
C_Y	Koeficijent bočne sile, [-]	10
\mathbf{F}	Vektor ukupnih sila koje djeluju na letjelicu, [N]	27
\mathbf{H}	Matrica kinetičkog momenta, [Nms]	27
i	Postavni kut krila, [rad]	5
K	Koeficijent inducirano g otpora, [-]	12
k_x, k_y, k_z	Polumjeri tromosti, [m]	7
l_B	Duljina trupa zrakoplova, [m]	7
\mathbf{M}	Vektor ukupnih momenata koji djeluju na letjelicu, [Nm]	27
m	Masa zrakoplova, [kg]	6

p, q, r	Komponente vektora kutne brzine zrakoplova u koordinatnom sustavu letjelice, [rad/s]	10
\mathbf{r}	Vektor položaja letjelice, [m]	27
\mathbf{s}	Vektor stava letjelice, [rad]	27
S	Površina, [m ²]	5
\bar{t}	Maksimalna debljina aeroprofila, [-]	12
\mathbf{V}_K	Vektor brzine leta letjelice, [m/s]	27
\bar{x}_t	Položaj maksimalne debljine aeroprofila, [-]	12
α	Napadni kut, [rad]	10
β	Kut klizanja, [rad]	10
δ_l	Otklon krilaca, [rad]	10
δ_m	Otklon kormila visine (kanarda), [rad]	10
δ_n	Otklona kormila pravca, [rad]	10
Λ	Kut strijele, [rad]	5
λ	Suženje krila, [-]	5
ν	Kut dihedrala, [rad]	5
Ω	Vektor kutne brzine letjelice, [rad/s]	27

Indeksi

$()_\alpha$	Gradijent po napadnom kutu	11
$()_{\dot{\alpha}}$	Gradijent po brzini promjene napadnog kuta	11
$()_\beta$	Gradijent po kutu klizanja	11
$()_{\delta_l}$	Gradijent po otklonu krilaca	11
$()_{\delta_m}$	Gradijent po otklonu kormila visine	11
$()_{\delta_n}$	Gradijent po otklonu kormila pravca	11
$()_p$	Gradijent po kutnoj brzini valjanja	11
$()_q$	Gradijent po kutnoj brzini propinjanja	11
$()_r$	Gradijent po kutnoj brzini skretanja	11

Kratice

ARI	<i>aileron-rudder-interconnection</i>	51
6DOF	<i>six-degrees-of-freedom</i> , šest stupnjeva slobode gibanja	27
SM	Statička margina	25

Sažetak

U radu je promatran moderni lovački zrakoplov kanard-krilo konfiguracije, nalik na *Dassault Rafale*. Prikazane su osnovne geometrijske značajke zrakoplova te su na temelju sličnih zrakoplova procijenjene njegove inercijske značajke. Za aeroprofil krila i stabilizacijskih površina pretpostavljen je bikonveksni aeroprofil relativne debljine 7%, odnosno 5%. Aerodinamičke karakteristike promatranog zrakoplova procijenjene su metodama projektne aerodinamike, dok je pogonska sila zrakoplova modelirana na temelju dostupnih podataka i sličnih motora. Analizirana je statička stabilnost zrakoplova, a za analizu dinamičke stabilnosti primjenjen je linearni model gibanja. Predloženi su osnovni sustavi stabilizacije zrakoplova, a root locus metodom dobivena su pojačanja svih potrebnih povratnih veza. Svi dobiveni rezultati implementirani su u Simulink okruženje u model leta sa šest stupnjeva slobode gibanja. Konačno, analiziran je primjer simulacije leta sa dva različita sustava upravljanja, odnosno sa sustavom upravljanja stavom i sa sustavom upravljanja kutnom brzinom.

Ključne riječi: Kanard-krilo konfiguracija, bikonveksni aeroprofil, stabilnost zrakoplova, sustavi stabilizacije, 6DOF, sustavi upravljanja

Summary

This thesis deals with the analysis of canard-wing configuration modern jet fighter, as is *Dassault Rafale*. Firstly, basic aircraft information are shown, and based on similar aircraft, its inertial characteristics are calculated. Biconvex airfoil was assumed to be wing and stabilizer airfoil with the relative thickness of 7% and 5%, respectively. Aircraft aerodynamic characteristics were calculated using handbook aerodynamic methods, while aircraft thrust was modeled based on available data and similar jet engines. Furthermore, aircraft static stability was analyzed and a linearized model was used to analyze aircraft dynamic stability. Basic stability augmentation systems were proposed whose feedback gains were chosen based on a root locus analysis. The 6DOF flight model was implemented into Simulink. Finally, a couple of flight simulations were shown with two distinct flight control systems, attitude control system and pitch rate control system.

Keywords: Canard-wing configuration, biconvex airfoil, aircraft stability, stability augmentation systems, 6DOF, flight control systems

1 | Uvod

Izrada modela leta zrakoplova i njegova implementacija u simulator leta predstavlja vrlo zahtjevan inženjerski zadatak iz razloga što simulator mora vrlo vjerno pratiti stvarno ponašanje zrakoplova, kako bi obuka pilota bila efikasna. Simulator leta vrlo je važna komponenta svakog sustava obuke pilota, kako civilnih tako i vojnih. Tijekom leta na simulatoru, gdje se vrlo često mogu uvježbavati procedure potrebne u letu, moguće je simulirati izvanredne scenarije i događaje koje je prerizično uvježbavati na stvarnom zrakoplovu. Nadalje, dovođenje pilota u stresne situacije omogućuje ispitivanja psihofizioloških osobina pilota iz kojih se može procijeniti njegova otpornost na stres, što može doprinijeti odluci o nastavku ili prekidu obuke ispitivanog pilota.

Tema ovog diplomskog rada je izrada modela leta krute letjelice sa šest stupnjeva slobode gibanja. Razmatrani zrakoplov, naziva IR-1, geometrijom je nalik na zrakoplov *Dassault Rafale C*, koji je prikazan na slici 1.1. Rad je podijeljen u šest cjelina. U drugom poglavlju opisane su geometrijske značajke razmatranog zrakoplova dobivene na temelju 3D modela te su određene i prikazane njegove inercijske značajke. Aerodinamičke karakteristike zrakoplova procijenjene su metodama projektne aerodinamike pri čemu su one opisane i prikazane u poglavlju tri. Također, u tom poglavlju prikazan je cjelokupni usvojeni aerodinamički model letjelice. Poglavlje četiri bavi se pogonskom grupom zrakoplova gdje su opisane karakteristike motora i prikazani njegovi režimi rada. U poglavlju pet prikazana je analiza uzdužne i bočne statičke stabilnosti te su opisani model leta sa šest stupnjeva slobode gibanja, linearni modeli leta i aproksimacije linearnog modela uzdužnog gibanja. Šesto poglavlje bavi se osnovnim sustavima stabilizacije zrakoplova pri čemu su oni opisani te su dani odzivi otvorenih i zatvorenih sustava.



Slika 1.1: Prikaz zrakoplova *Dassault Rafale C* [1]

Konačno, posljednje, sedmo, poglavlje opisuje implementaciju modela leta sa šest stupnjeva slobode gibanja u Simulink okruženju te su dani i opisani prikazi pojedinog podsustava. Nadalje, u posljednjem poglavlju dani su scenariji leta koji kod pilota izazivaju stres i/ili kognitivno opterećenje. Konačno, prikazan je i primjer leta implementiranog u simulacijsku platformu.

Dobiveni model leta ima nekoliko ograničenja. Najprije, model je važeći za subsonične brzine, što znači da nije primjenjiv pri krozvučnim i nadzvučnim brzinama. Nadalje, promatrana je čista konfiguracija što znači da u analizu nisu uzeti u obzir nosači naoružanja, naoružanje, dodatni spremnici niti podvozje. Također, model leta ne uključuje kontakt letjelice s tlom te nema mogućnost simulacije polijetanja i slijetanja. Pretpostavljena je kruta letjelica, zanemarena je zakrivljenost Zemlje kao i utjecaj vjetrova na zrakoplov. Konačno, masa zrakoplova je konstantna obzirom da promatrane simulacije leta traju relativno kratko.

2 Geometrijske značajke zrakoplova

U ovom poglavlju prikazati će se osnovni podaci o geometrijskim i inercijskim značajkama zrakoplova. Zrakoplov IR-1, razmatran u ovom radu, moderni je lovački avion *canard* konfiguracije, nalik na *Dassault Rafale C*. *Dassault Rafale* je dvomotorni borbeni avion 4.5-e generacije s kanardima i delta krilom. To je višenamjenski avion što znači da je sposoban za zračnu borbu, izviđačke misije, gađanje meta na tlu i napade duboko u neprijateljskom području. Obzirom na geometrijsku sličnost navedenih zrakoplova, u tablici 2.1 dana je usporedba zrakoplova razmatranog u radu (prema slici 2.1) i *Dassault Rafale C*.

Tablica 2.1: Usporedba *Dassault Rafale C* i IR-1

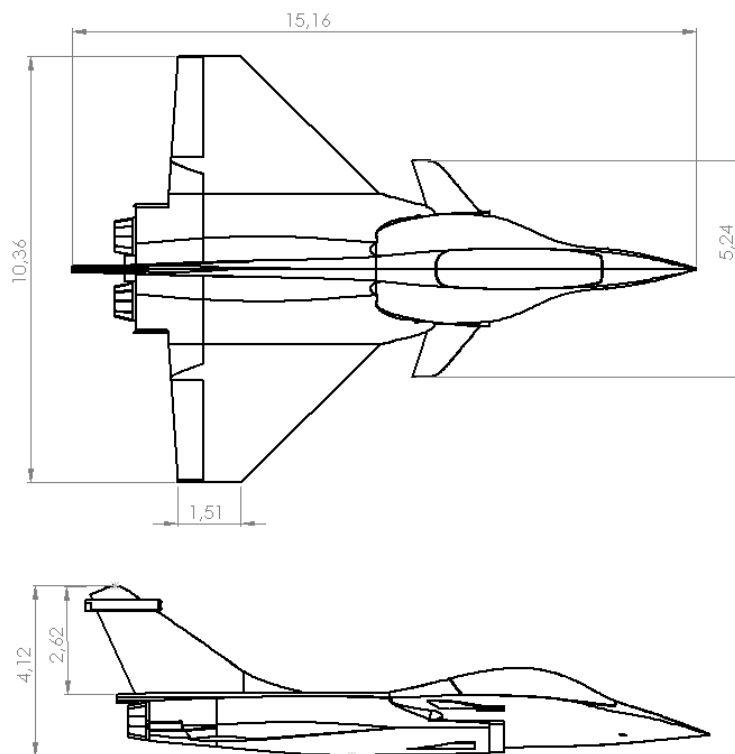
	<i>Dassault Rafale</i>	IR-1
Raspon krila [m]	10,90	10,36
Duljina trupa [m]	15,3	15,16
Površina krila [m ²]	45,7	44,63
Masa praznog zrakoplova (m_E) [kg]	9979	9979

2.1. Geometrija zrakoplova

Geometrijske značajke zrakoplova dobivene se na temelju 3D modela u *Solidworks* programskom paketu prikazanog na slici 2.1, a tablicom 2.2 prikazane su geometrijske karakteristike zrakoplova potrebne za izračun aerodinamičkih koeficijenata. Na slici 2.2 prikazane su osnovne dimenzije zrakoplova IR-1.



Slika 2.1: 3D prikaz promatranog zrakoplova



Slika 2.2: Osnovne dimenzije promatranog zrakoplova

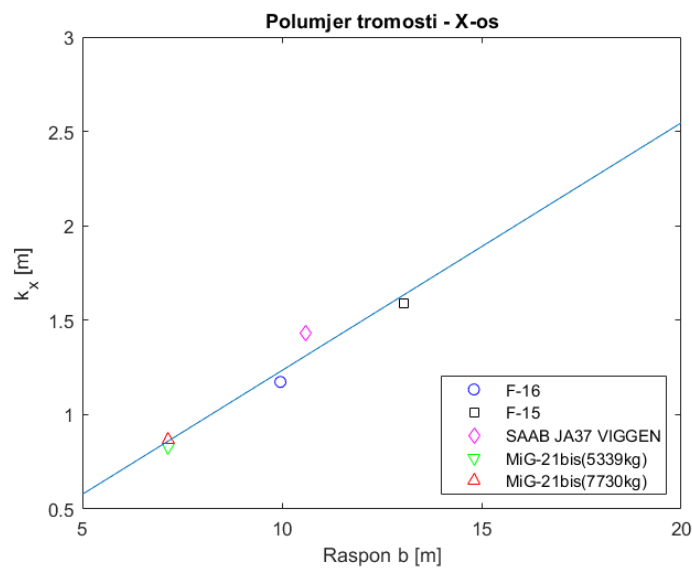
Tablica 2.2: Geometrijske značajke promatranog zrakoplova

Referenta površina, S_{ref}	44,63 m ²
Korijenska tetiva krila, c_r	5,491 m
Vršna tetiva krila, c_t	1,507 m
Suženje krila, λ_w	0,21
Raspon krila, b_w	10,36 m
Vitkost krila \mathcal{R}_w	2,41
Srednja aerodinamička tetiva, c_A	3,877 m
Kut strijele prednjeg brida, Λ_{LE}	45,45°
Kut strijele na 1/4 tetive, $\Lambda_{\frac{1}{4}}$	36,6°
Kut dihedrala krila, ν_w	5°
Postavni kut krila, i_w	0°
Površina kanarda, S_c	2,28 m ²
Korijenska tetiva kanarda, c_{rc}	1,23m
Vršna tetiva kanarda, c_{tc}	0,58m
Suženje kanarda, λ_c	0,47
Vitkost kanarda \mathcal{R}_c	2,83
Raspon kanarda, b_c	2,54m
Kut strijele prednjeg brida kanarda, Λ_{LEc}	40,2°
Kut strijele na 1/4 tetive kanarda, $\Lambda_{\frac{1}{4}c}$	35,16°
Postavni kut kanarda, i_c	0°
Kut dihedrala kanarda, ν_c	7,5°
Površina vertikalnog repa, S_v	5,48 m ²
Korijenska tetiva vertikalnog repa, c_{rv}	3,372m
Vršna tetiva vertikalnog repa, c_{tv}	0,94m
Suženje vertikalnog repa, λ_v	0,28
Vitkost vertikalnog repa \mathcal{R}_v	4,72
Poluraspon vertikalnog repa, $b_v/2$	2,62m
Kut strijele prednjeg brida vertikalnog repa, Λ_{LEv}	55,17°
Kut strijele na 1/2 tetive vertikalnog repa, $\Lambda_{\frac{1}{2}c}$	43,38°

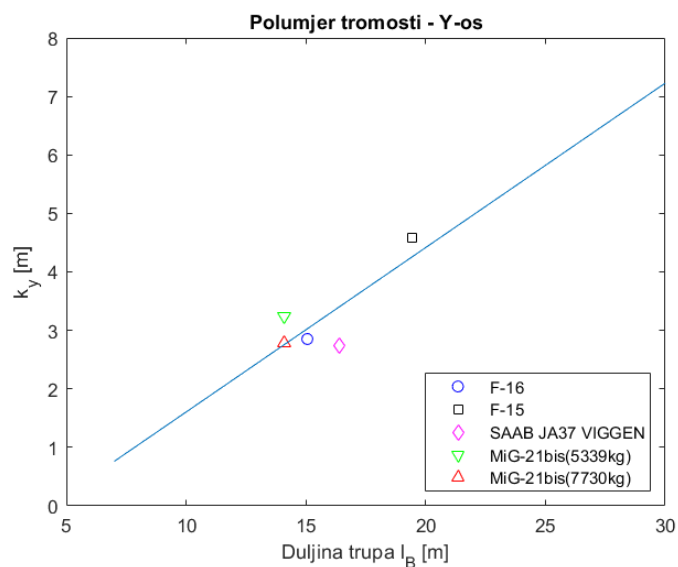
2.2. Inercijske značajke

Inercijske značajke zrakoplova uvelike utječu na njegovo gibanje i dinamičko ponašanje. Općenito, inercijske značajke većine zrakoplova, a posebno onih vojne namjene, često su nedostupne. Iako je za potrebe izrade rada bio dostupan 3D model [2], sama raspodjela konstrukcijskih i drugih elemenata je nepoznata te je pretpostavljeno da inercijske značajke 3D modela neće odgovarati stvarnim inercijskim značajkama.

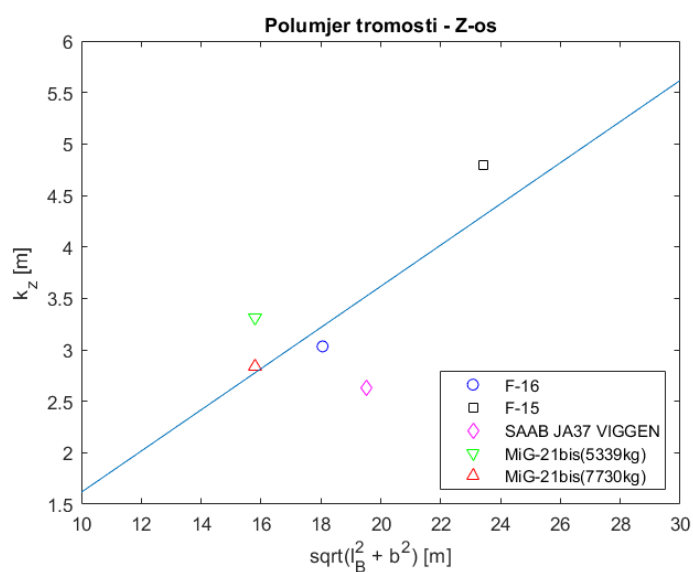
Stoga, inercijske značajke promatranog zrakoplova proračunate su na temelju dostupnih podataka relevantnih zrakoplova iz [3] i [4]. Kod analize, promatrani su sljedeći zrakoplovi: F-16, F-15, SAAB JA37 VIGGEN i MiG-21bis bez goriva (5339 kg) i s gorivom, ali bez dodatnih spremnika (7730 kg). Na temelju provedene analize i dobivenih regresijskih linija prikazanih na slikama 2.3, 2.4 i 2.5, mogu se procijeniti polumjeri tromosti promatranog zrakoplova, iz čega se nadalje mogu izračunati momenti tromosti koristeći izraz $I = m \cdot k^2$, pri čemu je I moment tromosti, m masa zrakoplova, a k odgovarajući polumjer tromosti.



Slika 2.3: Polumjer tromosti - X-os



Slika 2.4: Polumjer tromosti - Y-os



Slika 2.5: Polumjer tromosti - Z-os

Za tako izračunate regresijske linije, u tablici 2.3 prikazani su dobiveni polumjeri tromosti.

Tablica 2.3: Polumjeri tromosti zrakoplova IR-1

	k_x	k_y	k_z
Polumjer tromosti [m]	1,283	2,762	3,12

Kao što je već prikazano, masa praznog zrakoplova je $m_E = 9979\text{kg}$. Prema [5], *Dassault Rafale* ima unutrašnji spremnik za maksimalno 4700 kg goriva i s mogućnošću dodatka vanjskih spremnika goriva za dodatnih 6700 kg. Obzirom da se u radu promatra čista konfiguracija, što znači da nema podvozja, vanjskih spremnika niti nosača naoružanja, masa zrakoplova korištena u radu iznosi $m_1 = m_E + 3000\text{ kg} = 12979\text{ kg}$, pri čemu 3000 kg označava masu goriva. Konačno, za zrakoplov mase m_E , matrica momenata tromosti glasi:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 1,642 & 0 & 0 \\ 0 & 7,611 & 0 \\ 0 & 0 & 9,716 \end{bmatrix} \times 10^4 \text{ kg m}^2, \quad (2.1)$$

dok je za zrakoplov mase m_1 matrica momenata tromosti:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 2,135 & 0 & 0 \\ 0 & 9,899 & 0 \\ 0 & 0 & 12,636 \end{bmatrix} \times 10^4 \text{ kg m}^2. \quad (2.2)$$

3 Aerodinamika zrakoplova

Djelovanje zraka na letjelicu može se prikazati jednom aerodinamičkom silom u težištu zrakoplova i jednim aerodinamičkim momentom oko težišta zrakoplova. I sila i moment imaju po tri komponente u korištenom koordinatnom sustavu. Ovisno o promatranom problemu, mogu se koristiti dva koordinatna sustava, a to su:

- koordinatni sustav letjelice u kojem su komponente sile $[X \ Y \ Z]^T$, pri čemu je X aksijalna sila, Y bočna sila i Z normalna sila. Komponente momenta su $[L \ M \ N]^T$, odnosno, L je moment valjanja, M je moment propinjanja i N je moment skretanja.
- aerodinamički koordinatni sustav u kojem su komponente sile $[D \ Y^A \ L]^T$, pri čemu je D sila otpora, Y^A bočna sila i L sila uzgona. Komponente momenta su $[L^A \ M^A \ N^A]^T$, odnosno, L^A je moment valjanja, M^A je moment propinjanja i N^A je moment skretanja.

Umjesto aerodinamičkih sila i momenata, u praksi se koriste njihovi koeficijenti, odnosno bezdimenzijske veličine dobivene dijeljenjem aerodinamičke sile i referentne sile, odnosno aerodinamičkog momenta i referentnog momenta. Referentna sila je umnožak referentnog tlaka i referentne površine. Referentni tlak je uvijek isti i definiran je kao

$$q_\infty = \frac{\rho V^2}{2},$$

pri čemu je ρ gustoća zraka, a V intenzitet aerodinamičke brzine zrakoplova. Referentni moment je umnožak referentne sile i referentne duljine. Za izračun koeficijenta momenta valjanja i momenta skretanja referentna duljina je raspon krila b , dok je kod

koeficijenta momenta propinjanja referentna duljina srednja aerodinamička tetiva c_A . Stoga, koeficijenti aerodinamičkih sila i momenata su sljedeći:

$$\begin{aligned} C_X &= \frac{X}{q_\infty S_{ref}}, \\ C_Y &= \frac{Z}{q_\infty S_{ref}}, \\ C_Z &= \frac{Z}{q_\infty S_{ref}}, \end{aligned} \quad (3.1)$$

$$\begin{aligned} C_L &= \frac{L}{q_\infty S_{ref} b}, \\ C_M &= \frac{M}{q_\infty S_{ref} c_A}, \\ C_N &= \frac{N}{q_\infty S_{ref} b}. \end{aligned} \quad (3.2)$$

U općem slučaju, svi aerodinamički koeficijenti funkcije su:

- Machovog broja $Ma = V/a$
- Reynoldsovog broja
- kutova aerodinamičke brzine α i β
- bezdimenzijskih kutnih brzina aerodinamičke brzine

$$\dot{\alpha}^* = \frac{\dot{\alpha}}{V_\infty/c_A}, \quad \dot{\beta}^* = \frac{\dot{\beta}}{V_\infty/c_A}, \quad (3.3)$$

- bezdimenzijskih kutnih brzina zrakoplova

$$p^* = \frac{p}{V_\infty/b}, \quad q^* = \frac{q}{V_\infty/c_A}, \quad r^* = \frac{r}{V_\infty/b}, \quad (3.4)$$

- otklona upravljačkih površina
 - δ_l otklon krilaca
 - δ_m otklon kormila visine (kanarda)
 - δ_n otklon kormila pravca.

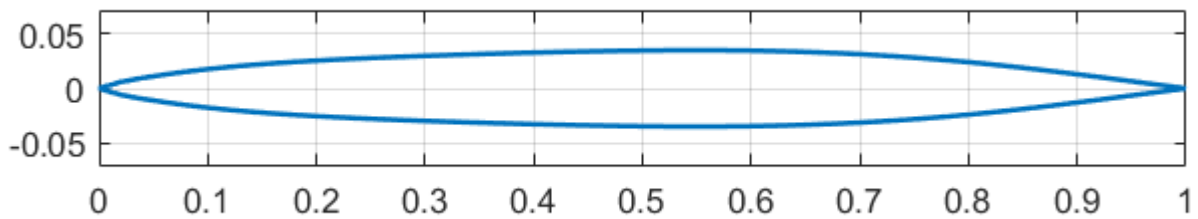
Sile i momenti karakteristični za opis uzdužnog gibanja su sila Z i moment M , dok su za opis bočnog gibanja karakteristični sila Y i momenti L i N . Za gibanja unutar ovojnice zrakoplova i malih napadnih kutova, što je predmet analize ovog rada, može se pretpostaviti da varijable bočnog gibanja β, p, r, δ_n i δ_l ne utječu na uzdužne sile i momente Z i M te da varijable uzdužnog gibanja $\alpha, \dot{\alpha}, q$ i δ_m ne utječu na bočne sile i momente Y, L i N . Konačno, uz pretpostavku da napadni kut α i kut klizanja β ne prelaze granice linearnosti, koeficijenti sila, uz $C_N = -C_Z$, i momenata glase:

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D0} + KC_L^2, \\ C_Y &= C_{Y\beta}\beta + C_{Yp}p^* + C_{Yr}r^* + C_{Y\delta_n}\delta_n, \\ C_N &= C_{N0} + C_{N\alpha}\alpha + C_{N\dot{\alpha}}\dot{\alpha}^* + C_{Nq}q^* + C_{N\delta_m}\delta_m, \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$\begin{aligned} C_l &= C_{l\beta}\beta + C_{lp}p^* + C_{lr}r^* + C_{l\delta_l}\delta_l + C_{l\delta_n}\delta_n, \\ C_m &= C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha}^* + C_{mq}q^* + C_{m\delta_m}\delta_m, \\ C_n &= C_{n\beta}\beta + C_{np}p^* + C_{nr}r^* + C_{n\delta_n}\delta_n + C_{n\delta_l}\delta_l. \end{aligned} \quad (3.6)$$

3.1. Aeroprofil krila i stabilizacijskih površina

Obzirom da je aeroprofil *Dassault Rafale* nepoznat, za IR-1 pretpostavljen je aeroprofil prema [6]. To je bikonveksni aeroprofil s debljinom od 7% i prikazan je na slici 3.1. Za aeroprofil stabilizacijskih površina, uzeta je skalirana varijanta prethodno navedenog aeroprofila tako da debljina aeroprofila iznosi 5%.



Slika 3.1: Aeroprofil krila

Procjena koeficijenta uzgona po napadnom kutu, $c_{l\alpha}$, aeroprofila provedena je metodom prikazanom u [7]. Ta metoda nam omogućuje procjenu $c_{l\alpha}$ na temelju maksimalne debljine aeroprofila i izlaznog kuta aeroprofila. Tablicom 3.1 prikazane su značajke aeroprofila krila i stabilizacijskih površina za relevantne Reynoldsove brojeve.

Tablica 3.1: Značajke aeroprofila

\bar{t}	7%	5%	
Re	$7,5 \times 10^7$	2×10^7	$4,6 \times 10^7$
\bar{x}_t	0,54	0,54	0,54
$c_{l\alpha}$	5,4	5,0	5,2

3.2. Procjena aerodinamičkih koeficijenata

Procjena aerodinamičkih koeficijenata provedena je metodama projektne aerodinamike prema [8]. Obzirom na kanard konfiguraciju promatranog zrakoplova, navedenu literaturu bilo je potrebno, u nekim slučajevima, dopuniti metodama prikazanim u [9].

3.2.1. Otpor

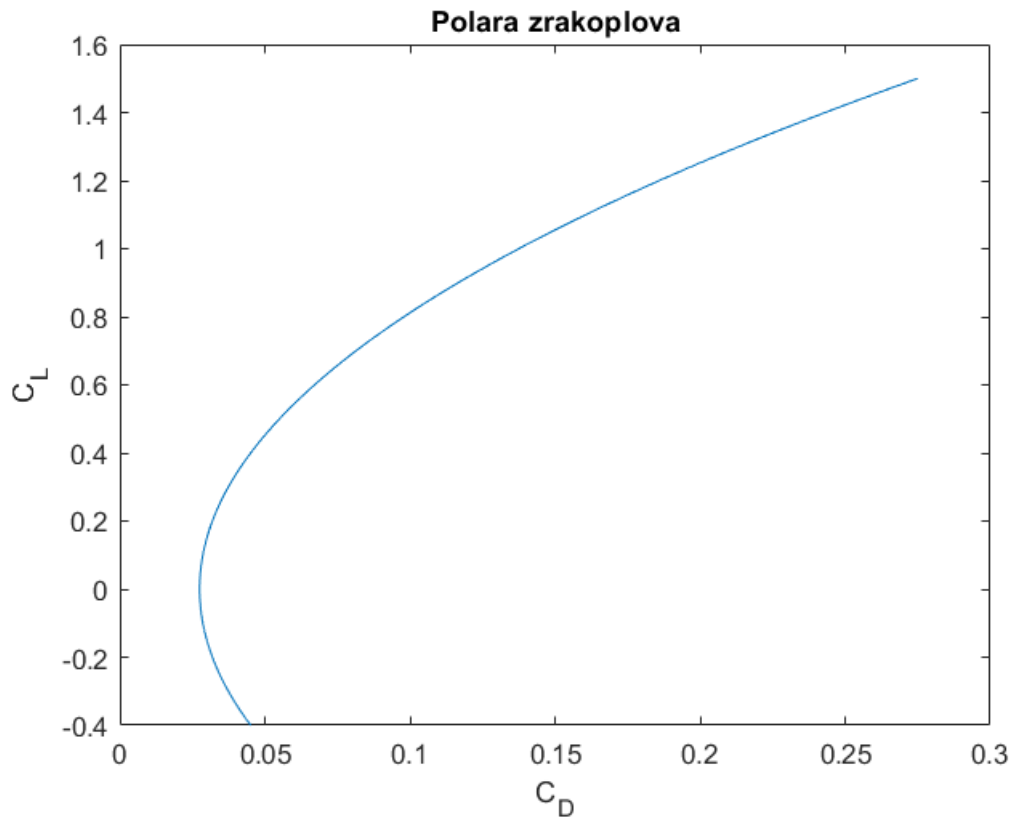
Otpor zrakoplova sastoji se od nultog otpora i induciranog otpora. Nulti otpor je otpor zrakoplova kada ne postoji uzgon, a inducirani otpor posljedica je postojanja sile uzgona. U radu je uzet jednostavniji model koeficijenta otpora te je pretpostavljeno

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2. \quad (3.7)$$

Prema [2], koeficijenti C_{D0} i K , za promatranu konfiguraciju zrakoplova, iznose 0,0275, odnosno 0,11. Dakle, ukupan koeficijent otpora je:

$$C_D = 0,0275 + 0,11C_L^2, \quad (3.8)$$

a polara zrakoplova prikazana je na slici 3.2.



Slika 3.2: Polara zrakoplova

3.2.2. Normalna sila

Na iznos normalne sile utječu svi dijelovi zrakoplova: kombinacija krilo-tijelo (BW), kombinacija kanard-tijelo(c) i tijelo(B). Stoga se ukupna sila dobiva superpozicijom svakog dijela zrakoplova:

$$C_N = (C_N)_{BW} + (C_N)_c + (C_N)_B. \quad (3.9)$$

Također, to načelo vrijedi i za gradijente normalne sile. Tablica 3.2 prikazuje izraze za dobivanje gradijenata normalne sile.

Tablica 3.2: Gradijenti normalne sile

C_{N0}	$(C_{N0})_{BW}$	$\frac{S_w}{S_{ref}}(C_{N\alpha})_w k_{BW}(i_w - \alpha_{0W})$
	$(C_{N0})_c$	$\frac{S_c}{S_{ref}}(C_{N\alpha})_c \left[\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}(i_w - \alpha_{0W}) + i_h \right]$
$C_{N\alpha}$	$(C_{N\alpha})_{BW}$	$\frac{S_w}{S_{ref}}(C_{N\alpha})_w K_{BW}$
	$(C_{N\alpha})_c$	$\frac{S_c}{S_{ref}}(C_{N\alpha})_c K_{Bc} \left(1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$
$C_{N\delta_m}$	$(C_{N\delta_m})_{BW}$	0
	$(C_{N\delta_m})_c$	$\frac{S_c}{S_{ref}}(C_{N\delta})_c$
C_{Nq}	$(C_{Nq})_{BW}$	$\frac{S_w}{S_{ref}}(C_{N\alpha})_w (\overline{l_{Cw}} - \overline{l_m})$
	$(C_{Nq})_c$	$\frac{S_c}{S_{ref}}(C_{N\alpha})_c (\overline{l_{Cc}} - \overline{l_m})$
$C_{N\dot{\alpha}}$		$\frac{S_w}{S_{ref}}(C_{N\alpha})_w \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} (\overline{l_{Cw}} - \overline{l_{Cc}})$

Obzirom da su kutovi nultog uzgona aeroprofila i postavni kutovi krila te kanarda jednaki nuli, pretpostavljeno je da je ukupni koeficijent C_{N0} zrakoplova jednak nuli. Nadalje, koeficijent normalne sile po napadnom kutu za krilo i kanard ($C_{N\alpha w,c}$) računa se po sljedećem izrazu:

$$C_{N\alpha} = \frac{2\pi R}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi R}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)}}. \quad (3.10)$$

Obzirom da je zrakoplov kanard konfiguracije, postoji utjecaj kanarda na krilo. Taj utjecaj modeliran je povijanjem struje zraka $\partial \varepsilon / \partial \alpha$ te glasi:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \left(K_A K_\lambda K_H \sqrt{\cos \Lambda_{1/4}} \right)^{1,19}, \quad (3.11)$$

gdje su

$$K_A = \frac{1}{1 + (\mathcal{R}_c)^{1,7}},$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda_c}{7},$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{h}{b}}{\sqrt[3]{\frac{l_{cw} - l_{cc}}{b/2}}}.$$

Za promatranu konfiguraciju i geometriju, povijanje struje iznosi

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,3837. \quad (3.12)$$

Gradijent normalne sile po otklonu upravljačke površine dobiva se na temelju izraza

$$C_{N\delta} = 0,9 \frac{S_\delta}{S_{ref}} \frac{C_{L\alpha}}{c_{l\alpha}} c_{l\delta} \cos \Lambda_{HL} K_f, \quad (3.13)$$

gdje $c_{l\delta}$ ovisi o odnosu tetive otklonjenje površine i ukupne tetive noseće površine, Λ_{HL} je kut osi zakreta upravljačke površine, a K_f korekcija zbog nelinearnosti otklona površine.

3.2.3. Moment propinjanja

Na moment propinjanja također utječu svi dijelovi zrakoplova te se i u ovom slučaju primjenjuje princip superpozicije. Tablicom 3.3 dani su izrazi za računanje gradijenta momenta propinjanja.

Tablica 3.3: Gradijenti momenta propinjanja

$C_{m\alpha}$	$(C_{m\alpha})_{BW}$	$(C_{N\alpha})_{BW}(\overline{l_m} - \overline{l_{Cw}})$
	$(C_{m\alpha})_c$	$(C_{N\alpha})_c(\overline{l_m} - \overline{l_{Cc}})$
$C_{m\delta_m}$		$-(C_{N\delta_m})_c(\overline{l_m} - \overline{l_{Cc}})$
C_{mq}	$(C_{mq})_{BW}$	$(C_{Nq})_{BW}(\overline{l_{Cw}} - \overline{l_m})$
	$(C_{mq})_c$	$-(C_{Nq})_c(\overline{l_{Cc}} - \overline{l_m})$
$C_{m\dot{\alpha}}$		$-C_{N\dot{\alpha}}(\overline{l_{Cw}} - \overline{l_{Cc}})$

Obzirom da su nulti članovi normalne sile jednaki nuli, nulti članovi momenta propinjanja također su jednaki nuli.

3.2.4. Bočna sila

Prema jednadžbi (3.5), bočna sila ovisi o β , p^* , r^* i δ_n . Stoga su u tablici 3.4 prikazani gradijenti bočne sile po navedenim varijablama.

Tablica 3.4: Gradijenti bočne sile

$$\begin{array}{l|l} C_{Y\beta} & -\eta_v \frac{S_v}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_v K_{VB} \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} \\ C_{Yp} & -\eta_v \frac{S_v}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_v \frac{|z_{cv}|}{b} \\ C_{Yr} & \eta_v \frac{S_v}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_v \frac{l_{cv} - l_m}{b} \\ C_{Y\delta_n} & \eta_v \eta_{slot} \frac{S_v}{S_{ref}} (C_{N\delta})_v \end{array}$$

Opstrujavanje zraka oko tijela zrakoplova i kombinacije krilo-tijelo pod nekim kutem klizanja, stvara bočnu silu koja dodatno skreće struju zraka za kut $\partial \beta_v / \partial \beta$. Obzirom da je taj član vrlo teško matematički modelirati, njegov empirijski izraz je

$$\eta_v \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} = 0,724 + \frac{3,06 \frac{S'_v}{S_w}}{1 + \cos \Lambda} + 0,4 \frac{z_w}{D_f} + 0,009 \mathcal{R}_w, \quad (3.14)$$

pri čemu je S'_v površina vertikalnog repa s podtrupnim dijelom, Λ kut strijele prednjeg ruba vertikalnog repa i z_w/D_f položaj krila na trupu. Konačno, s uvrštenim vrijednostima, taj član iznosi

$$\eta_v \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} = 1,3.$$

3.2.5. Moment skretanja

Na gradijent momenta skretanja po kutu klizanja, osim vertikalnog repa utječu krilo i tijelo zrakoplova te on iznosi:

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_V + (C_{n\beta})_W + (C_{n\beta})_f, \quad (3.15)$$

gdje su

$$\begin{aligned}(C_{n\beta})_V &= -C_{Y\beta} \frac{l_{cw} - l_m}{b}, \\(C_{n\beta})_W &= \frac{C_L^2}{\pi \mathfrak{R}} \left[\frac{1}{4} - B_1 - B_2(l_{cw} - l_m) \right], \\(C_{n\beta})_f &= -1, 3 \frac{V_f D_f}{W_f S_{ref} b}.\end{aligned}$$

Članovi B_1 i B_2 dani su u [8], V_f je procijenjeni volumen tijela, D_f najveća visina tijela, a W_f najveća širina tijela.

Preostali gradijenti momenta skretanja potrebni za proračun, dani su u tablici 3.5.

Tablica 3.5: Gradijenti momenta skretanja

$$\begin{array}{l|l} C_{np} & -C_{Yp} \frac{l_{cv} - l_m}{b} \\ C_{nr} & -C_{Yr} \frac{l_{cv} - l_m}{b} \\ C_{n\delta_n} & -C_{Y\delta_n} \frac{l_{V\delta} - l_m}{b} \\ C_{n\delta_l} & -2K(C_L)_{WB} C_{l\delta_l} \frac{y_c}{y_l} \end{array}$$

3.2.6. Moment valjanja

Moment valjanja sastoji se od

- gradijenta po kutu klizanja kojeg stvara krilo i vertikalni rep:

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_W + (C_{l\beta})_V$$

- utjecaj krila ima tri komponente: komponenta $(C_{l\beta\nu\nu})_w$ zbog prostornog kuta krila ν (kuta dihedrala), komponenta $(C_{l\beta C_L} C_L)_w$ zbog istodobnog postojanja normalne sile na krilu i kuta klizanja te komponenta $(C_{l\beta z} \bar{z}_w)_w$ zbog nesimetrično postavljenog krila na trupu (visoko-, nisko-, ili srednje-krilac)

- gradijenta po otklonu kormila pravca (kanarda)
- gradijenta po otklonu krilaca
- gradijenta po kutnoj brzini valjanja

- gradijenta po kutnoj brzini skretanja na kojeg ponovno utječu krilo i rep

$$C_{tr} = (C_{tr})_W + (C_{tr})_V$$

Tablica 3.6: Gradijenti momenta valjanja

$C_{l\beta}$	$C_{l\beta w}$	$C_{l\beta\nu}$	$-\frac{S_w}{S_{ref}}(C_{N\alpha})_w \frac{y_{cw}}{b}$
		$C_{l\beta C_L}$	$-\frac{S_w}{S_{ref}} \sin \Lambda_{1/4} k_{wb} \frac{y_{cw}}{b}$
		$C_{l\beta z_w}$	$1, 2\sqrt{\mathcal{R}} \frac{D_f + W_f}{b} \bar{z}_w$
	$C_{l\beta V}$		$-\eta_V \frac{\partial \beta_V}{\partial \beta} \frac{S'_V}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_V \frac{ z_{cv} }{b}$
$C_{l\delta_n}$	$\eta_V \frac{S_V}{S_{ref}} (C_{N\delta})_V \frac{ z_{rm} }{b}$		
$C_{l\delta_i}$	$2 \frac{S_c}{S_{ref}} \frac{y_l}{b} C_{N\delta} K_f \cos \Lambda_{HL}$		
C_{lp}	$(C_{N\alpha})_w f(\lambda, \mathcal{R} \tan \Lambda_{LE}, \mathcal{R}\beta)$		
C_{tr}	C_{trw}	$\frac{1}{6} (C_N)_w$	
	C_{trV}	$C_{Yr} \frac{ z_{cv} }{b}$	

U tablici 3.6 prikazani su izrazi za računanje gradijenata momenta valjanja. Gradijenti su prikazani u stupcu s lijeve strane. Ukoliko se koji od gradijenata sastoji od više komponenata tada je u drugom stupcu oznaka te komponente. Nadalje, ako i ta komponenta sadrži više dijelova, u idućem stupcu prikazana je oznaka tog dijela i konačno izraz za računanje. Ukoliko gradijent nema komponenata, kao što je slučaj sa $C_{l\delta_n}$, $C_{l\delta_i}$ i C_{lp} , tada je dan samo izraz za izračun tog gradijenta.

3.3. Usvojeni aerodinamički model letjelice

Konačno, uvrštavanjem geometrijskih značajki zrakoplova u izraze (3.5) i (3.6) dobivamo kompletne jednadžbe aerodinamičkih koeficijenata pri brzini 250 m/s:

$$\begin{aligned}
 C_D &= 0,0275 + 0,11C_L^2 \\
 C_Y &= -1,0078\beta - 0,0698p^* + 0,1352r^* + 0,1673\delta_n \\
 C_N &= 3,6353\alpha + 0,6199\dot{\alpha} + 0,0325q^* + 0,0814\delta_m \quad (3.16) \\
 C_l &= (-0,04176 - 0,3566\alpha)\beta - 0,1058p^* + (0,0229 + 0,4187\alpha)r^* + 0,0312\delta_l + 0,027\delta_n \\
 C_m &= -0,0494\alpha - 0,0676\dot{\alpha} + 0,1467q^* - 0,0734\delta_m \\
 C_n &= (0,2660 + 0,0449C_L^2)\beta + 0,0225p^* - 0,0436r^* - 0,0576\delta_n - 0,0064C_L\delta_l
 \end{aligned}$$

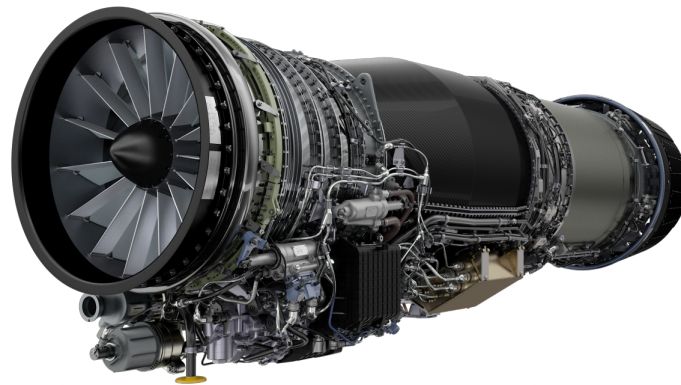
4 | Pogonska grupa

Dassault Rafale pogonjen je s dva *Snecma M-88* motora. Ponovno, obzirom na sličnost navedenog i razmatranog zrakoplova, pogonska grupa zrakoplova IR-1 modelirana je prema navedenom turbomlaznom motoru.

4.1. Snecma M-88

Snecma M-88, prikazan na slici [4.1](#), francuski je mlazni motor kojeg je razvila *Snecma*, odnosno *Safran Aircraft Engines* tijekom 1980-ih godina. *M-88* turbomlazni je motor s naknadnim izgaranjem pri čemu može razviti potisnu silu od 75kN. Konstrukcija motora je sljedeća:

- 3-stupanjski ventilator
- 6-stupanjski kompresor
- prstenasta komora izgaranja
- 1-stupanjska visokotlačna turbina
- 1-stupanjska niskotlačna turbina
- komora za naknadno izgaranje



Slika 4.1: Turbomlazni motor SNECMA M-88 [10]

Tablicom 4.1 prikazane su osnovne značajke mlaznog motora M-88.

Tablica 4.1: Značajke M-88

Duljina	3,54 m
Promjer usisnika	0,696 m
Sila potiska	50 kN
Sila potiska s naknadnim izgaranjem	75 kN
Maseni protok zraka	65 kg/s
Kompresijski omjer	24,5:1
Potrošnja goriva	3977 kg/h
Potrošnja goriva s naknadnim izgaranjem	12695 kg/h

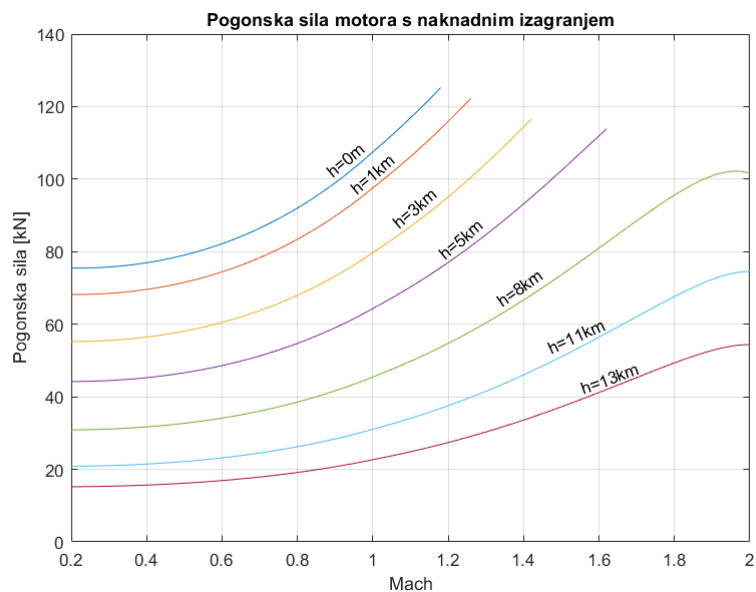
4.2. Karakteristike modeliranog motora

Prema [2], dostupni su podaci za motor sličan *M-88* u režimu naknadnog izgaranja. Obzirom na nedostatak podataka o potisnoj sili u ostalim režimima rada, pogonska sila u tim režimima rada modelirana je prema mlaznom motoru *Klimov RD-33*, također nalik navedenom *M-88*. Pa tako modelirani motor ima tri režima rada:

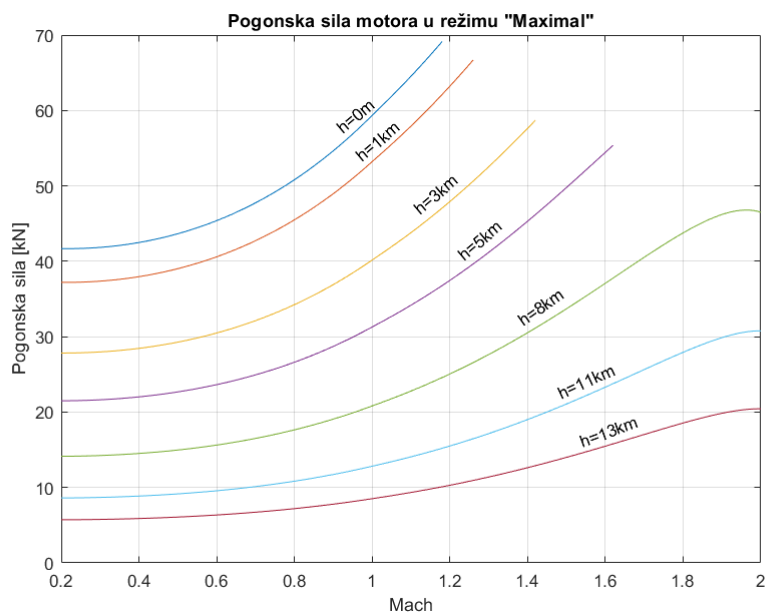
- Režim naknadnog izgaranja - režim u kojem motor postiže maksimalnu moguću potisnu silu
- Režim "Maximal" - režim maksimalne potisne sile motora bez naknadnog izgaranja

- Režim "Nominal" - nominalni režim rada pri kojem motor postiže potisnu silu koja iznosi 80% maksimalne sile (bez naknadnog izgaranja)

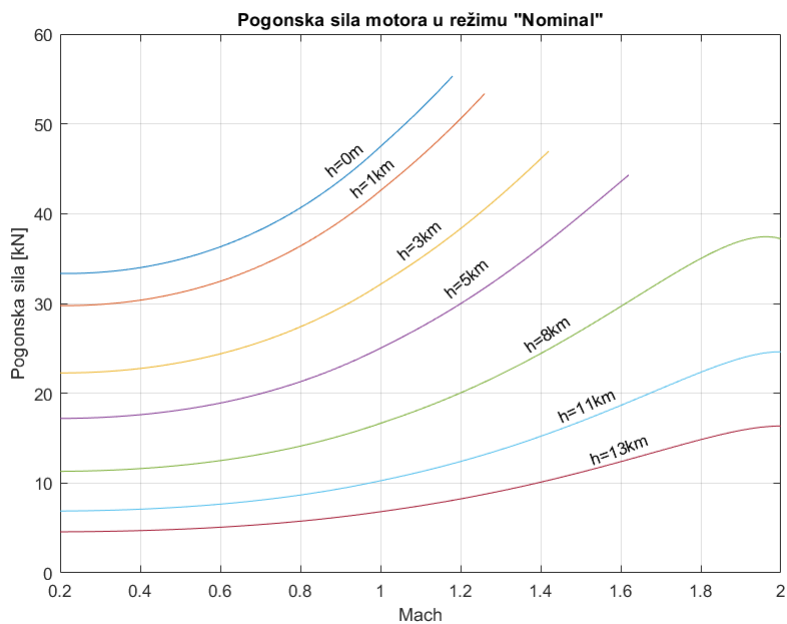
Pogonska sila modeliranog motora u režimu naknadnog izgaranja prikazana je na slici 4.2. Prema odnosima potisnih sila na *RD-33* motoru, skalirane su vrijednosti potisne sile u preostala dva režima rada te je skaliranje potisne sile izvršeno prema Machovom broju i visini leta zrakoplova. Na slikama 4.3 i 4.4 prikazane su potisne sile u režimima "Maximal" i "Nominal".



Slika 4.2: Pogonska sila motora u režimu naknadnog izgaranja



Slika 4.3: Pogonska sila motora u režimu "Maximal"



Slika 4.4: Pogonska sila motora u režimu "Nominal"

5 Analiza stabilnosti i modeli leta

U ovom će se poglavlju prikazati analiza statičke stabilnosti, model leta sa šest stupnjeva slobode gibanja i linearizirani modeli uzdužnog te bočnog gibanja.

5.1. Statička stabilnost

Statička stabilnost zrakoplova razmatra se u ravnotežnom letu. Ravnotežni let zrakoplova je let u kojem je rezultirajući moment oko težišta zrakoplova jednak nuli i prema tome je:

$$L = 0,$$

$$M = 0,$$

$$N = 0.$$

Ravnotežni let zrakoplova će biti stabilan ako nakon vanjskog poremećaja zrakoplov ima tendenciju smanjivanja poremećaja, odnosno tendenciju ponovne uspostave ravnotežnog leta. Stabilnost letjelice promatra se oko pojedinih osi. Pa tako, uzdužna se stabilnost promatra oko osi y , dok se bočna stabilnost promatra oko spregnutih osi x i z . Zrakoplov će biti uzdužno stabilan ako poremećaj napadnog kuta $\Delta\alpha$ stvara promjenu momenta propinjanja koja nastoji poništiti nastali poremećaj. Slično, zrakoplov će biti bočno stabilan ako nakon poremećaja kuta klizanja β nastoji smanjiti taj kut klizanja.

Uzdužna statička stabilnost

Prema [11], zrakoplov je statički stabilan ako je gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu M_α , odnosno $C_{m\alpha}$

$$C_{m\alpha} < 0. \quad (5.1)$$

Uzdužna statička stabilnost vrlo često se prikazuje preko statičke margine koja je definirana kao

$$SM = \frac{l_n - l_m}{c_A}, \quad (5.2)$$

gdje su l_n položaj neutralne točke od vrha zrakoplova, l_m položaj težišta zrakoplova od vrha zrakoplova i c_A srednja aerodinamička tetiva. Pozitivna statička margina označava da je zrakoplov uzdužno statički stabilan, dok negativna da je statički nestabilan. Neutralna točka zrakoplova je točka oko koje gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu jednak nuli.

Gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu ovisi o položaju težišta. Obzirom da položaj težišta zrakoplova IR-1 unaprijed nije poznat, potrebno je najprije odrediti položaj neutralne točke. Nakon toga, uz odabranu statičku marginu, može se odrediti položaj težišta te konačno gradijent momenta propinjanja, ali i ostali gradijenti aerodinamičkih sila i momenata.

Slika 5.1 prikazuje ovisnost gradijenta momenta propinjanja o položaju težišta zrakoplova. Sa slike se može očitati položaj neutralne točke, odnosno mjesto gdje vrijedi $C_{m\alpha} = 0$ i ono iznosi

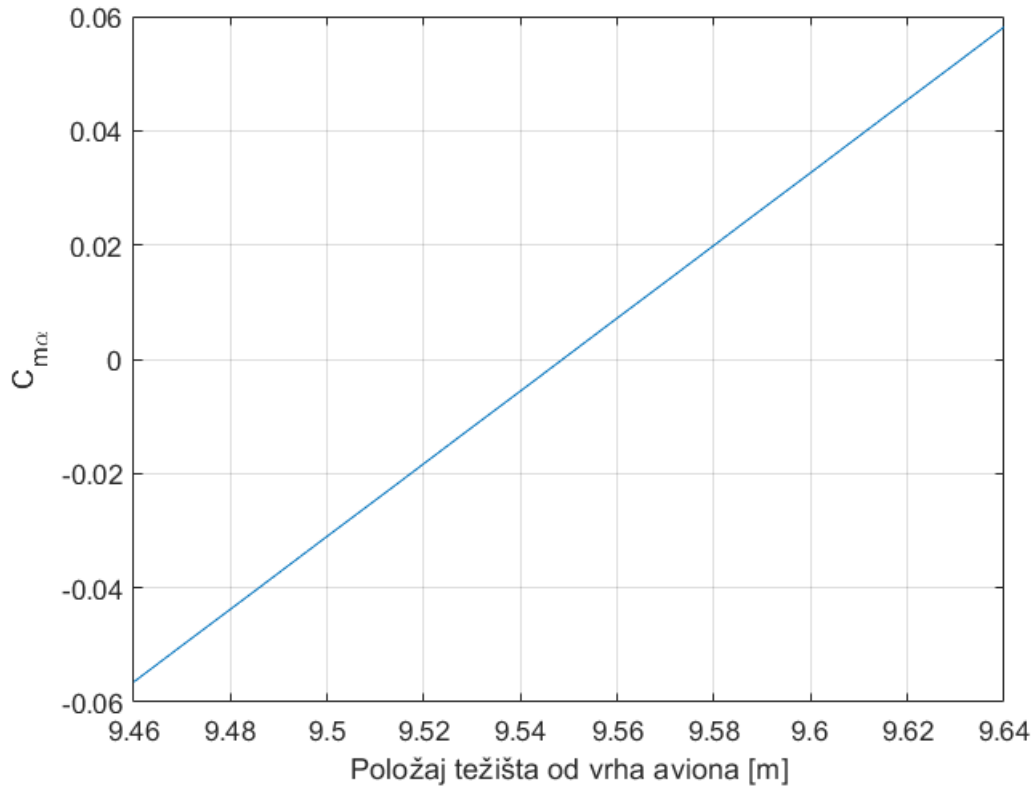
$$l_n = 9,549 \text{ m.}$$

S tako određenom neutralnom točkom i pretpostavkom da statička margina iznosi $SM = 2\%$ položaj težišta zrakoplova je

$$l_m = 9,471 \text{ m.}$$

Konačno, za tako određen položaj težišta zrakoplova, gradijent momenta po napadnom kutu iznosi

$$C_{m\alpha} = -0,0494.$$



Slika 5.1: Gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu u ovisnosti o položaju težišta

Bočna statička stabilnost

Pojavom bočnog vjetrova, nastaje poremećaj kutne brzine klizanja β . Kako je već napomenuto, zrakoplov će biti bočno stabilan ukoliko nastoji smanjiti nastali kut klizanja. Prema [8], zrakoplov je bočno statički stabilan ako su:

$$C_{n\beta} > 0,$$

$$C_{l\beta} < 0.$$

Prema izrazima (3.3.), mogu se očitati vrijednosti navedenih gradijenata i oni iznose

$$C_{n\beta} = 0,2660 + 0,0449C_L^2,$$

$$C_{l\beta} = -0,04176 - 0,3566\alpha,$$

što govori da će zrakoplov biti bočno statički stabilan.

5.2. Model leta sa šest stupnjeva slobode gibanja

Dinamička stabilnost zrakoplova odnosi se, za razliku od statičke stabilnosti, na prijelazno gibanje zrakoplova, odnosno na način na koji se zrakoplov vraća u ravnotežno stanje nakon nastalog poremećaja. U ovom modelu promatra se zrakoplov kao kruto tijelo, što znači da ono ima šest stupnjeva slobode gibanja. Također, pri izučavanju ovog problema zanemaruje se zakrivljenost Zemlje, što znači da koordinatni sustav vezan uz zrakoplov ima samo translatorno gibanje.

Model leta sa šest stupnjeva slobode gibanja (*eng. six-degrees-of-freedom, 6DOF*) čine četiri vektorske jednačbe:

- derivacija vektora položaja

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{L}_{LF} \mathbf{V}_K, \quad (5.3)$$

- derivacija vektora brzine leta

$$m \left(\tilde{\Omega} \mathbf{V}_K + \dot{\mathbf{V}}_K \right) = \mathbf{R}^A + \mathbf{F} + m \mathbf{L}_{FO} \mathbf{g}^O, \quad (5.4)$$

- derivacija vektora kinetičkog momenta

$$\dot{\mathbf{H}}^S + \tilde{\Omega} \mathbf{H} = \mathbf{M}^A + \mathbf{M}^F, \quad (5.5)$$

- derivacija stava

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{R}^{-1} \Omega, \quad (5.6)$$

odnosno, raspisane jednačbe glase:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \\ -\dot{y} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{OF} \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix}, \quad (5.7)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} + \mathbf{L}_{FO} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}, \quad (5.8)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} I_x \\ \dot{q} I_y \\ \dot{r} I_z \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p I_x \\ q I_y \\ r I_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L^A \\ M^A \\ N^A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L^F \\ M^F \\ N^F \end{bmatrix}, \quad (5.9)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (5.10)$$

U prikazanim jednadžbama nalazi se 12 nepoznanica koje su redom

$$x \quad y \quad z \quad u_K \quad v_K \quad w_K \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta \quad \psi, \quad (5.11)$$

i tvore vektor koji se naziva vektorom stanja. Osim navedenih veličina, u sustavu postoji još nekoliko promijenjivih veličina koje su: masa zrakoplova, tenzor tromosti, aerodinamička brzina, napadni kut, kut klizanja i karakteristike zraka. U ovoj analizi zanemarena je promjena mase zrakoplova i tenzora tromosti zbog relativno kratkog odvijanja simulacije leta. Također, u analizi je zanemaren i utjecaj vjetra, stoga je vektor aerodinamičke brzine jednak vektoru brzine leta \mathbf{V}_K . Iznos aerodinamičke brzine određen je preko njezinih komponenti

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}, \quad (5.12)$$

dok su napadni kut i kut klizanja određeni sljedećim relacijama:

$$\begin{aligned} \tan \alpha &= \frac{w}{u}, \\ \sin \beta &= \frac{u}{V}. \end{aligned}$$

Linearizacija 6DOF modela

Referentno gibanje je ravnotežno gibanje zrakoplova u kojem je zrakoplov bio prije promjene vektora upravljanja $[\delta_l \delta_m \delta_n]^T$ i za referentno gibanje odabran je pravocrtni let konstantnom brzinom. S tako odabranim referentnim gibanjem (označenim s 0) provedena je linearizacija jednadžbi 6DOF modela postupkom prikazanim u [8]. Promjenom otklona upravljačkih površina, vrijednosti varijabli vektora stanja biti će različite od referentnih vrijednosti, a ta razlika je označena kao $\Delta x_i = x_i - x_i^0$, odnosno za cijeli vektor stanja $\Delta \mathbf{X} = \mathbf{X} - \mathbf{X}^0$ te se naziva poremećaj vektora stanja. Dobiveni linearizirani

sustav jednadžbi glasi:

$$\Delta \dot{u} = X_u^0 \Delta u + X_\alpha^0 \Delta \alpha - g \cos \theta^0 \Delta \theta, \quad (5.13)$$

$$\Delta \dot{\beta} = \frac{Y_\beta^0}{u^0} \Delta \beta + \frac{Y_p^0}{u^0} \Delta p + \left(-1 + \frac{Y_r^0}{u^0} \right) \Delta r + \frac{g \cos \theta^0}{u^0} \Delta \phi + \frac{Y_{\delta_n}^0}{u^0} \Delta \delta_n, \quad (5.14)$$

$$\Delta \dot{\alpha} = \frac{Z_u^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta u + \frac{Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta \alpha + \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta q - \frac{g \sin \theta^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta \theta + \frac{Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta \delta_m, \quad (5.15)$$

$$\Delta \dot{p} = L_\beta^0 \Delta \beta + L_p^0 \Delta p + L_r^0 \Delta r + L_{\delta_l}^0 \Delta \delta_l + L_{\delta_n}^0 \Delta \delta_n, \quad (5.16)$$

$$\begin{aligned} \Delta \dot{q} = & M_\alpha^0 \frac{Z_u^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta u + \left(M_\alpha^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta \alpha - \frac{M_\alpha^0 g \sin \theta^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta \theta + \\ & + \left(M_q^0 + M_\alpha^0 \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta q + \left(M_{\delta_m}^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta \delta_m, \end{aligned} \quad (5.17)$$

$$\Delta \dot{r} = N_\beta^0 \Delta \beta + N_p^0 \Delta p + N_r^0 \Delta r + N_{\delta_l}^0 \Delta \delta_l + N_{\delta_n}^0 \Delta \delta_n, \quad (5.18)$$

$$\Delta \dot{\phi} = \Delta p + \tan \theta^0 \Delta r, \quad (5.19)$$

$$\Delta \dot{\theta} = \Delta q, \quad (5.20)$$

$$\Delta \dot{\psi} = \frac{\Delta r}{\cos \theta^0}. \quad (5.21)$$

U navedenom sustavu imamo devet varijabli

$$\Delta u \quad \Delta \beta \quad \Delta \alpha \quad \Delta p \quad \Delta q \quad \Delta r \quad \Delta \phi \quad \Delta \theta \quad \Delta \psi,$$

koje su funkcije vremena i tri zadana otklona δ_l , δ_m i δ_n . U prethodnim izrazima, koeficijenti dinamičke stabilnosti za sile definirani su kao:

$$X_u^0 = \frac{\rho V^0 S_{ref}}{m} C_X^0, \quad (5.22)$$

$$X_\alpha^0 = \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{X\alpha}^0,$$

$$Y_\beta^0 = \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{Y\beta}^0,$$

$$Y_p^0 = \frac{\rho V^0 S_{ref} b}{2m} C_{Yp}^0,$$

$$Y_r^0 = \frac{\rho V^0 S_{ref} b}{2m} C_{Yr}^0,$$

$$Y_{\delta_n}^0 = \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{Y\delta_n}^0, \quad (5.23)$$

$$\begin{aligned}
 Z_u^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref}}{m} C_Z^0, \\
 Z_\alpha^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref}}{2m} C_{Z\alpha}^0, \\
 Z_{\dot{\alpha}}^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} c_A}{2m} C_{Z\dot{\alpha}}^0, \\
 Z_q^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} c_A}{2m} C_{Zq}^0, \\
 Z_{\delta_m}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} c_A}{2m} C_{Z\delta_m}^0,
 \end{aligned} \tag{5.24}$$

dok su koeficijenti dinamičke stabilnosti za momente:

$$\begin{aligned}
 L_\beta^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b}{2I_x} C_{l\beta}^0, \\
 L_p^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b^2}{2I_x} C_{lp}^0, \\
 L_r^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b^2}{2I_x} C_{lr}^0, \\
 L_{\delta_n}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b}{2I_x} C_{l\delta_n}^0, \\
 L_{\delta_l}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b}{2I_x} C_{l\delta_l}^0,
 \end{aligned} \tag{5.25}$$

$$\begin{aligned}
 M_\alpha^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} c_A}{2I_y} C_{m\alpha}^0, \\
 M_{\dot{\alpha}}^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} c_A^2}{2I_y} C_{m\dot{\alpha}}^0, \\
 M_q^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} c_A^2}{2I_y} C_{mq}^0, \\
 M_{\delta_m}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} c_A}{2I_y} C_{m\delta_m}^0,
 \end{aligned} \tag{5.26}$$

$$\begin{aligned}
 N_\beta^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b}{2I_z} C_{n\beta}^0, \\
 N_p^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b^2}{2I_z} C_{np}^0, \\
 N_r^0 &= \frac{\rho V^0 S_{ref} b^2}{2I_z} C_{nr}^0, \\
 N_{\delta_n}^0 &= \frac{\rho V^{0^2} S_{ref} b}{2I_z} C_{n\delta_n}^0.
 \end{aligned} \tag{5.27}$$

5.3. Linearni model uzdužnog gibanja

Nakon linearizacije jednadžbi, sustav se može rastaviti na dva podsustava: podsustav kojim se opisuje udužno gibanje i podsustav kojim se opisuje bočno gibanje. Jednadžbe koje opisuju uzdužno gibanje su (5.13), (5.15), (5.17) i (5.20) te se one mogu zapisati u prostoru stanja:

$$\begin{aligned}\Delta\dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{A}\Delta\mathbf{X} + \mathbf{B}\Delta\mathbf{e}(t), \\ \mathbf{y}(t) &= \Delta\mathbf{X}(t).\end{aligned}\tag{5.28}$$

Vektor $\Delta\mathbf{X}$ je vektor stanja i glasi $[\Delta u \quad \Delta\alpha \quad \Delta q \quad \Delta\theta]^T$, vektor $\Delta\mathbf{e}$ je vektor ulaza koji glasi $[\Delta\delta_m]$, dok matrice \mathbf{A} i \mathbf{B} , prema navedenom sustavu, glase:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u^0 & X_\alpha^0 & 0 & -g \cos \theta^0 \\ \frac{Z_u^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} & \frac{Z_\alpha^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} & \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} & -\frac{g \sin \theta^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} \\ M_\alpha^0 \frac{Z_u^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} & M_\alpha^0 + \frac{M_{\dot{\alpha}}^0 Z_\alpha^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} & M_q^0 + M_\alpha^0 \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} & -\frac{M_{\dot{\alpha}}^0 g \sin \theta^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \tag{5.29}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} \\ M_{\delta_m}^0 + \frac{M_{\dot{\alpha}}^0 Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_{\dot{\alpha}}^0} \\ 0 \end{bmatrix}. \tag{5.30}$$

Za potrebe sinteze i analize sustava upravljanja, od interesa su jednostavniji modeli, tzv. aproksimacije. Kod linearnog uzdužnog gibanja zanimljive su aproksimacije kratkoperiodičnog moda i dugoperiodičnog moda.

Kratkoperiodična aproksimacija

Kod kratkoperiodičnog moda, uzdužna komponenta brzine ostaje nepromijenjena dok dolazi do promjena veličina napadnog kuta i kutne brzine propinjanja. Ukoliko se iz sustava jednadžbi linearnog modela uzdužnog gibanja zanemari promjena brzine Δu , te se pretpostavi da je $\theta^0 = 0$, dobiva se sustav jednadžbi kratkoperiodične aproksimacije:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{22} & A_{23} \\ A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_2 \\ B_3 \end{bmatrix} \cdot \Delta\delta_m, \tag{5.31}$$

pri čemu oznake A_{ij} označavaju i -ti redak i j -ti stupac matrice \mathbf{A} , dok B_i označava i -ti matrice \mathbf{B} .

Dugoperiodična aproksimacija

Kako kratkoperiodični mod karakteriziraju veličine $\Delta\alpha$ i Δq , za njih se može reći da su kvazi-stacionarne varijable dugoperiodičnog moda. Stoga su kod dugoperiodične aproksimacije od interesa varijable Δu i $\Delta\theta$ te vrijedi $\Delta\alpha = \Delta q = 0$. Uvođenjem pretpostavki i pojednostavljenja kako je detaljno prikazano u [12], jednadžbe koje opisuju dugoperiodičnu aproksimaciju u matričnom obliku glase:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \mathbf{A} \cdot \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta\theta \end{bmatrix} + \mathbf{B}\Delta\delta_m, \quad (5.32)$$

pri čemu su matrice \mathbf{A} i \mathbf{B} :

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} + A_{12}u^0 \frac{A_{31}u^0 - A_{33}A_{21}u^0}{A_{33}A_{22} - A_{32}} & -g \\ \frac{A_{32}A_{21} - A_{31}A_{22}}{A_{33}A_{22} - A_{32}} & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} A_{12}u^0 \frac{B_3B_2A_{33}u^0}{A_{33}A_{22} - A_{32}} \\ \frac{B_2A_{32} - B_3A_{22}}{A_{33}A_{22} - A_{32}} \end{bmatrix}, \quad (5.33)$$

gdje je A_{ij} član u i -tom retku i j -tom stupcu matrice (5.29), a B_i član u i -tom retku vektora (5.30).

5.4. Linearni model bočnog gibanja

Preostalih pet jednadžbi cjelokupnog linearnog modela, (5.14), (5.16), (5.18), (5.19) i (5.21), opisuju tzv. bočno gibanje zrakoplova te se te jednadžbe mogu rješavati neovisno o jednadžbama koje opisuju uzdužno gibanje. Obzirom da zadnja jednadžba (5.21) definira kut skretanja zrakoplova, a on se ne pojavljuje u ostalim jednadžbama, ona se može izostaviti te se mogu razmatrati preostale četiri jednadžbe koje u matričnom obliku glase:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta^0}{u^0} & \frac{Y_p^0}{u^0} & \frac{Y_r^0}{u^0} - 1 & \frac{g \cos \theta^0}{u^0} \\ L_\beta^0 & L_p^0 & L_r^0 & 0 \\ N_\beta^0 & N_p^0 & N_r^0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta^0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_n}^0}{u^0} \\ L_{\delta_l}^0 & L_{\delta_n}^0 \\ N_{\delta_l}^0 & N_{\delta_n}^0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_l \\ \Delta\delta_n \end{bmatrix}. \quad (5.34)$$

Gornje jednažbe se također mogu zapisati u prostoru stanja (5.28), pri čemu su

$$\begin{aligned} \Delta\mathbf{X} &= [\Delta\beta \quad \Delta p \quad \Delta r \quad \Delta\phi]^T, \\ \Delta\mathbf{e} &= [\Delta\delta_l \quad \Delta\delta_n]^T, \end{aligned} \quad (5.35)$$

a matrica sustava i matrica upravljanja

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta^0}{u^0} & \frac{Y_p^0}{u^0} & \frac{Y_r^0}{u^0} - 1 & \frac{g \cos \theta^0}{u^0} \\ L_\beta^0 & L_p^0 & L_r^0 & 0 \\ N_\beta^0 & N_p^0 & N_r^0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta^0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_n}^0}{u^0} \\ L_{\delta_l}^0 & L_{\delta_n}^0 \\ N_{\delta_l}^0 & N_{\delta_n}^0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (5.36)$$

5.5. Primjer linearnog modela IR-1

Kako je već napomenuto, referentno gibanje zrakoplova je ravnotežni let pri sljedećim uvjetima:

$$\begin{aligned} V^0 &= 250 \text{ m/s}, \\ \gamma^0 &= 0^\circ, \\ h &= 3000 \text{ m}. \end{aligned} \quad (5.37)$$

Za referentni let odabrana je brzina od 250 m/s obzirom da je ona, prema [2], manevarska brzina (eng. *corner speed*) zrakoplova ove konfiguracije. Manevarska brzina je brzina pri kojoj zrakoplov može postići maksimalno opterećenje i maksimalni koeficijent uzgona. Kako bi se održao horizontalan ravnotežni let s uvjetima (5.37), potreban napadni kut i otklon kanarda iznose:

$$\begin{aligned} \alpha &= 1,6^\circ, \\ \delta_m &= -1,1^\circ. \end{aligned}$$

5.5.1. Primjer linearnog modela uzdužnog gibanja

S tako definiranim referentnim letom i njegovim parametrima, moguće je izračunati matrice **A** i **B** uzdužnog gibanja te one glase:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0,0269 & 11,9243 & 0 & -9,8077 \\ -0,0003 & -1,8387 & 0,9949 & -0,0008 \\ 0 & -3,0654 & 0,0797 & 0,0001 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad (5.38)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ -0,0412 \\ -4,7403 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (5.39)$$

Korijeni karakteristične jednadžbe uzdužnog gibanja su:

$$\begin{aligned} s_1 &= -0,8811 + 1,4604i, \\ s_2 &= -0,8811 - 1,4604i, \\ s_3 &= -0,0119 + 0,0565i, \\ s_4 &= -0,0119 - 0,0565i. \end{aligned}$$

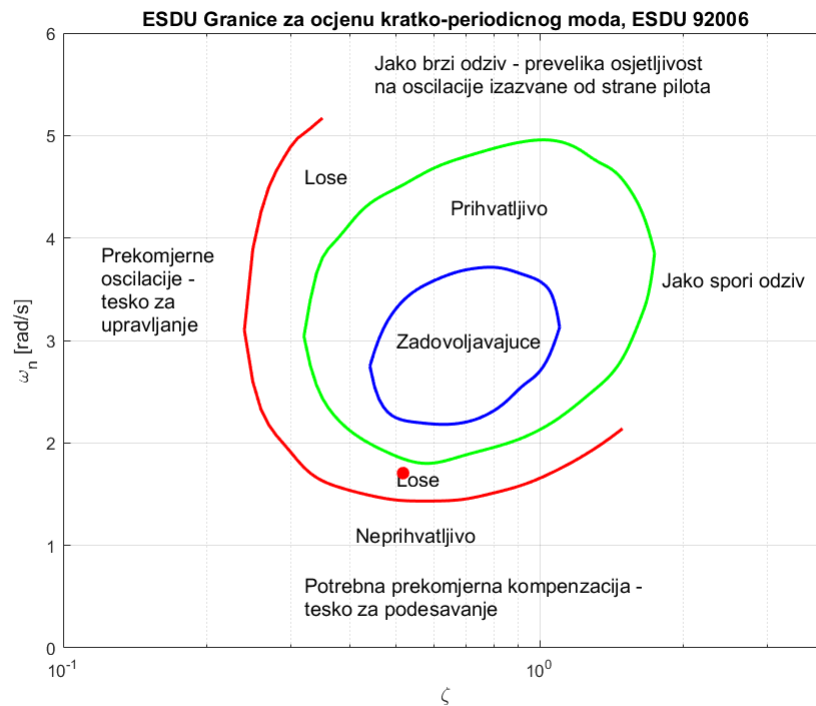
U navedenim korijenima javljaju se, očekivano, dva konjugirano-kompleksna para koja predstavljaju dva moda gibanja, kratkoperiodični mod i dugoperiodični mod. Obzirom da se oba para korijena nalaze na lijevoj strani kompleksne ravnine, to znači da su oba moda stabilna. Iz dobivenih korijena, mogu se izračunati prirodne frekvencije i prigušenja pojedinog moda gibanja te su oni prikazani u tablici 5.1.

Tablica 5.1: Parametri kriterija za ocjenu kvalitete upravljanja

	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija ω_n	1,71 rad/s	0,056 rad/s
Prigušenje ζ	0,52	0,21

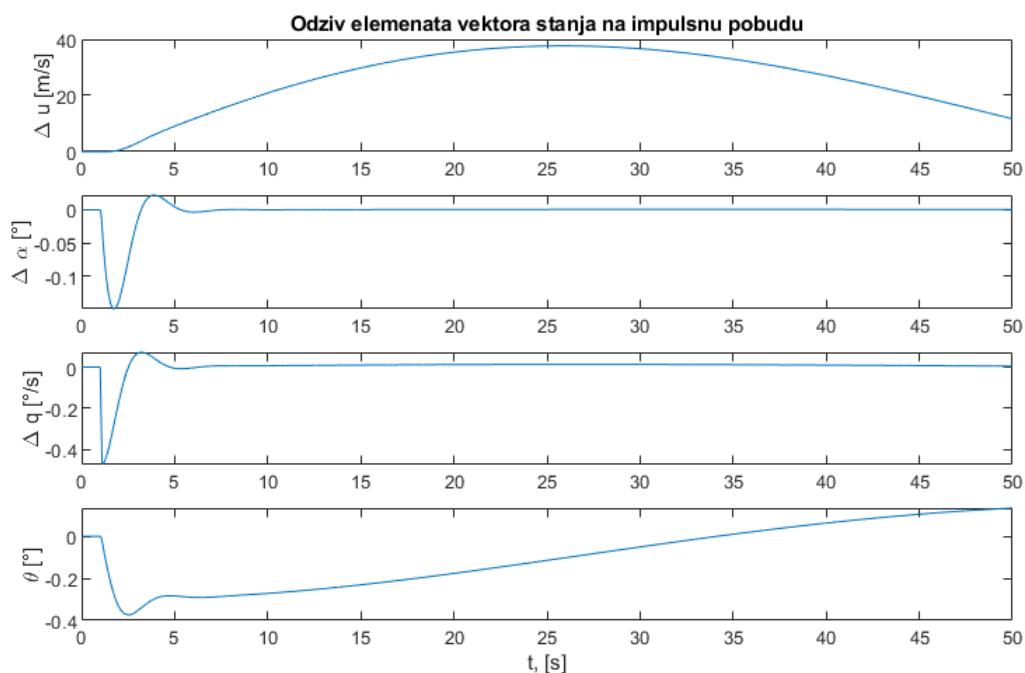
S dobivenim parametrima na temelju kriterija moguće je ocijeniti kvalitetu upravljanja zrakoplovom. Pa tako, za ocjenu dugoperiodičnog moda može se primjeniti MIL

kriterij prema kojem minimalni iznos prigušenja, kako bi se ostvarila prva razina kvalitete upravljanja kategorije A, iznosi $\zeta_{min} = 0.04$. U promatranom slučaju prigušenje je veće od toga stoga dugoperiodični zadovoljava navedeni kriterij. Za ocjenu kratkoperiodičnog moda primjenjuje se ESDU kriterij te je za promatran slučaj on prikazan na slici 5.2.



Slika 5.2: Ocjena razine kvalitete upravljanja kratkoperiodičnog moda prema ESDU kriteriju

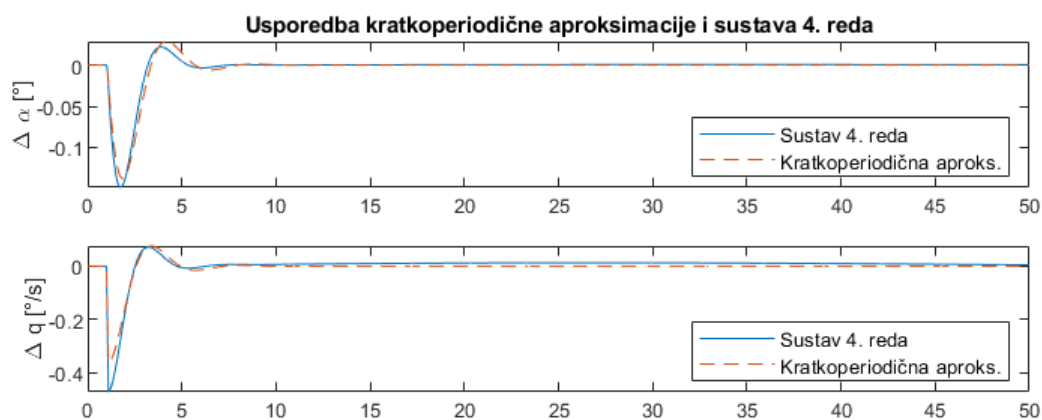
S prethodne slike može se primjetiti kako je razina kvalitete upravljanja kratkoperiodičnog moda loša (crvena točka) te će se za poboljšanje kvalitete upravljanja trebati koristiti sustav stabilizacije. Slika 5.3 prikazuje odziv zrakoplova na impulsnu promjenu kormila visine δ_m . Na slici se može vidjeti kako varijable Δq i $\Delta \alpha$, koje opisuju kratkoperiodični mod, zaista imaju kraći period u odnosu na preostale dvije varijable i kako se one vrlo brzo vrte na početne vrijednosti.



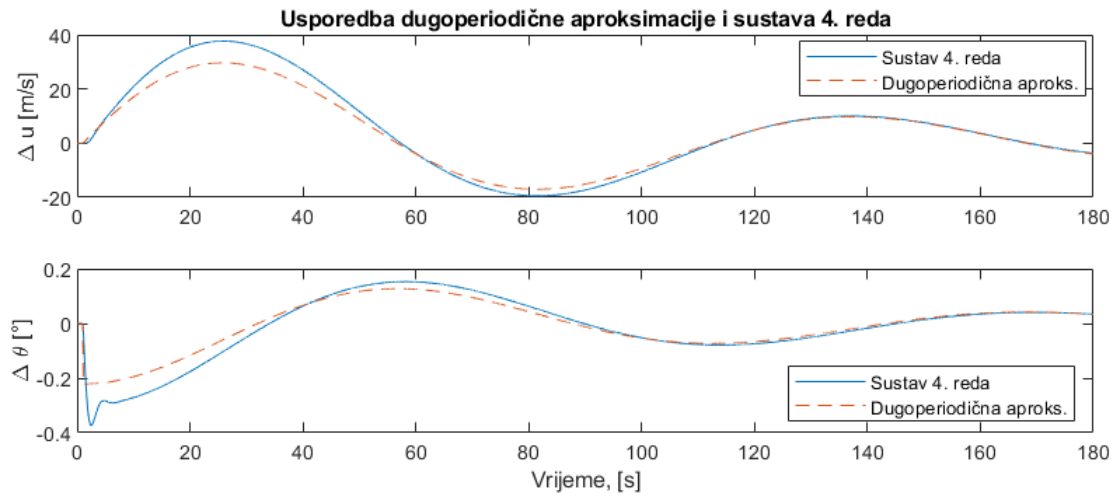
Slika 5.3: Odziv linearnog modela uzdužnog gibanja na impulsnu pobudu

Aproksimacije linearnog modela uzdužnog gibanja

Obzirom da će za sintezu sustava stabilizacije od koristi biti aproksimacije linearnog modela uzdužnog gibanja, važno je prikazati usporedbu sustava 4. reda sa sustavom drugog reda, odnosno odgovarajućom aproksimacijom. Te usporedbe prikazane su na slikama 5.4 i 5.5.



Slika 5.4: Usporedba odziva sustava 4. reda i kratkoperiodične aproksimacije



Slika 5.5: Usporedba odziva sustava 4. reda i dugoperiodične aproksimacije

U obje usporedbe može se primjetiti da rezultati odzivi sustava drugog i četvrtog reda nisu jednaki, što je za očekivati, te da aproksimacije podbacuju vrijednosti. Ipak aproksimacije vjerno slijede ponašanje sustava četvrtog reda te se može zaključiti da se će korištenje aproksimacija u prvim koracima sinteze sustava stabilizacije biti zadovoljavajuće.

5.5.2. Primjer linearnog modela bočnog gibanja

Također, za isti ravnotežni let, moguće je izračunati matrice \mathbf{A} i \mathbf{B} za bočno gibanje zrakoplova te one glase:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0,3938 & -0,0011 & -0,9978 & 0,0392 \\ -31,8847 & -2,7039 & 0,886 & 0 \\ 30,4517 & 0,0971 & -0,1881 & 0 \\ 0 & 1 & 0,0281 & 0 \end{bmatrix}, \quad (5.40)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0,0654 \\ 19,2193 & 16,631 \\ -0,0473 & -5,9971 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (5.41)$$

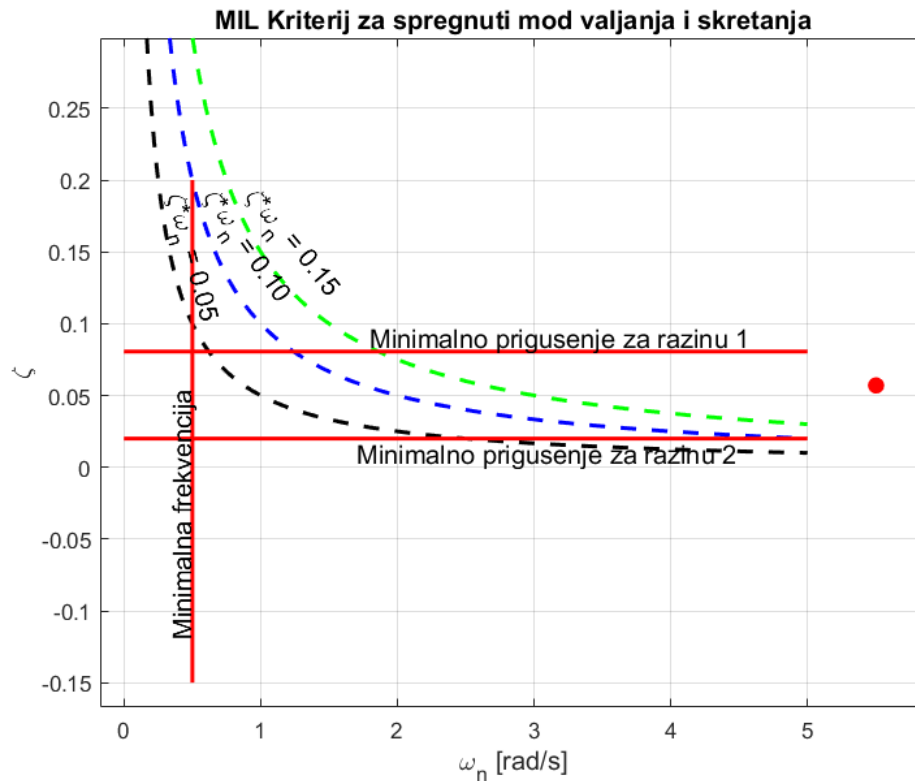
Korijeni karakteristične jednadžbe dobivene matrice sustava su:

$$\begin{aligned}s_1 &= -0,3135 + 5,4932i, \\s_2 &= -0,3135 - 5,4932i, \\s_3 &= -2,6702, \\s_4 &= 0,0113.\end{aligned}$$

Korijeni sustava su jedan konjugirano-kompleksni par i dva realna korijena. Konjugirano-kompleksni par odgovara spregnutom modu valjanja i skretanja, tzv. *dutch-roll* mod te je on stabilan. Prvi realni korijen, s_3 , predstavlja aperiodski mod koji odgovara modu valjanja koji je također stabilan. Treći korijen, s_4 je također aperiodski i on odgovara spiralnom modu. Obzirom da se nalazi na desnoj poluravnini kompleksne ravnine, on je nestabilan, a očituje se većom vremenskom konstatom. U nastavku su dani parametri za ocjenu kvalitete upravljanja pojedinog moda:

$$\begin{aligned}(\omega_n)_{dr} &= 5,501 \text{ rad/s}, \\ \zeta_{dr} &= 0,05697, \\ \tau_v &= 0,3745 \text{ s}, \\ \tau_s &= 88,5 \text{ s}.\end{aligned}$$

U prehodnim parametrima indeks dr označuje *dutch-roll* mod, indeks v označuje mod valjanja, a indeks s spiralni mod. Ocjena kvalitete upravljanja spregnutog moda skretanja i valjanja provedena je preko MIL kriterija te je ocjena prikazana slikom 5.6. Sa slike se može primjetiti da je zadovoljen uvjet minimalne prirodne frekvencije moda, dok minimalno prigušenje moda nije dostatno za dostizanje kvalitete upravljanja razine 1, koja označuje da je kvaliteta dostatna za fazu leta misije bez dodatnog povećanja napora pilota.



Slika 5.6: Ocjena kvalitete spregnutog moda skretanja i valjanja

Za ocjenu kvalitete upravljanja preostala dva moda primijenjeni su sljedeći MIL kriteriji za razinu kvalitete upravljanja I i kategoriju leta A :

- Mod valjanja
 - Maksimalna vrijednost vremenske konstante $\tau_{max} = 1$ s,
- Spiralni mod
 - Minimalna vrijednost vremenske konstante $\tau_{min} = 12$ s,

Promatranjem dobivenih parametara sustava i navedenih kriterija ocjene kvalitet upravljanja, može se zaključiti da mod valjanja i spiralni mod zadovoljavaju navedeni MIL kriterij, dok spregnuti mod skretanja i valjanja ima zadovoljavajuću vrijednost prirodne frekvencije, ali nezadovoljavajuću vrijednost prigušenja moda. Upotrebom odgovarajućeg sustava stabilizacije, moguće je promijeniti parametre sustava kako bi svi parametri zadovoljavali zahtjevane kriterije kvalitete upravljanja.

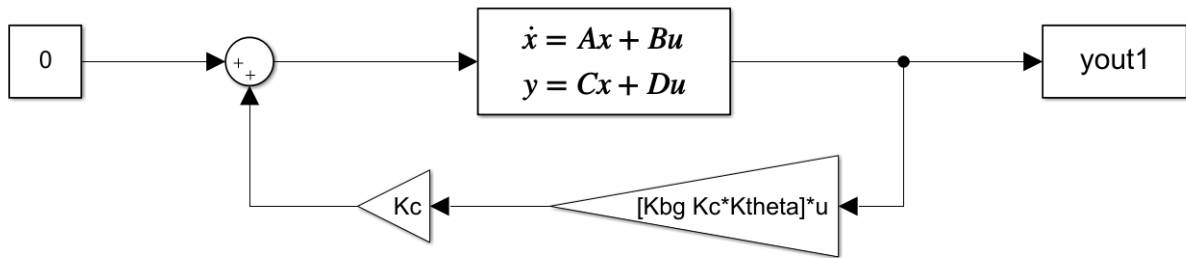
6 Sustavi stabilizacije

Kako bi se umanjili nepoželjni efekti dinamike zrakoplova, kao što su oscilacije, i kako bi se poboljšala kvaliteta upravljanja zrakoplova, nužno je uvesti sustave stabilizacije. Sustavi stabilizacije najčešće se realiziraju preko negativnih povratnih veza čime se stvara zatvoreni sustav. U nastavku će biti prikazani osnovni sustavi stabilizacije modova uzdužnog i bočnog gibanja. Sustavi stabilizacije modelirani su u MATLAB/Simulink okruženju.

6.1. Sustav stabilizacije uzdužnog gibanja i upravljanja kutom propinjanja

Sustav stabilizacije uzdužnog gibanja prikazan je na slici 6.1. Sustav je izveden kao PD regulator, pri čemu je proporcionalan član pojačanja K_θ u povratnoj vezi po kutu propinjanja θ , a derivacijski član pojačanja K_q u povratnoj vezi po kutnoj brzini propinjanja q .

Sinteza, odnosno određivanje pojačanja povratnih veza, prikazanog sustava stabilizacije provedena tzv. *root locus* metodom. To je grafička metoda koja nam pokazuje kako se mijenjaju korijeni, a time i parametri sustava s promjenom pojačanja povratnih veza. U prvim koracima sinteze, kako bi se dobio lakši uvid u ponašanje sustava promjenom pojačanja povratne veze, od koristi su aproksimacije uzdužnog gibanja prikazane u poglavlju 5.3.

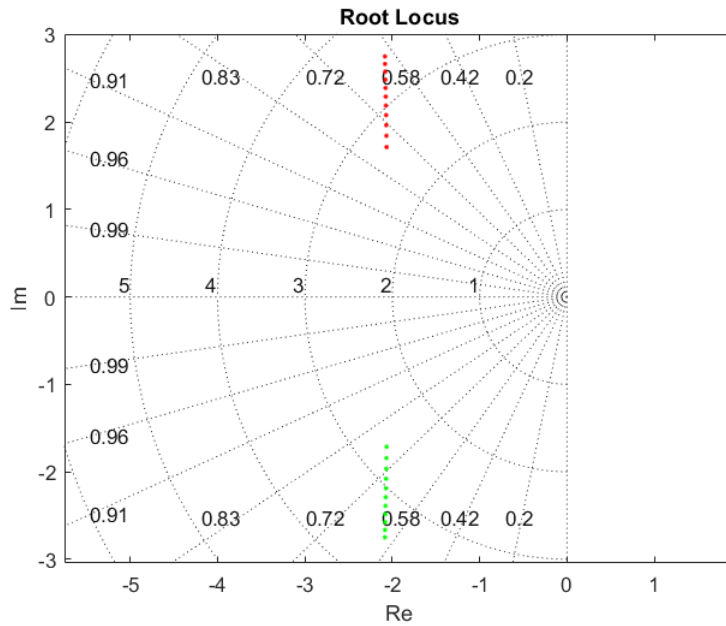


Slika 6.1: Simulink model sustava stabilizacije uzdužnog gibanja

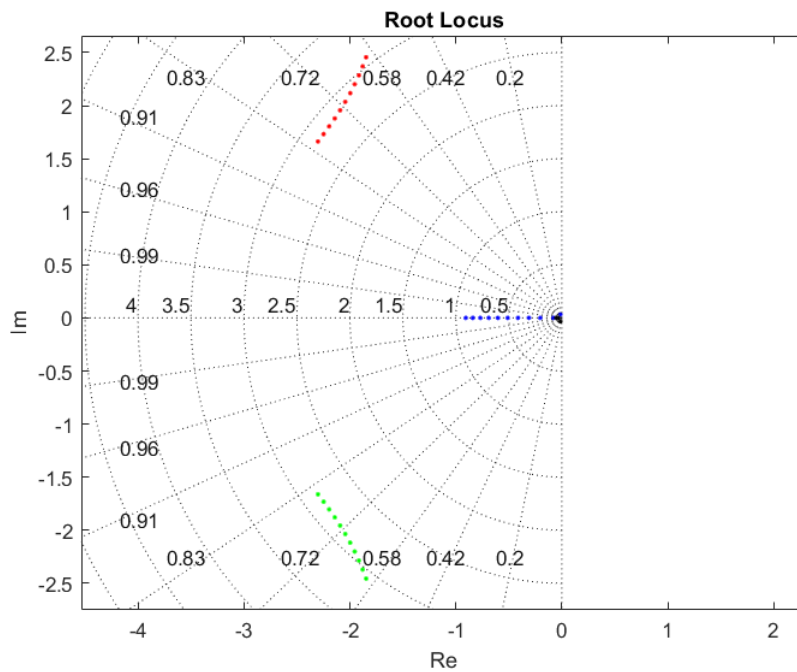
Tako je najprije, pomoću kratkoperiodične aproksimacije, određeno pojačanje povratne veze po kutnoj brzini propinjanja q te je na slici 6.2 pokazana root locus analiza. Obzirom da je analiza provedena na temelju kratkoperiodične aproksimacije, prisutni su samo korijeni kratkoperiodičnog moda. Na temelju analize, odabrano pojačanje povratne veze iznosi:

$$K_q = 0,6.$$

Prigušenje pojedinog moda prikazuje se radijalnim linijama iz ishodišta, a vrijednost prigušenja označena je brojčano na svakoj liniji. Pojačanje povratne veze K_q je odabrano prema željenom prigušenju sustava od 0,7. Nakon određenog pojačanja povratne veze po kutnoj brzini propinjanja, provedena je root locus analiza za određivanje pojačanja povratne veze po kutu propinjanja θ te je ona prikazana na slici 6.3.



Slika 6.2: Root locus metoda za određivanje povratne veze po kutnoj brzini propinjanja

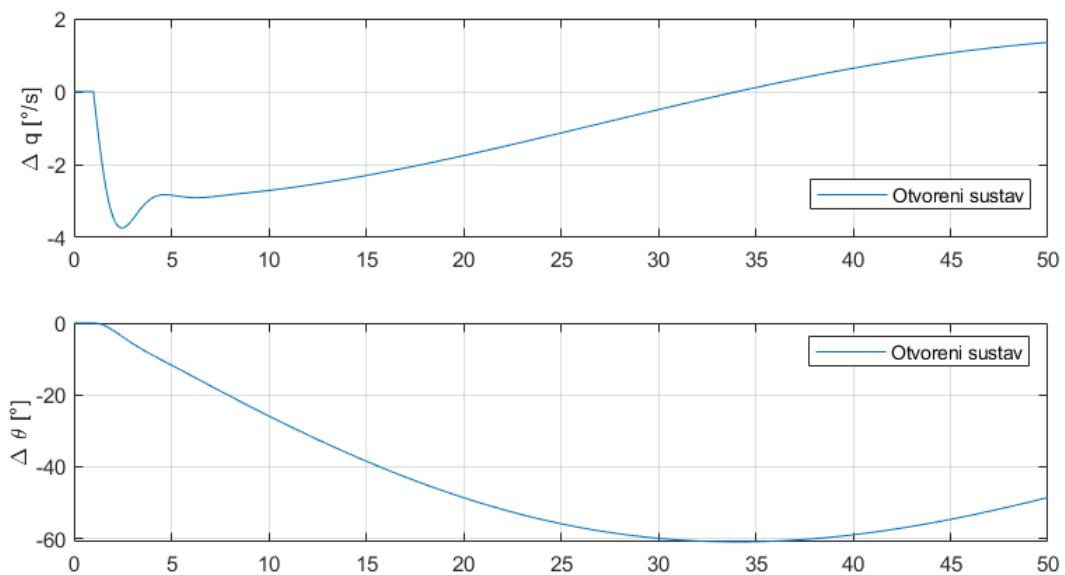


Slika 6.3: Root locus metoda za određivanje povratne veze po kutu propinjanja

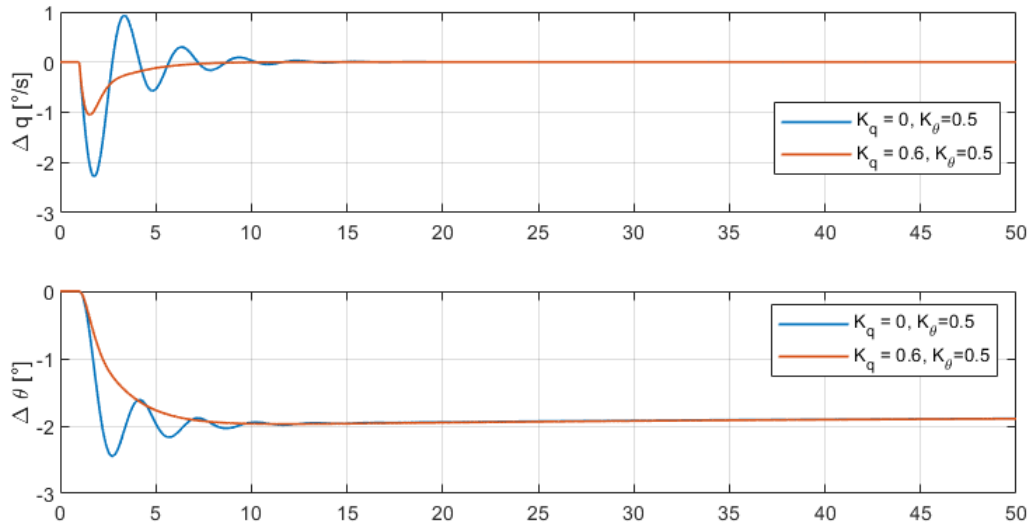
Na slici 6.3, kratkoperiodičnom modu odgovaraju oznake s većom vrijednosti kružne frekvencije, odnosno većom apsolutnom vrijednosti po imaginarnoj osi, dok dugoperiodičnom modu odgovaraju oznake s manjom vrijednošću po imaginarnoj osi. Ponovno, uz pojačanje povratne veze po kutu propinjanja:

$$K_{\theta} = 0,5,$$

prigušenje kratkoperiodičnog moda iznosi željenih 0,7. Za tu vrijednost pojačanja, korijen koji opisuje dugoperiodični mod postaje realan, što znači da dugoperiodični mod postaje aperiodski. Odziv otvorenog sustava prikazan je na slici 6.4, dok je odziv sustava na odskočnu pobudu kuta propinjanja s uključenim povratnim vezama prikazan je na slici 6.5. Na slici 6.4 može se vidjeti kako pobuda stvara oscilacije kuta propinjanja θ velikih amplituda i velikih perioda što je karakteristično za dugoperiodični mod.

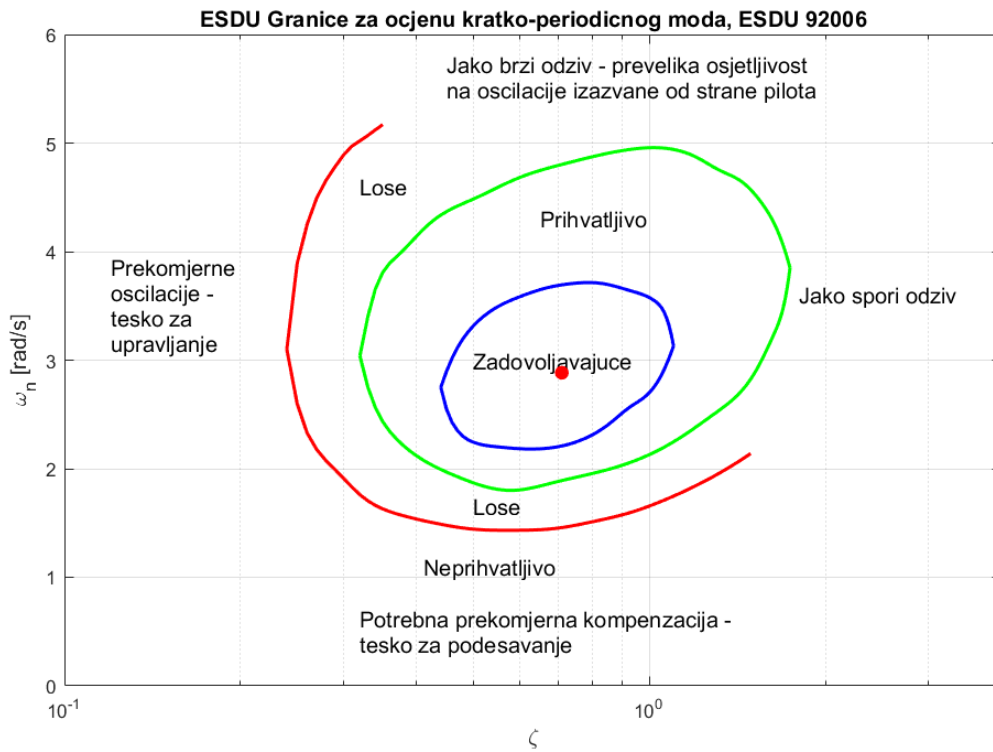


Slika 6.4: Odziv sustava s uključenim povratnim vezama uzdužnog gibanja



Slika 6.5: Odziv sustava s uključenim povratnim vezama uzdužnog gibanja

Nakon uvođenja sustava stabilizacije potrebno je provjeriti ocjenu kvalitete upravljanja zrakoplovom. Kako je prikazano slikom 5.2, ocjena kvalitete upravljanja zrakoplova prije uvođenja povratnih veza nije bila zadovoljavajuća. Ocjena kratkoperiodičnog moda nakon uvođenja povratnih veza prikazana je slikom 6.6. Iz slike je vidljivo da crvena točka, odnosno karakteristika sustava, pada unutar linije koja definira zadovoljavajuće područje, što znači da smo uvođenjem povratnih veza znatno poboljšali dinamiku cijelog sustava.



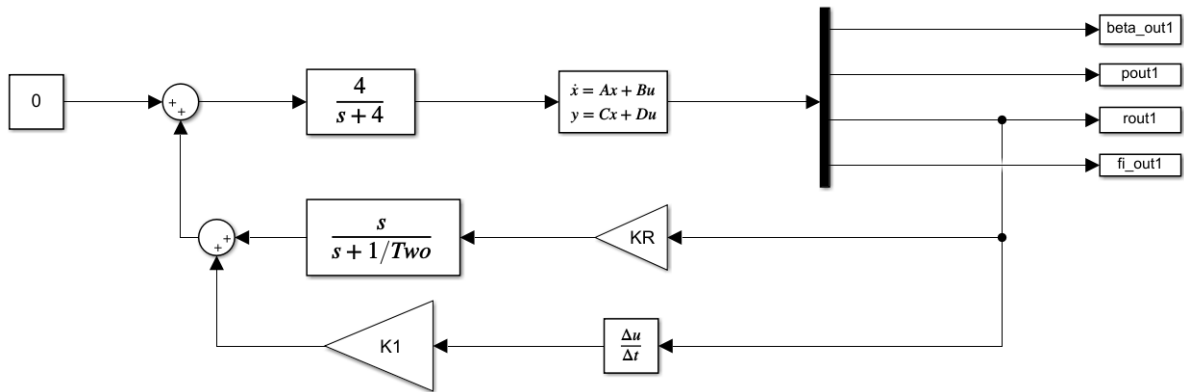
Slika 6.6: Ocjena kvalitete upravljanja kratkoperiodičnog moda s povratnim vezama

6.2. Sustavi stabilizacije bočnog gibanja

Kako je već ranije napomenuto, bočno gibanje se u općem slučaju sastoji od tri moda: spregnuti mod skretanja i valjanja, mod valjanja i spiralni mod. U nastavku će biti prikazani sustavi stabilizacije sva tri moda.

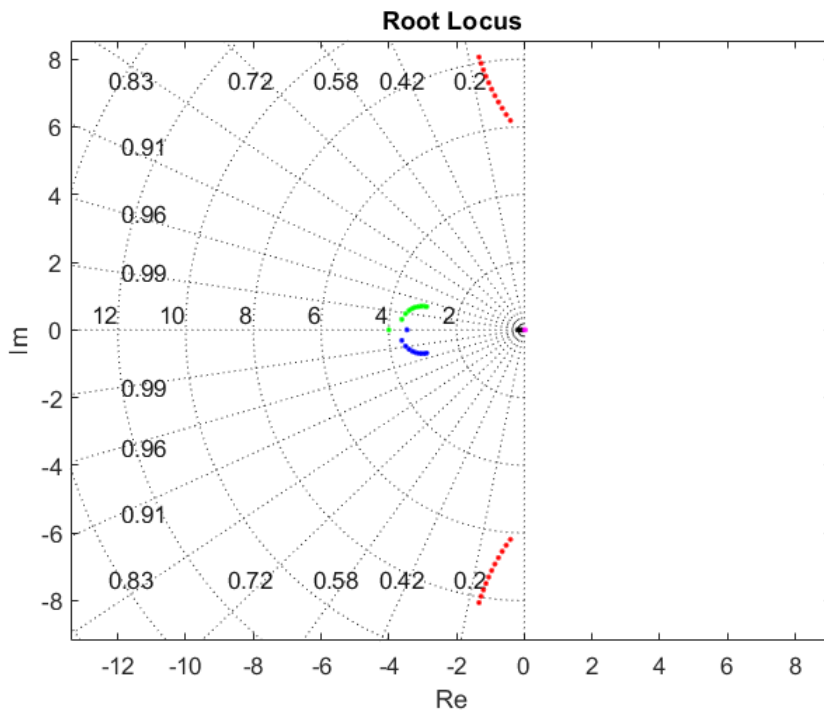
6.2.1. Sustav stabilizacije skretanja

U slučaju kada je spregnuti mod skretanja i valjanja, ili *dutch-roll* mod, slabo prigušen, potrebno je implementirati sustav stabilizacije skretanja kao što je prikazano na slici 6.7. Ovakav sustav najčešće sadrži samo povratnu vezu po kutnoj brzini skretanja r , a upravlja se kormilom pravca δ_n . Glavni razlog implementacije ovakvog sustava stabilizacije je povećanje prigušenja *dutch-roll* moda.



Slika 6.7: Simulink model sustava stabilizacije skretanja

Pojačanje povratne veze po kutnoj brzini skretanja K_R također je određeno root locus metodom i prikazano je na slici 6.8. Korijeni sustava koji prikazuju *dutch-roll* mod prikazani su oznakama s najvećom imaginarnom vrijednošću po apsolutnoj vrijednosti.



Slika 6.8: Root locus analiza za sustav stabilizacije skretanja

Obzirom da je cilj ovog sustava stabilizacije povećanje prigušenja *dutch-roll* moda, na slici 6.8 može se primjetiti kako se ono nije značajno povećalo. Iz tog razloga bilo je

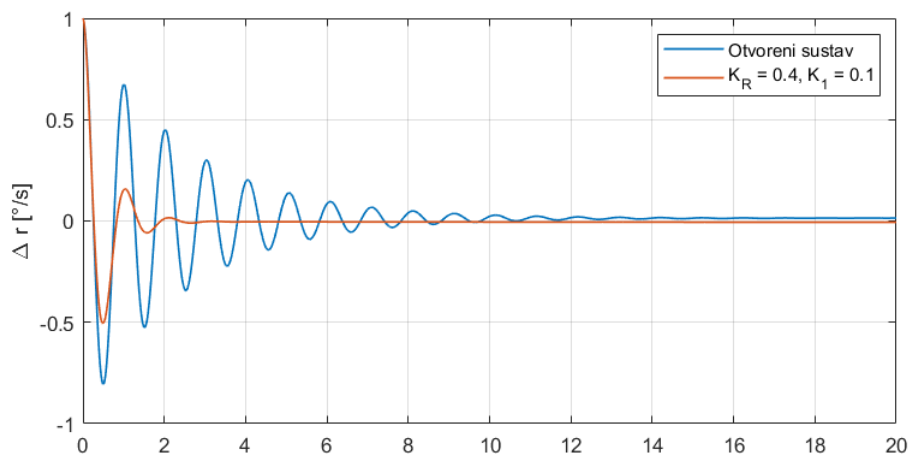
potrebno uvesti dodatni derivacijski član u povratnu vezu kako bi se oscilatorno gibanje dodatno prigušilo. Odabrana pojačanja povratnih veza su sljedeća:

$$K_R = 0,4,$$

$$K_1 = 0,1,$$

$$T_{wo} = 5.$$

S tako odabranim pojačanjima, usporedba odziva otvorenog i zatvorenog sustava na impulsnu pobudu kutne brzine skretanja r prikazana je na slici 6.9.



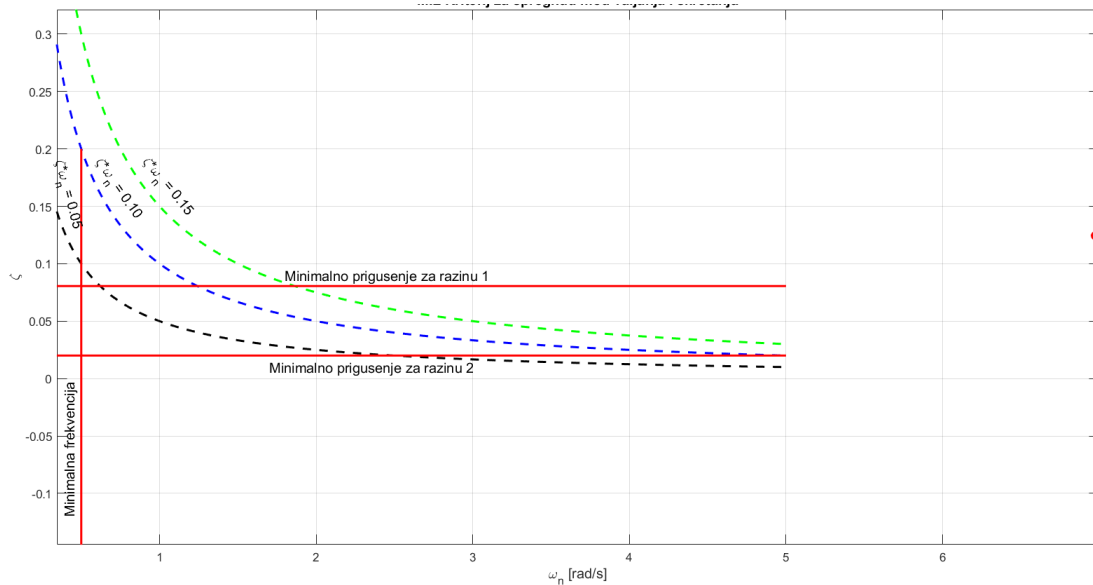
Slika 6.9: Odziv sustava na impulsnu pobudu kutne brzine skretanja

Konačno, prirodna frekvencija i prigušenje *dutch-roll* moda u sustavu s povratnom vezom iznose:

$$\omega_{dr} = 6,97 \text{ rad/s},$$

$$\zeta_{dr} = 0,12.$$

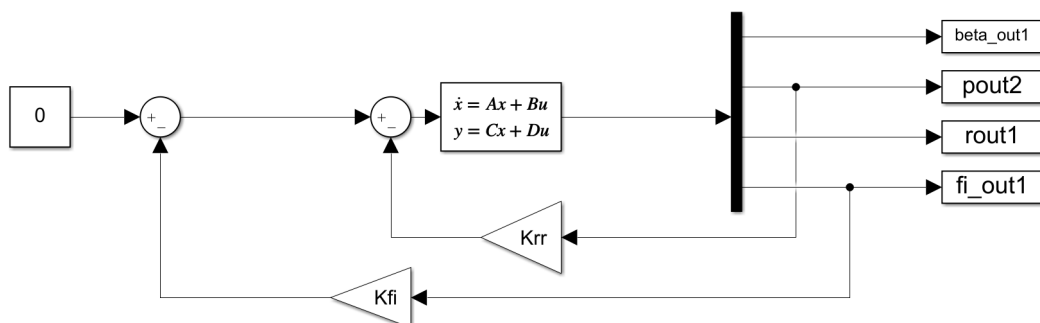
Prema MIL kriteriju, kako je već i ranije prikazano, slika 6.10 prikazuje ocjenu kvalitete upravljanja *dutch-roll* moda s uključenom povratnom vezom. U usporedbi sa slikom 5.6, može se primjetiti kako je dinamika sustava poboljšana tako da su oba kriterija, prirodna frekvencija i prigušenje, zadovoljavajuća prema korištenom kriteriju.



Slika 6.10: Ocjena kvalitete upravljanja *dutch-roll* moda s uključenom povratnom vezom prema MIL kriteriju

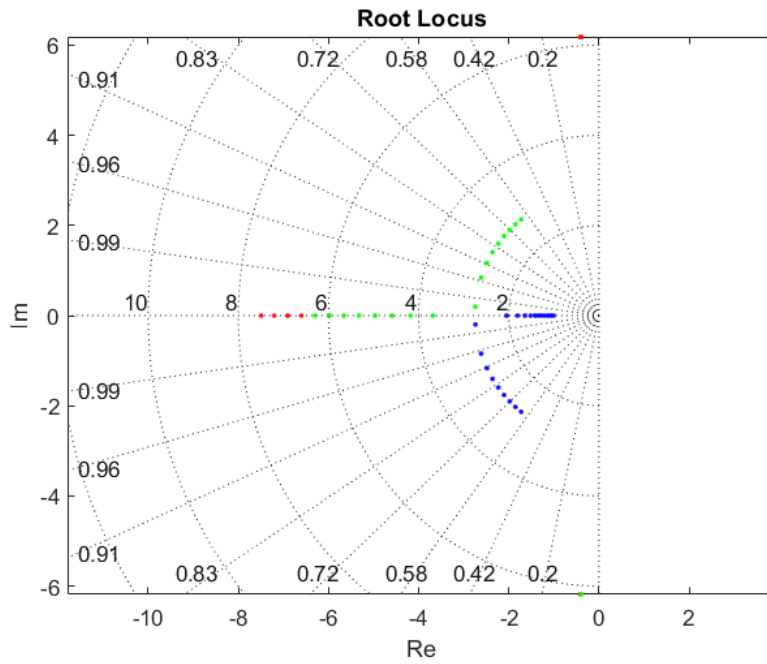
6.2.2. Sustav stabilizacije valjanja i upravljanja kutom valjanja

U slučaju kada performanse valjanja nisu zadovoljavajuće, odnosno kada je vrijeme potrebno za ostvarivanje neke kutne brzine valjanja preveliko, tada je potrebno upotrijebiti sustav stabilizacije valjanja. Obzirom da je za zrakoplov IR-1 potrebna brza dinamika i da je vrijeme ostvarivanja kutne brzine valjanja od iznimne važnosti, važno je implementirati ovakav sustav. Sustav stabilizacije valjanja prikazan je slikom 6.11.

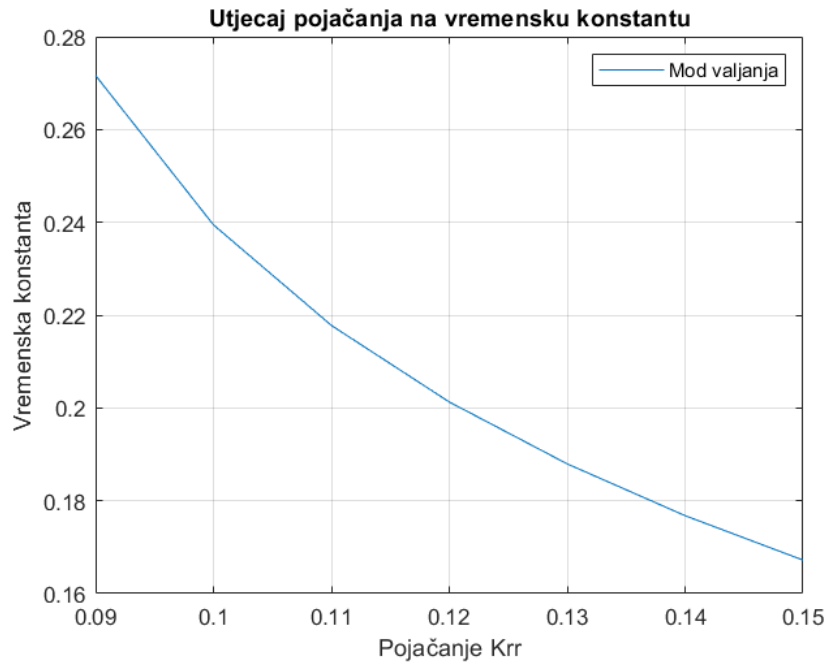


Slika 6.11: Simulink model sustava stabilizacije valjanja

Provedena root locus analiza sa sustav stabilizacije valjanja prikazana je na slici 6.12, a utjecaj pojačanja povratne veze K_{rr} na vremensku konstantu moda valjanja prikazana je slikom 6.13.



Slika 6.12: Root locus analiza sustava stabilizacije valjanja



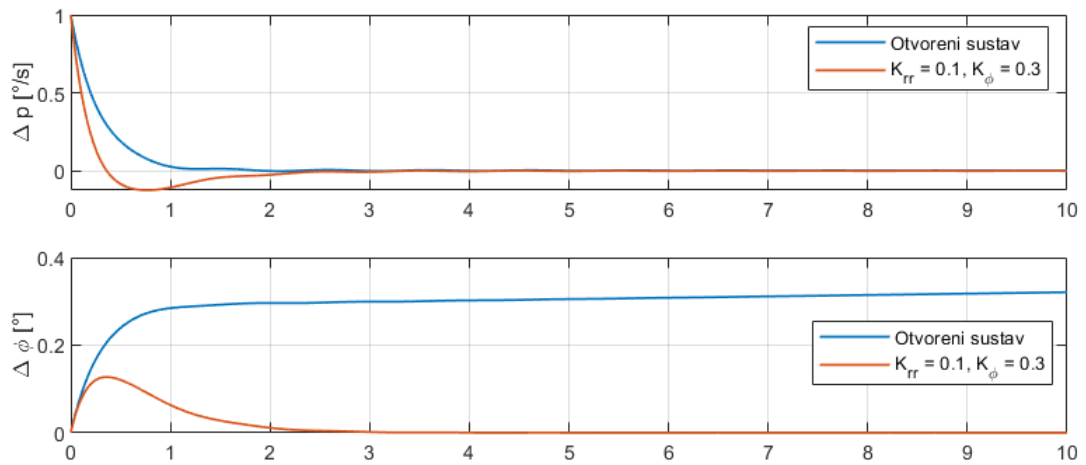
Slika 6.13: Utjecaj pojačanja povratne veze K_{rr} na vremensku konstantu moda valjanja

Odabrana pojačanja povratnih veza za sustav stabilizacije valjanja su sljedeća:

$$K_{rr} = 0, 1,$$

$$K_{\phi} = 0, 3.$$

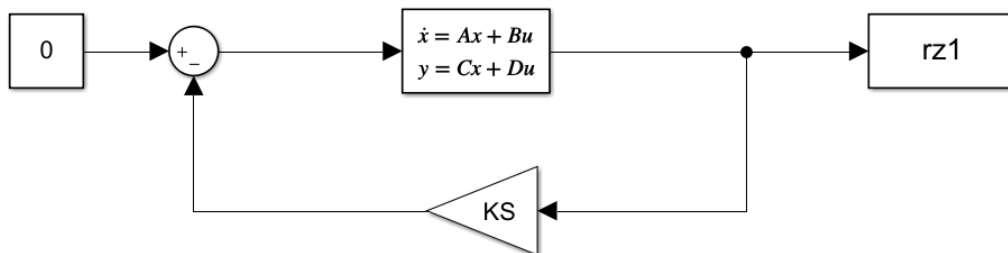
S tako odabranim pojačanjima, vremenska konstanta moda valjanja iznosi $\tau_v = 0, 24$ s. Prema već spomenutim kriterijima za ocjenu kvalitete upravljanja, obzirom da vremenska konstanta moda valjanja zadovoljava uvjet $\tau_v < 1$ s, zrakoplov je sposoban postići kvalitetu upravljanja razine I. Slika 6.14 prikazuje usporedbu odziva otvorenog sustava i sustava s uključenom stabilizacijom valjanja. Za usporedbu odziva, sustavu je postavljen poremećaj kutne brzine valjanja p u početnom trenutku.



Slika 6.14: Odziv otvorenog sustava i sustava s uključenom stabilizacijom valjanja

6.2.3. Sustav stabilizacije spiralnog moda

Za uvodenje sustava stabilizacije spiralnog moda, prikazanog na slici 6.15, uvodi se povratna veza po kutnoj brzini skretanja r , ali za razliku od sustava stabilizacije skretanja, ovaj sustav upravlja odklonom krilaca δ_l . Sustav stabilizacije skretanja i sustav stabilizacije spiralnog moda vrlo često se zajednički koriste u tzv. ARI (*aileron-rudder-interconnection*) sustavu.

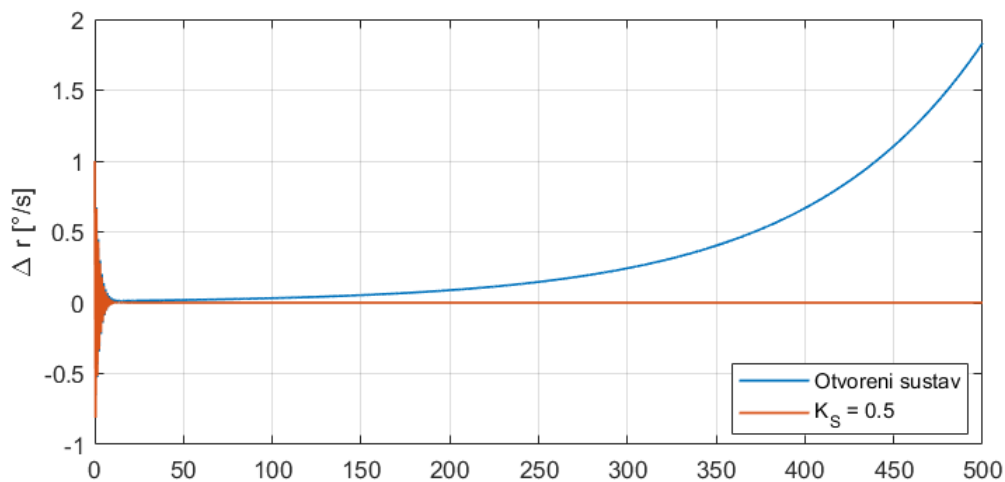


Slika 6.15: Simulink model sustava stabilizacije spiralnog moda

Pojačanje povratne veze sustava stabilizacije spiralnog moda iznosi

$$K_S = 0,5.$$

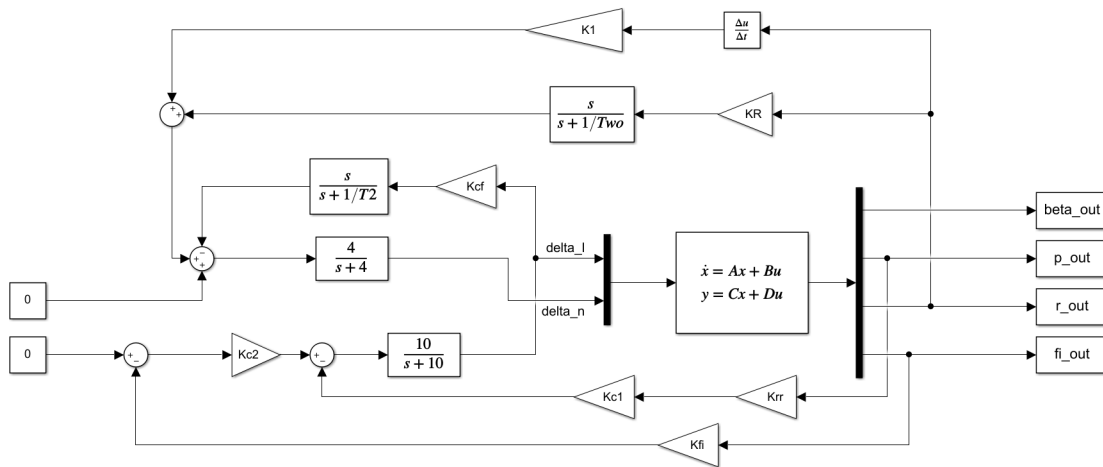
Slika 6.16 prikazuje usporedbu odziva otvorenog sustava i sustava s uključenom povratnom vezom po kutnoj brzini skretanja r . Obzirom da spiralni mod ima veliku vremenensku konstantu, potreban je duži vremenski period promatranja sustava. Ako se zanemare početne oscilacije, koje su posljedica dinamike sustava, a koje se rješavaju sustavom stabilizacije skretanja, zrakoplovu s vremenom raste kutna brzina skretanja. Nakon što se uključi povratna veza, primjećuje se da ona ne dozvoljava povećanje kutne brzine skretanja što znači da je učinkovita.



Slika 6.16: Odziv otvorenog sustava i sustava s uključenom stabilizacijom spiralnog moda

6.2.4. Sustav eliminacije kuta klizanja

Bočni manevar često se završava koordiniranim zaokretom pri čemu se upravlja otklonom krilaca. Međutim, otklon krilaca može proizvesti značajan moment skretanja što rezultira pojavom kuta klizanja. Kako bi se eliminirao kut klizanja, implementirana je unakrsna veza između krilaca i kormila pravca (ARI) te je takav sustav prikazan na slici 6.17.



Slika 6.17: Simulink model unakrsne veze krilaca i kormila pravca (ARI)

Kako je prikazano na slici 6.17, u sustav ARI implementirani su, ranije spomenuti, sustavi stabilizacije bočnog gibanja. Novost u ARI sustavu je unakrsna veza krilaca i kormila pravca koja je na slici prikazana vezom u kojoj je pojačanje K_{cf} . Na shemi je vidljivo kako se signal za upravljanje krilcima (označen sa "delta.l") sumira sa signalom za upravljanje kormilom pravca (označen sa "delta.n") te je tako izvedena unakrsna veza. Pojačanja na prikazanoj shemi iznose:

$$K_{fi} = 0,3,$$

$$K_{rr} = 0,1,$$

$$K_{c1} = 1,$$

$$K_{c2} = 0,05,$$

$$K_R = 0,4,$$

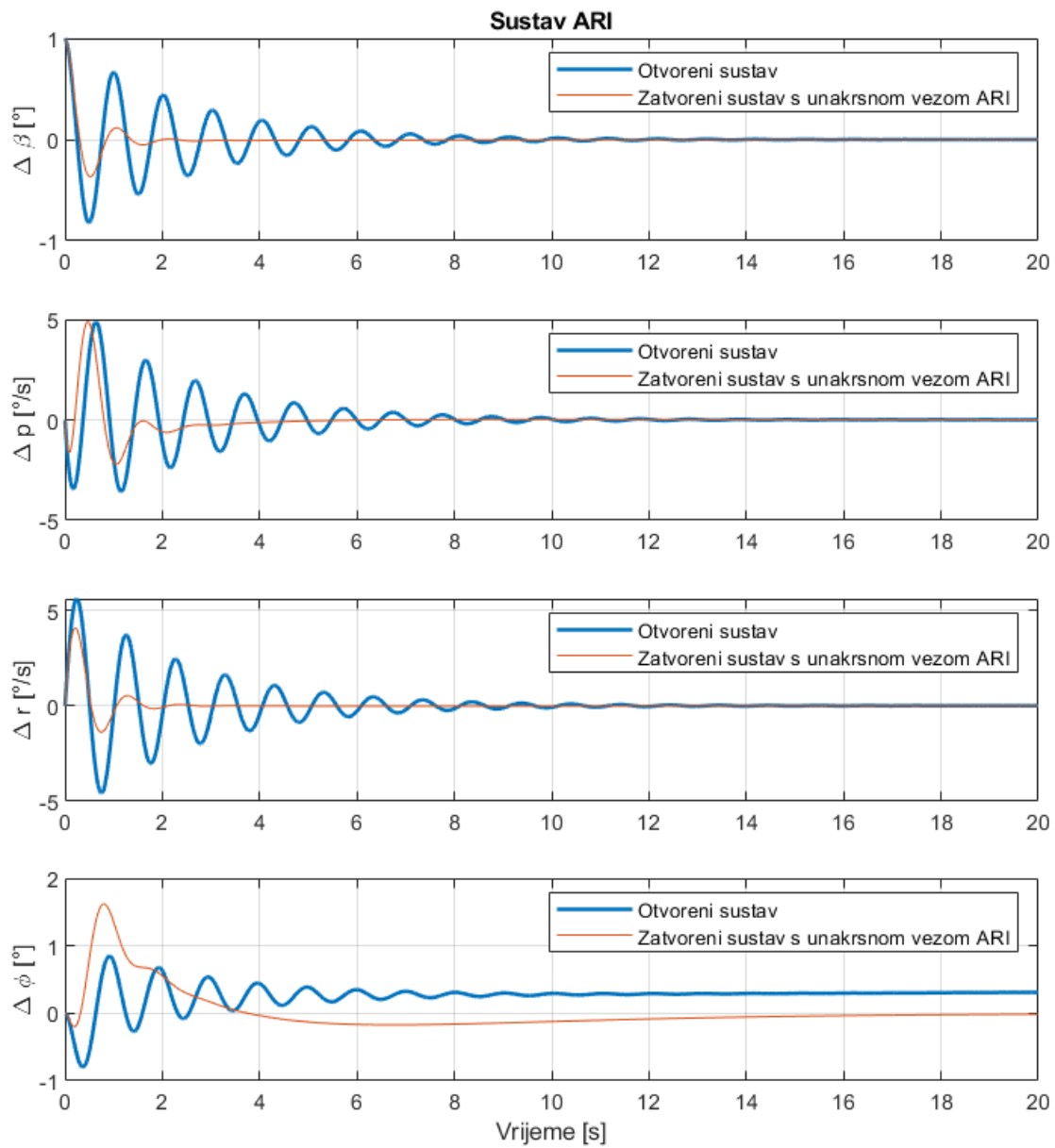
$$K_1 = 0,1,$$

$$K_{cf} = 0,1,$$

$$T_{wo} = 5,$$

$$T_2 = 0,05.$$

Odziv otvorenog i zatvorenog sustava na jedinični poremećaj kuta klizanja β prikazan je slikom 6.18. Sa slike može se primjetiti da je uvođenjem unakrsne veze poremećaj kuta klizanja eliminiran i da unakrsna veza uvelike poboljšava dinamiku cjelokupnog sustava.

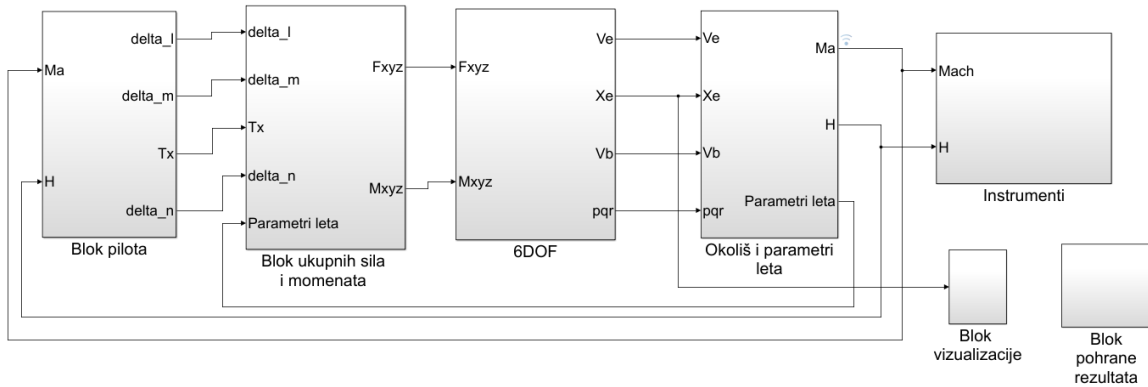


Slika 6.18: Odziv otvorenog sustava i sustava s uključenom eliminacijom kuta klizanja

7 | Simulacija leta

7.1. Implementacija modela leta

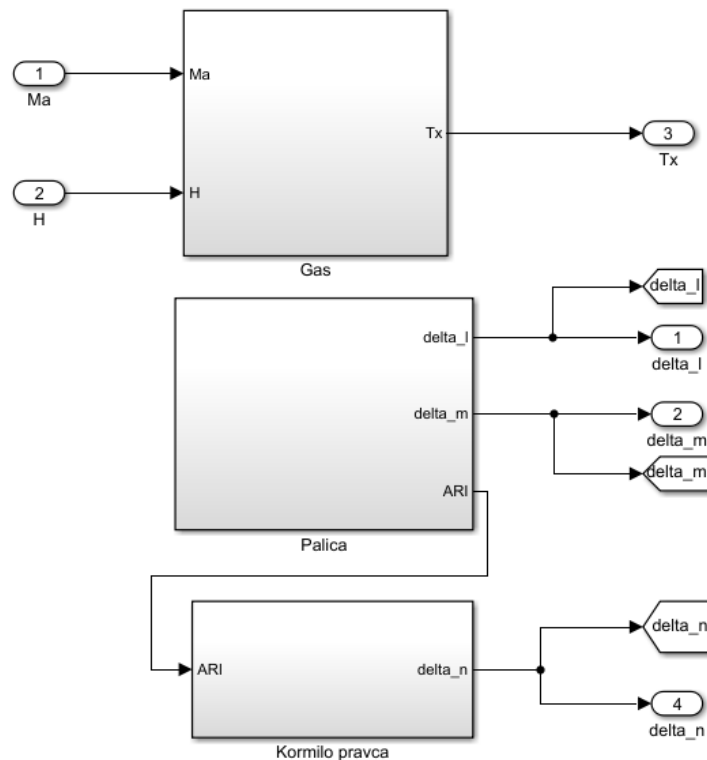
Za implementaciju modela leta sa šest stupnjeva slobode gibanja korišteno je MATLAB/Simulink programsko okruženje. Na slici 7.1 prikazana je najviša razina strukture modela leta u Simulinku i prikazuje kako su blokovi međusobno povezani. Model se sastoji od nekoliko glavnih blokova: blok pilota, blok ukupnih sila i momenata, blok 6DOF, blok okoliša i parametara leta, blok instrumenata, blok vizualizacije i konačno, blok pohrane rezultata koji služi za spremanje rezultata simulacije potrebnih za analizu leta. Kao što se može vidjeti na slici, model ima nekoliko iteracijskih petlji, odnosno petlji koje vraćaju rezultate simulacije ponovno na ulaz modela. Iteracijske petlje po Mach-ovom broju Ma i visini H potrebne su za izračun pogonske sile T_x te one ulaze u blok pilota. Iteracijska petlja s parametrima leta povezana je s blokom za izračun ukupnih sila i momenata. Također, za sustave upravljanja zrakoplovom koji se nalaze u bloku pilota, potrebne su iteracijske petlje s određenim parametrima leta, no zbog jednostavnijeg prikaza, one nisu prikazane na ovoj shemi. Blok 6DOF računa vrijednosti vektora stanja zrakoplova za dane sile i momente koje djeluju na zrakoplov te je detaljno opisan u [13].



Slika 7.1: Prikaz najviše razine strukture Simulink modela

7.1.1. Blok pilota

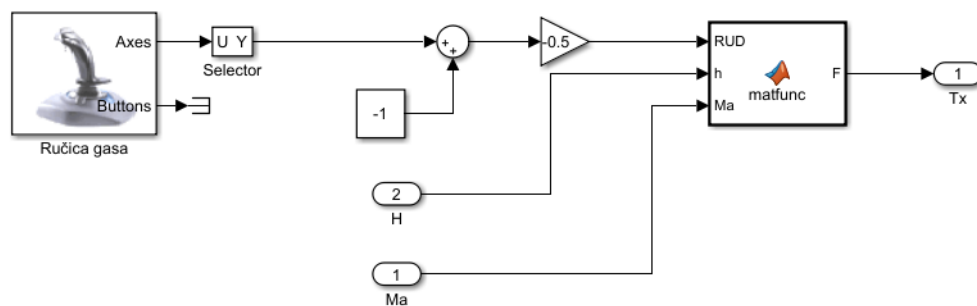
Blok pilota, prikazan na slici 7.2, sastoji se od tri podsustava, po jedan za svaku komponentu: ručica gasa, upravljačka palica i pedale za upravljanje kormilom pravca.



Slika 7.2: Prikaz bloka pilota

Podsustav pogonske sile

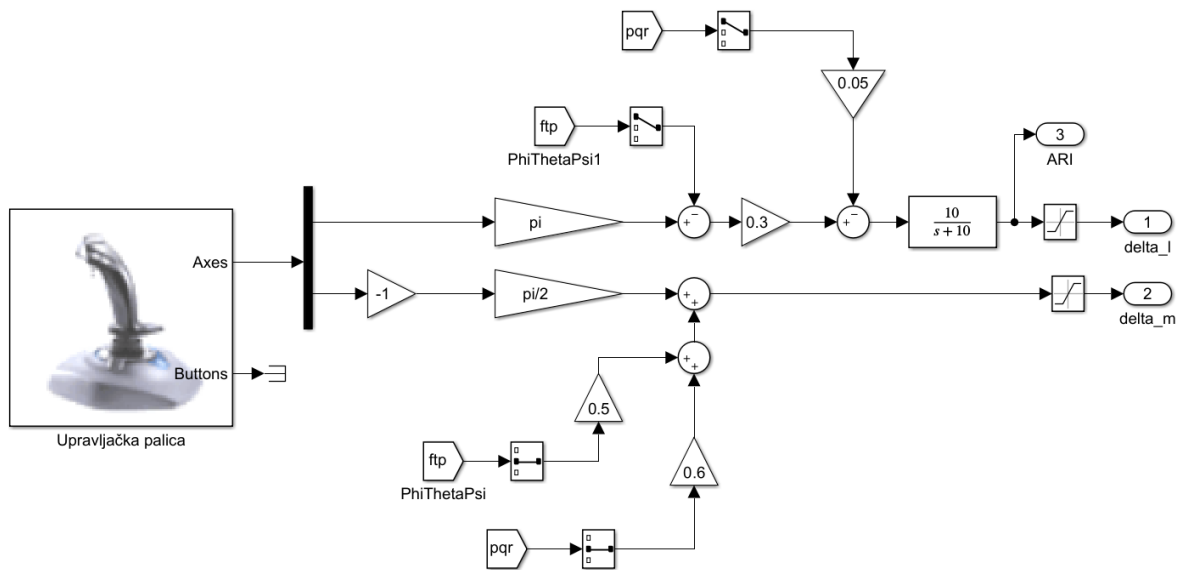
Na slici 7.3 prikazan je blok za upravljanje pogonskom silom iz bloka pilota. Pogonskom silom se upravlja položajem ručice gasa te se položaj ručice (označen sa RUD), zajedno s Mach-ovim brojem i visinom leta, šalje u MATLAB funkciju na temelju koje se izračunava pogonska sila. MATLAB funkcija pogonske sile napravljena je kako je opisano u poglavlju 4.



Slika 7.3: Prikaz sustava upravljanja pogonskom silom

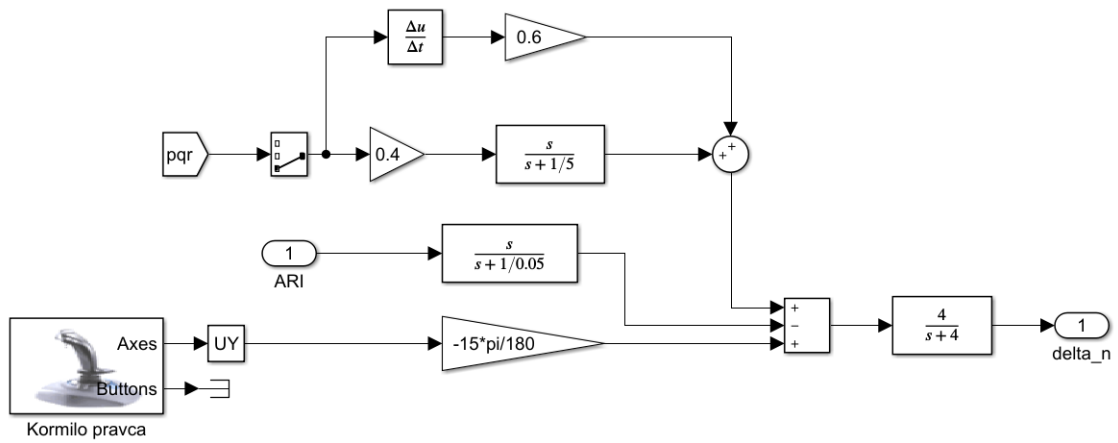
Podsustav upravljačke palice

Tijekom izrade rada implementirana su dva sustava upravljanja zrakoplovom. Prvi implementirani sustav bio je sustav upravljanja stavom zrakoplova. To znači da se pomakom upravljačke palice definiraju kutovi stava zrakoplova ϕ i θ te je takav sustav prikazan na slici 7.4.



Slika 7.4: Sustav upravljanja stavom zrakoplova

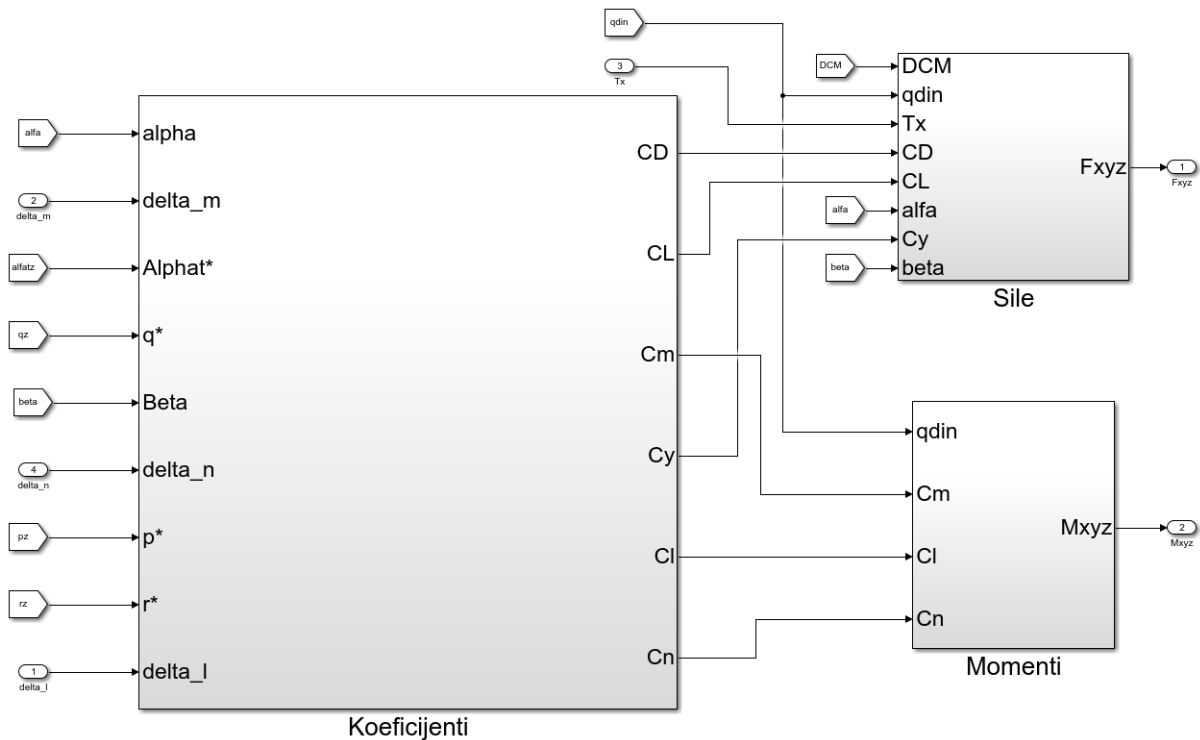
Obzirom da dinamika promatranog tipa zrakoplova mora biti relativno brza, odnosno promjena stava zrakoplova mora biti brza, ovakav sustav upravljanja nije optimalan. Razlog tome je što brzina promjene stava zrakoplova isključivo ovisi o brzini pomaka palice, što pri velikim promjenama kutova stava može rezultirati nepreciznošću upravljanja. Nadalje, sustav upravljanja stavom zrakoplova u ovom je slučaju ograničen na kut propinjanja do $\pm 90^\circ$ i na kut valjanja do $\pm 180^\circ$. Granice raspona kutova valjanja i propinjanja određene su eksperimentom na temelju odziva letjelice na zadanu komandu. Kako bi se ova izbjegla ograničenja, implementiran je sustav upravljanja kutnom brzinom zrakoplova. Za razliku od prethodnog sustava kojem se pomakom palice definira kut stava zrakoplova, ovim sustavom pomak palice definira kutnu brzinu propinjanja q i valjanja p . Sustav upravljanja kutnom brzinom zrakoplova prikazan je na slici 7.5.



Slika 7.6: Prikaz sustava upravljanja kormilom pravca

7.1.2. Blok sila i momenata

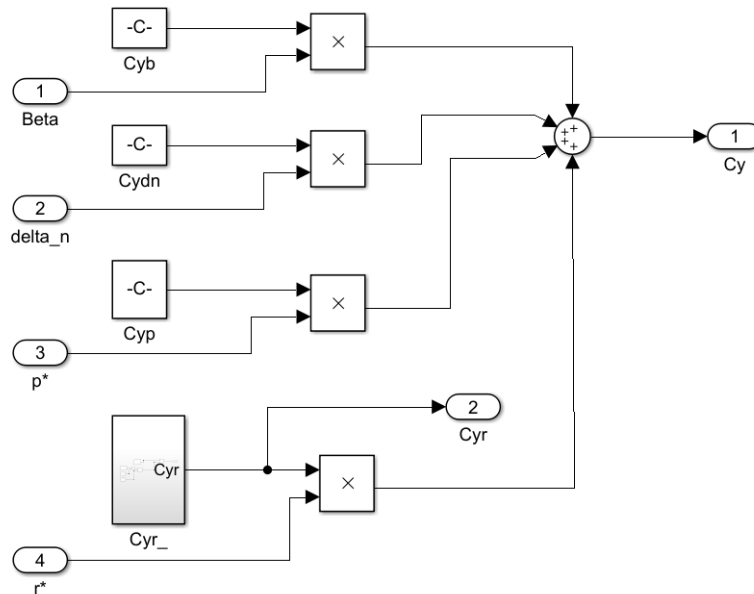
Blok ukupnih sila i momenata koji djeluju na letjelicu prikazani su slikom 7.7.



Slika 7.7: Prikaz bloka ukupnih sila i momenata

Blok sila i momenata sastoji se od tri podsustava: koeficijenti, sile i momenti. U

podstavu "koeficijenti" računaju se derivativi i ukupni koeficijenti sila i momenata kako je prikazano izrazima (3.5) i (3.6). U podstavima "sile" i "momenti" računaju se komponente ukupnih sila i momenata iz zadanih koeficijenata. Primjer Simulink modela za izračun koeficijenta bočne sile C_Y prikazan je slikom 7.8.



Slika 7.8: Primjer Simulink modela za izračun koeficijenta bočne sile

7.1.3. Blok okoliša i parametara leta

Blok okoliša i parametara leta sastoji se od dva podsustava: okoliš i parametri leta. Podsustav okoliš služi za izračunavanje okolišnih uvjeta, kao što su temperatura, tlak i brzina zvuka. Podsustav "parametri leta" detaljnije je opisan u [14] i služi za izračun parametara leta kao što su napadni kut α , kut klizanja β , kutne brzine zrakoplova p , q , r i derivacije napadnog kuta te kuta klizanja.

7.1.4. Blok instrumenata i blok pohrane rezultata simulacije

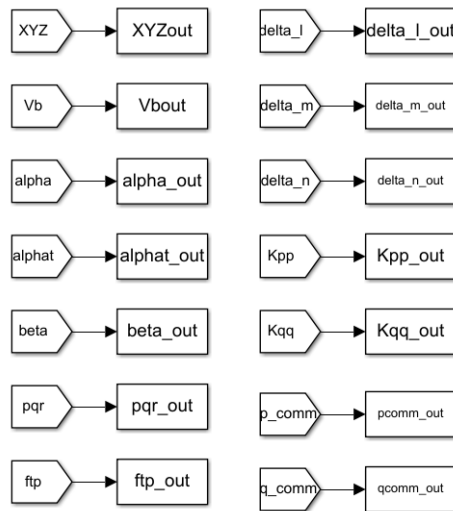
Instrumenti su važan dio svake simulacije leta jer preko njih vizualno dobivamo informacije o orijentaciji zrakoplova u prostoru, brzini zrakoplova, visini, napadnom

kutu, itd. Za potrebe simulacije, korišteni su instrumenti dostupni u samom Simulink sučelju te su oni prikazani na slici 7.9.



Slika 7.9: Prikaz korištenih instrumenata

Nadalje, kako bi se provedeni ispitni testovi mogli spremati i snimiti za kasniju analizu, potrebno je imati podsustav koji će to automatski odraditi i on je prikazan na slici 7.10. Podsustav je realiziran preko globalnih varijabli pomoću blokova *GoTo/From* i Simulink bloka *To Workspace*. *GoTo/From* omogućuje pristup varijablama iz bilo kojeg podsustava Simulink modela dok blok *To Workspace* omogućuje spremanje tih varijabli u radnu memoriju MATLAB-a jednom kad je simulacija završena.



Slika 7.10: Podsustav za spremanje rezultata simulacije leta

7.1.5. Blok vizualizacije i postav simulatora

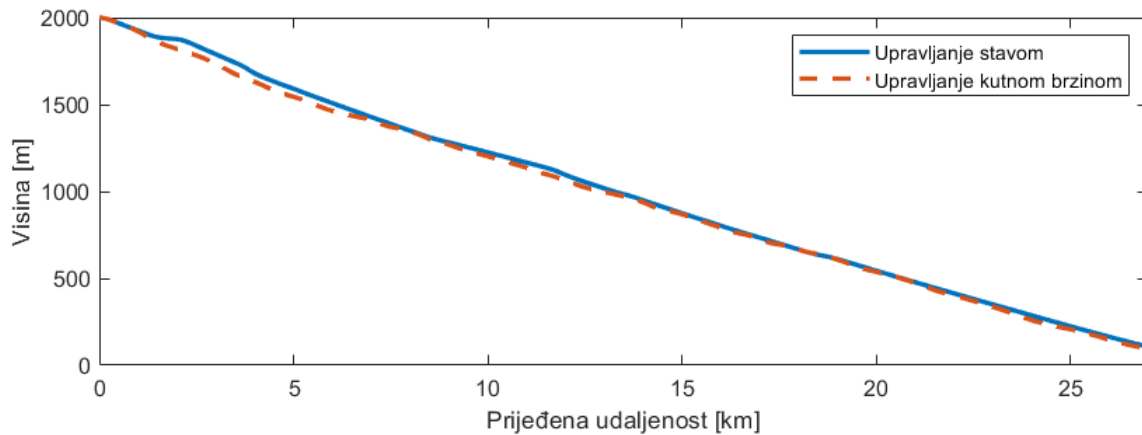
Vizualizacija simulacije implementirana je preko *open source* programskog paketa *Flight Gear*. *Flight Gear* preuzima podatke o položaju i orijentaciji zrakoplova u prostoru iz implementiranog Simulink modela leta i na temelju toga producira sliku. Slika se prikazuje na platnu zakrivljenom 180° u horizontalnom smjeru dok pogled pilota u vertikalnom smjeru iznosi 50° . Slika se projicira na platno pomoću tri projektora XGA rezolucije. Vizualizacija simulacije na zakrivljenom platnu prikazana je na slici 7.11. Upravljački dio simulatora sastoji se od upravljačke palice, upravljačke ploče s ručicom za kontrolu pogonske sile i pedala za upravljanje kormilom visine. Pojedine komponente detaljno su opisane i prikazane u [14].



Slika 7.11: Zakrivljeno platno i vizualizacija simulacije

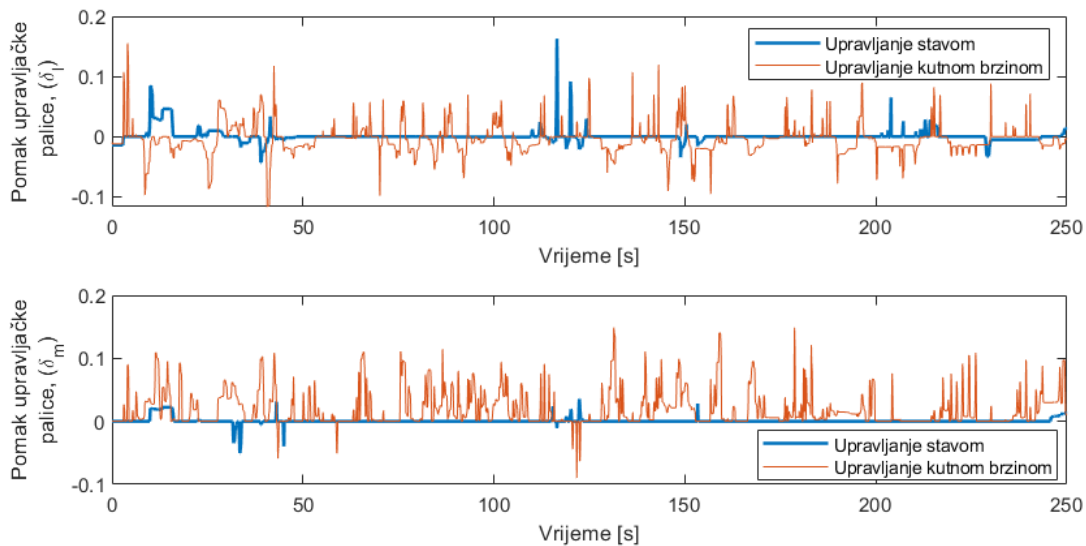
7.2. Primjer simulacije leta

U ovom će se dijelu prikazati primjer simulacije leta. Za primjer leta je odabran prilaz pisti i priprema za slijetanje, a početna visina leta je 2000 metara. Obzirom da su, kako je već ranije opisano, implementirana dva sustava upravljanja, sustav upravljanja stavom i sustav upravljanja kutnom brzinom zrakoplova, provedene su dvije simulacije. Cilj simulacije bio je utvrditi koji je sustav upravljanja pogodniji za daljnje korištenje. Slika [7.12](#) prikazuje ostvarene putanje prilaza pisti za oba sustava upravljanja. Optimalan kut spuštanja, kako je zadano u *Flight Gear* programu, je 3° .



Slika 7.12: Prikaz simulacije leta na primjeru prilaza pista

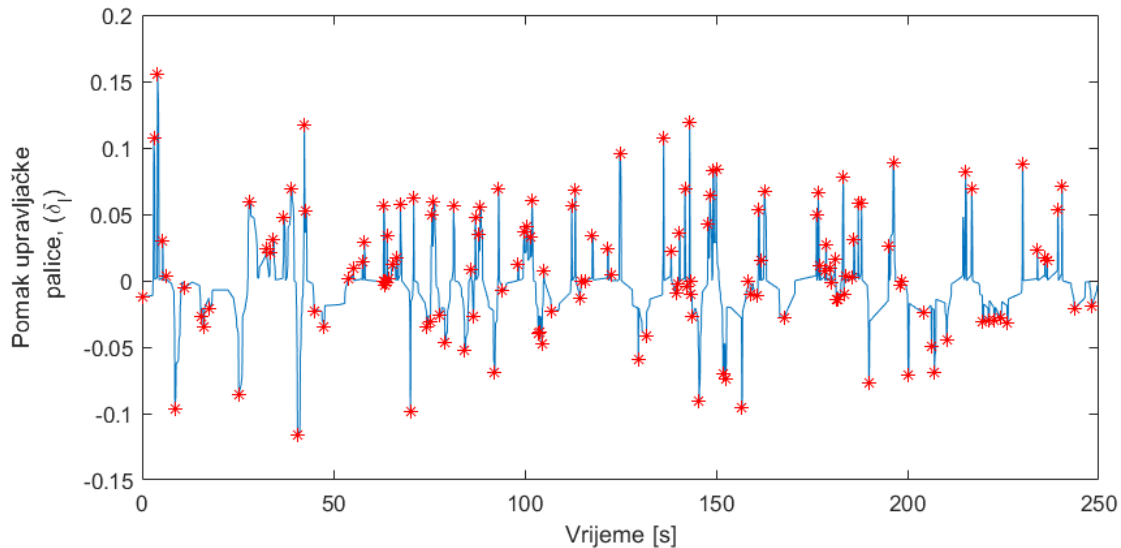
Slika 7.13 prikazuje signale dovedene s upravljačke palice. Važno je napomenuti da na slici nisu prikazani stvarni otkloni kormila visine i krilaca zrakoplova, nego pomaci upravljačke palice kako bi se mogla napraviti analiza opterećenja pilota.



Slika 7.13: Prikaz signala s upravljačke palice

Opterećenje pilota analizirano je prema broju lokalnih maksimuma (eng. *peaks*), odnosno minimuma kod negativnih vrijednosti, koji govore o tome koliko korekcija je bilo potrebno kako bi se ostvarila zadana putanja. Primjer brojanja lokalnih maksimuma

prikazan je na slici 7.14. Tablicom 7.1 dan je broj lokalnih maksimuma i minimuma ovisno o kanalu po kojem se upravlja i o korištenom sustavu upravljanja.



Slika 7.14: Lokalni maksimumi i minimumi za otklon krilaca

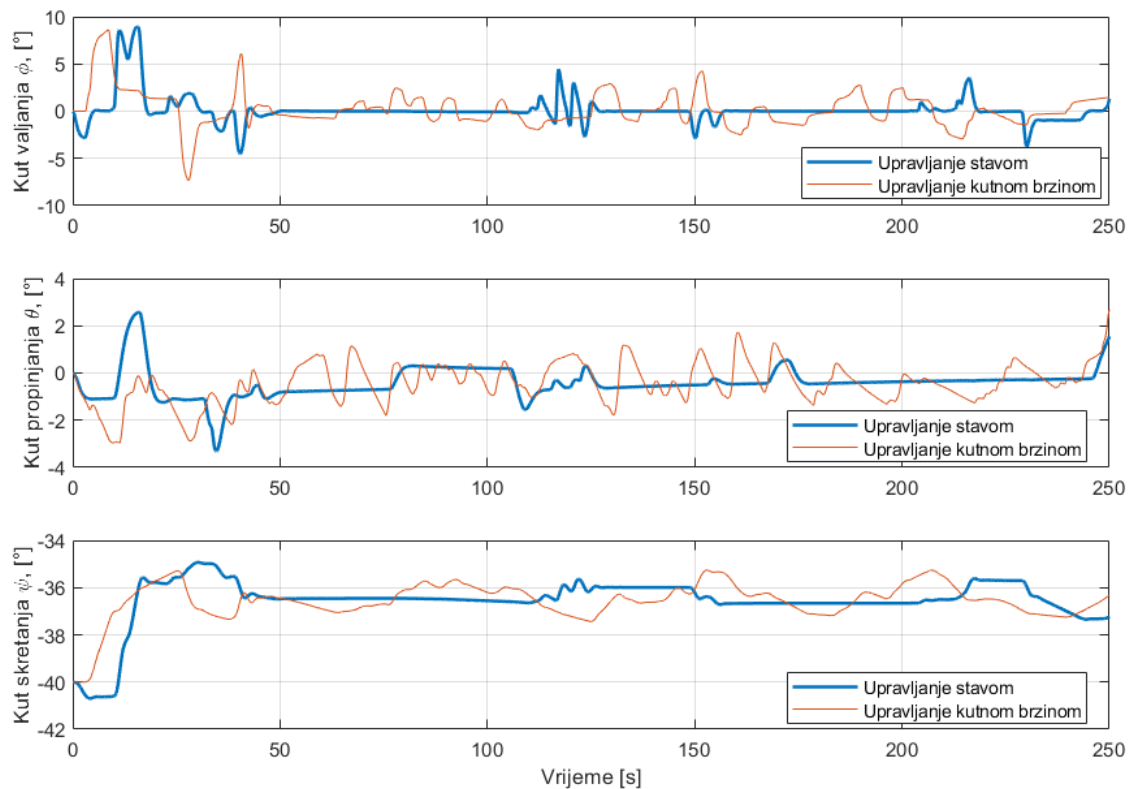
Tablica 7.1: Broj lokalnih maksimuma i minimuma za pojedini kanal upravljanja

	Upravljanje stavom		Upravljanje kutnim brzinama	
	Kanal po valjanju	Kanal po propinjanju	Kanal po valjanju	Kanal po propinjanju
Broj lokalnih maksimuma i minimuma	32	13	143	141

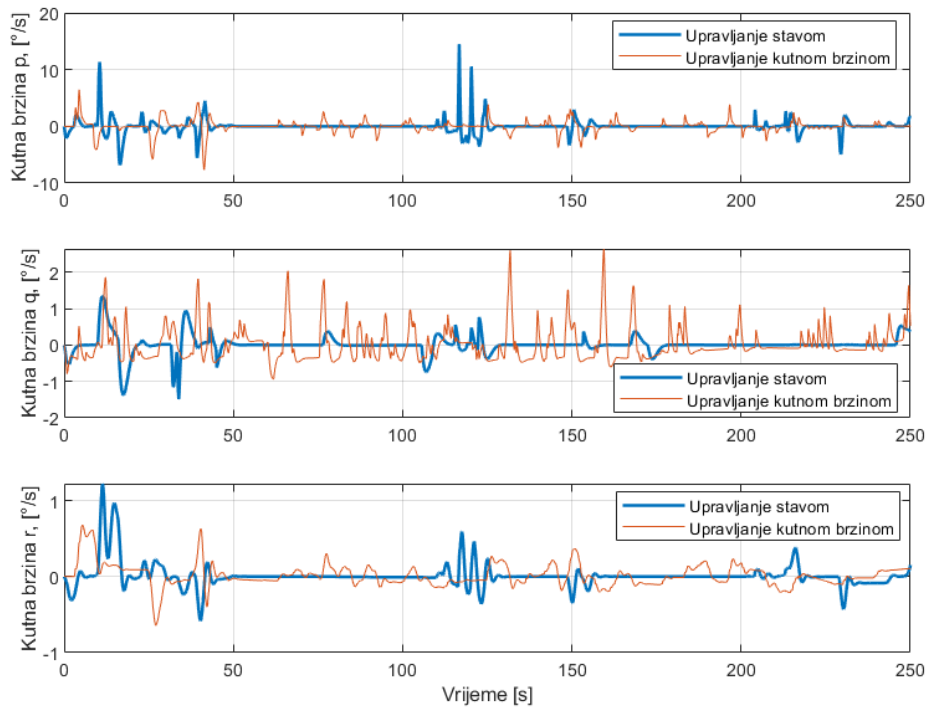
Iz tablice 7.1 može se primjetiti kako je broj korekcija za održavanje zadane putanje višestruko manji kod sustava upravljanja stavom. Iz toga se može zaključiti kako je pilot manje opterećen dok je navedeni sustav upravljanja uključen, obzirom da je manje morao korigirati putanju leta. Također, navedena zadaća relativno je jednostavna, a obzirom na već ranije navedena ograničenja, vezano uz kutove valjanja i propinjanja koje je moguće postići, sustav upravljanja stavom neće biti upotrebljiv u svim zadaćama. Nadalje, iz rezultata je vidljivo, obzirom na količinu *peak*-ova, da je sustavom upravljanja kutnom brzinom relativno teško precizno održavati kut valjanja od 0° , što je bilo

potrebno pri zadaći prilaska pisti. Stoga, moglo bi se zaljučiti da je sustav upravljanja stavom pogodniji za jednostavnije zadatke kod kojih je potrebno održavati kut valjanja od 0° , dok za ostale zadaće pogodniji sustav upravljanja kutnom brzinom. Također, upravljačka palica korištena u eksperimentu nije prikladna za implementaciju sustava upravljanja kutnom brzinom zrakoplova. Naime, palica korištena u eksperimentu prenosi informaciju o pomaku palice, dok bi za sustav upravljanja kutnom brzinom prikladnija bila palica koja prenosi informaciju o primjenjenoj sili na palicu te bi u tom smislu i rezultati potencijalno bili drugačiji.

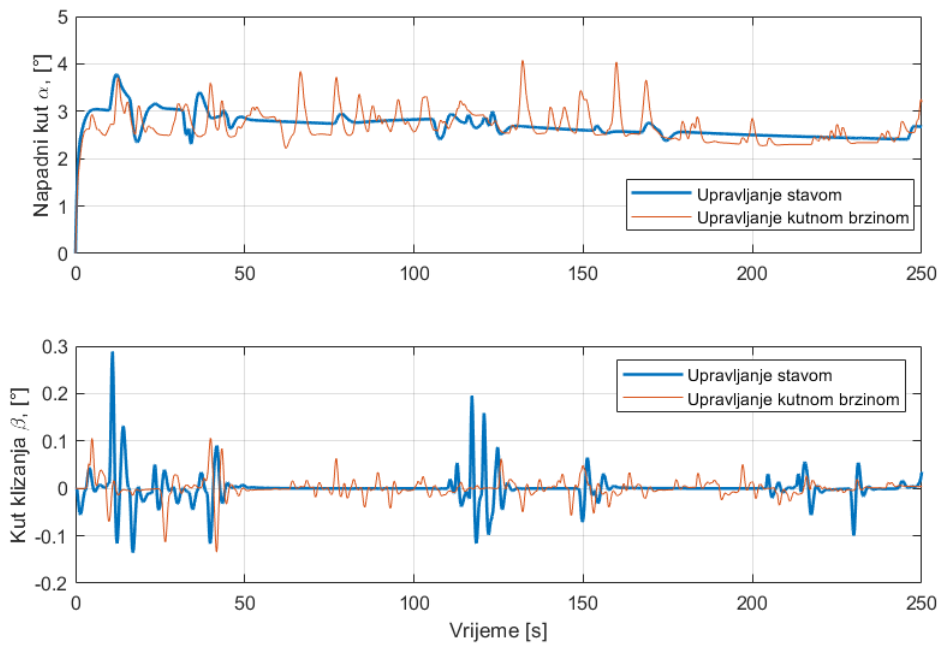
U nastavku, na slikama 7.15, 7.16 i 7.17, prikazani su osnovni parametri prethodno opisane simulacije leta.



Slika 7.15: Kutovi stava zrakoplova



Slika 7.16: Kutne brzine zrakoplova



Slika 7.17: Napadni kut i kut klizanja zrakoplova

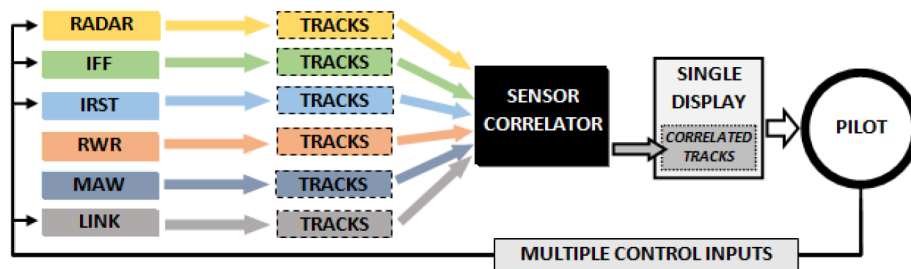
7.3. Scenariji leta za buduća istraživanja

Simulatori leta važna su komponenta kod obuke civilnih i vojnih pilota, kako iz financijskih, tako i iz sigurnosnih razloga. Osim upotrebe simulatora za uvježbavanje različitih procedura potrebnih u letu, na njima se mogu uvježbavati izvanredni scenariji koje, zbog prevelikog rizika, nije moguće uvježbavati u stvarnom zrakoplovu. Nadalje, simulatori leta se koriste i kod ispitivanja za praćenje i izbor pilota za određene složene zadaće. Takva ispitivanja vrše se dovođenjem pilota, preko simulatora, u stresne situacije, izvanredne scenarije ili se dovode u situacije gdje su preopterećeni primljenim informacijama, kako vizualnim preko instrumenata tako i slušnim. Za vrijeme ispitivanja, pilotu se mjere psihofiziološke osobine na temelju otkucaja srca, znojenja, disanja, aktivnosti različitih mišića kao što je očni mišić i aktivnosti prefrontalnog korteksa koji je zaslužan za koncentraciju, i predviđanje posljedica i planiranje događaja. Na temelju dobivenih psihofizioloških karakteristika, moguće je procijeniti kako pilot reagira na stres, odnosno njegovu rezilijentnost na stres [15] [16], koja ga, ako nije povoljna, može isključiti iz daljnje obuke.

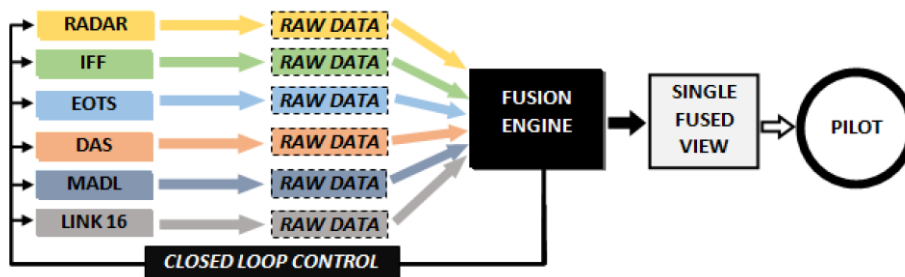
Tijekom godina napretka zrakoplova i zrakoplovne avionike, pilot je, osim obavljanja primarne zadaće leta zrakoplovom, morao pratiti sve više senzora i instrumenata kako bi let bio siguran ili misija obavljena. Već dolaskom četvrtre generacije lovačkih aviona, povećao se broj potrebnih podataka koje pilot treba pratiti preko različitih senzora i tzv. *Head-Up Display*-a. Daljnjim razvojem avionike u lovačkim avionima 4.5-e i 5. generacije sve brže se povećava količina informacija koje pilot prima što može dovesti do kognitivnog preopterećenja pilota.

Obzirom na prethodno navedeno, u suvremenim istraživanjima, posebice kod zrakoplova 5. generacije, postoji pozitivan trend unaprijeđenja sustava koji preuzimaju dio obrade informacija i koriste tzv. *fuziju* podataka [17] kojom rasterećuju pilota te tako smanjuju njegovu opterećenje. Također, u [17] prikazani su načini obrade i prikaza podataka kod zrakoplova različitih generacija, te su prikazani na slikama 7.18 i 7.19. Ranije generacije zrakoplova, prikazivale su podatke senzora i radara na različitim pokaznicima, (eng. *displays*), te je zadaća pilota bila povezivati informacije s različitih senzora što je povećavalo opterećenje pilota. Za razliku od njih, zrakoplovi 4.5-e generacije koriste algoritme za povezivanje različitih senzora i daju informacije pilotu na jednom pokazniku. Ipak, pilot mora upravljati individualnim sensorima, npr., uključivati različite modove

radara i prilagođavati senzore kako bi povećao njihovu točnost. Konačno, zrakoplovi 5. generacije koriste naprednu fuziju podataka čija je shema prikazana slikom 7.19. Napredna fuzija podataka omogućuje korištenje naprednih sustava, radara i senzora elektroničkog ratovanja. Ona, također, omogućuje praćenje područja oko zrakoplova, prilagođavanje pojedinih senzora i dijeljenje informacija s drugim zrakoplovima. Time se u velikoj mjeri smanjuje opterećenje pilota koji sad ima "više vremena" za same taktičke zadaće i zadaće upravljanja zrakoplovom.



Slika 7.18: Fuzija podataka u zrakoplovima 4.5-te generacije [17]



Slika 7.19: Fuzija podataka u zrakoplovima 5. generacije [17]

Tijekom izrade rada, intervjuiran je pilot borbenog aviona gdje mu je postavljeno pitanje koje su pilotske zadaće najzahtjevnije, pri čemu je potvrdio prethodno navedene tvrdnje da su najzahtjevnije one zadaće kod kojih dolazi do kognitivnog preopterećenja. Nadalje, naveo je neke od zadaća gdje dolazi do takvih situacija:

- Let u nepovoljnim meteorološkim uvjetima. Osim što u nepovoljnim uvjetima dolazi do turbulencija i nepredvidivog gibanja zraka koje otežava održavanje smjera leta, posebno je zahtjevno slijetanje u slučajevima kada je visina oblaka niska. U takvoj situaciji potrebno je pratiti više instrumenata kako bi se mogla održavati

orijentacija i željeni položaj zrakoplova. Nadalje, u takvim situacijama vrlo često dolazi do nepodudaranja vizualnog osjeta i vestibularnog osjeta pri čemu može doći do konfuzije pilota,

- Misija gađanja ciljeva na zemlji. Kod ove misije također je potrebno pratiti nekoliko informacija kao što su stav zrakoplova, brzina zrakoplova i visina zrakoplova. Ukoliko jedan od navedenih parametara nije optimalan, odnosno ukoliko pilot ne može postići optimalnu vrijednost određenog parametra, on će morati u kratkom vremenskom roku procijeniti nove parametre leta za koje će ispuniti određenu zadaću. Pa tako, ako je, na primjer, brzina zrakoplova premala, pilot će morati pričekati da dostigne manju visinu leta na kojoj će izvršiti izbacivanje sredstva. Opis ove misije detaljno će biti prikazan u odlomku kasnije,
- Zračna borba. Kod zračne borbe pilot također mora pratiti nekoliko podataka. Općenito zračna borba je zahtjevna zbog leta na granicama letnih sposobnosti. To znači da se vrlo često leti na graničnim brzinama i visokim napadnim kutevima pri čemu može doći do gubitka sile uzgona. Osim toga, zrakoplov je često pri velikim opterećenjima pri čemu postoji rizik od nastanka konstrukcijskih oštećenja.

Osim navedenih zadaća koje kognitivno opterećuju pilota, u stvarnosti se mogu pojaviti i druge situacije koje stavljaju pilota u vrlo stresne situacije. Pa tako, neki od primjera takvih situacija su:

- otkazivanje jednog ili oba motora,
- otkazivanje nekog od sustava stabilizacije.

Opis misije gađanja ciljeva na zemlji

Kao što je već opisano ranije, ova misija je vrlo zahtjevna iz razloga što je potrebno pratiti više parametara leta i uz to potrebno je biti vrlo precizan. Misija se sastoji od nekoliko elemenata: obrušavanje, spuštanje s određenim kutom spuštanja, gađanje i konačno, penjanje natrag na određenu visinu. Element obrušavanja sastoji se od promjene stava zrakoplova u obrnuti položaj, odnosno promjena kuta valjanja za 180° , i dovođenja zrakoplova u željeni kut spuštanja. Nakon toga, pilot ponovno mijenja kut valjanja tako da je zrakoplov u "normalnom" položaju, odnosno da je kut valjanja 0° .

U elementu misije kada je se zrakoplov spušta konstantnim kutem spuštanja, pilot mora konstatno mijenjati kut valjanja kako bi održavao smjer leta zbog utjecaja turbulentnog vjetra i kako ne bi bio predvidiv od strane neprijatelja na tlu ili drugog neprijateljskog zrakoplova. Uz to, također mora ostati fokusiran na metu na tlu kako bi odradio traženu misiju. Konačno, nakon prilaska meti i izbacivanja sredstva, pilot mijenja smjer i penje na određenu visinu.

8 | Zaključak

Simulatori leta imaju značajnu ulogu u pripremi i obuci pilota kako za zadaće upravljanja tako i za njihovu pripremu u izvanrednim situacijama. Ovim radom implementiran je model leta zrakoplova nalik na *Dassault Rafale* u simulacijsku platformu. U radu je napravljeno sljedeće:

- Na temelju 3D modela zrakoplova dobivene su geometrijske značajke zrakoplova, a na temelju dostupnih podataka sličnih zrakoplova procijenjene su njegove inercijske značajke,
- Metodama projektne aerodinamike procijenjene su aerodinamičke karakteristike promatranog zrakoplova,
- Na temelju dostupnih podataka i sličnih motora, izrađen je model pogonske sile motora za različite režime rada,
- Analizirana je statička uzdužna i bočna stabilnost,
- Izrađen linearni model gibanja zrakoplova,
- Predloženi su osnovni sustavi stabilizacije zrakoplova te su izračunata potrebna pojačanja povratnih veza,
- Temeljem rezultata izrađen je model leta sa šest stupnjeva slobode gibanje te je implementiran u simulacijsku platformu izrađenu u Simulink okruženju,
- Prikazan je primjer simulacije leta u realnom vremenu s čovjekom u petlji za zadaću prilaska pisti za dva implementirana sustava upravljanja,

- Opisani su scenariji leta za potencijalna buduća ispitivanja.

Model leta napravljen je uz određene pretpostavke i ograničenja. U radu je zane-marena zakrivljenost Zemlje i utjecaj vjetrova. Nadalje, promatrana je čista konfiguracija zrakoplova, a obzirom na relativno kratko trajanje simulacije, pretpostavljena je nje-gova konstantna masa. Također, radom nije modeliran kontakt letjelice s tlom, stoga model nema mogućnost simulacije slijetanja i polijetanja. Aerodinamičke karakteris-tike procijenjene su metodama projektne aerodinamike za što je potrebno vrlo detaljno poznavanje geometrijskih karakteristika. Sve aerodinamičke karakteristike procijenjene su za let pri brzini od 250 m/s i na visini leta 3000 m, što znači da je primjena ovog model ograničena na dozvučne letove dok za kروزvučne i nadzvučne brzine model nije primjenjiv. Također, u radu je analiziran linearni model leta za uzdužno i bočno gibanje i na temelju njega predloženi su sustavi stabilizacije zrakoplova. Uvedenim sustavima stabilizacije pokazano je da je cjelokupna dinamika zrakoplova uvelike poboljšana i da je zrakoplov stabilan i upravljiv te da je ocjena kvalitete upravljanja zrakoplovom za-dovoljavajuća i razine je I. Konačno, svi rezultati dobiveni iz linearnog modela leta implementirani su u model leta sa šest stupnjeva slobode gibanja u Simulink okruženju gdje je pokazano da se cjelokupni sustav zrakoplova ponaša zadovoljavajuće i očekivano. Tijekom rada implementirana su i dva sustava upravljanja zrakoplovom, sustav uprav-ljanja stavom i sustav upravljanja kutnom brzinom te je primjerom pokazano kako je sustav upravljanja stavom prikladniji za zadaću prilaska pisti. Obzirom na ograničenja tog sustava, u smislu ograničenih mogućih kutova stava, sustav upravljanja kutnom brzinom prikladniji je za zahtjevnije pilotske zadaće.

Ovako pripremljen model leta moguće je koristiti pri ispitivanju pilota ili njihovu pri-premu. Ipak, zbog navedenih ograničenja, postoje područja od interesa koje je moguće poboljšati budućim radovima. Mogući budućí zadaci su:

- Detaljnija analiza inercijskih značajki zrakoplova prema raspodjeli konstrukcijskih elemenata
- Izrada kompletnog modela pogonske grupe,
- Detaljnija procjena aerodinamičkih karakteristika koristeći druge metode, npr. metodom konačnih volumena,

- Proširenje aerodinamičkog modela za različite brzine leta i visine u dozvučnom području i proširenje aerodinamičkog modela na krozzvučne te nadzvučne brzine,
- Obzirom da je promatrani zrakoplov statički stabilan, jedno od mogućih proširenja je model statički nestabilnog zrakoplova i implementacija sustava stabilizacije.

Literatura

- [1] Dassault Aviation. Rafale: Introduction. <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/introduction/>. Pristupljeno: siječanj, 2022.
- [2] M. Andrić and M. Vrdoljak. Performance comparison of fighter aircraft with total energy approach. In *SpliTech 2021*. Faculty of Electrical, Mechanical Engineering and Naval Architecture, September 2021.
- [3] E. A. Morelli. Determining aircraft moments of inertia from flight test data. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 45(1):4–14, 2022.
- [4] JSBSim. Aircraft mass properties. <http://jsbsim.sourceforge.net/MassProps.html>. Pristupljeno: prosinac, 2021.
- [5] Dassault Aviation. Dassault rafale - specifications and performance data. <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/specifications-and-performance-data/>. Pristupljeno: prosinac, 2021.
- [6] P. Naudin. *Supersonic 2D Wing with Control Surfaces*. Number ADP010717. Onera, 2000.
- [7] S. Janković. *Aerodinamika projektila*. Tehnički školski centar. Zagreb, 1972.
- [8] S. Janković. *Mehanika leta zrakoplova*. FSB Zagreb, 2001.
- [9] J. Roskam. *Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1987.

- [10] Safran Group. M88 - proven performance and reliability. <https://www.safran-group.com/products-services/m88-proven-performance-and-reliability>. Pristupljeno: siječanj, 2022.
- [11] S. Janković and M. Vrdoljak. *Performanse zrakoplova. Nastavni materijali*. FSB. Zagreb, 2016.
- [12] S. Janković, T. Kostić, and M. Vrdoljak. *Stabilnost i upravljivost zrakoplova. Dopuna nastavnim materijalima*. FSB. Zagreb, 2013.
- [13] M. Andrić. Model leta bespilotne letjelice konfiguracije letećeg krila. Master's thesis, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, 2014.
- [14] I. Vidović. Ocjena radnog opterećenja i razine kvalitete direktnog upravljanja borbenog zrakoplova. Master's thesis, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, 2022.
- [15] Krešimir Ćosić, Siniša Popović, Marko Šarlija, Igor Mijić, Mirko Kokot, Ivan Kesedžić, Gary Strangman, Vladimir Ivković, and Quan Zhang. New tools and methods in selection of air traffic controllers based on multimodal psychophysiological measurements. *Ieee Access*, 7:174873–174888, 2019.
- [16] Krešimir Ćosić, Siniša Popović, Davor Kukulja, and Zoran Lolić. The concept for assessment of pilot mental readiness training. In *Proc. 54th Conference of the International Military Testing Association (IMTA)*, pages 55–66, 2012.
- [17] Ales Svoboda, Jan Boril, Miloslav Bauer, Paulo CG Costa, and Erik Blasch. Information overload in tactical aircraft. In *2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, pages 1–5. IEEE, 2019.