

Uzdužni linearnil model leta aviona za gašenje požara

Brzić, Roko

Master's thesis / Diplomski rad

2024

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:235:817859>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-26**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Roko Brzić

Zagreb, 2024.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

UZDUŽNI LINEARNI MODEL LETA AVIONA ZA GAŠENJE
POŽARA

Mentor:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Komentor:

dr. sc. Marijan Andrić

Student:

Roko Brzić

Zagreb, 2024.

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

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku te komentoru Marijanu Andriću na pruženoj pomoći i utrošenom vremenu pri izradi ovog rada.

Zahvaljujem se svojoj obitelji na podršci koju su mi pružili tijekom studiranja.

Na kraju zahvaljujem se svojim prijateljima koje sam upoznao tijekom studija, što su mi olakšali studij uz pruženu potporu te odlično društvo.

Roko Brzić



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva/zrakoplovnog
inženjerstva



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 24 - 06 / 1	
Ur.broj: 15 - 24 -	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Roko Brzić** JMBAG: 9996004446

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Uzdužni linearni model leta aviona za gašenje požara**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Longitudinal linear flight model for firefighting airplane**

Opis zadatka:

Zrakoplovi namijenjeni gašenju požara imaju nekoliko specifičnosti konfiguracije koje utječu na dinamiku leta i od interesa su za analizu. Veliki zrakoplovi za gašenje požara najčešće imaju visoko postavljena krila i na njima motore koji utječu na uzdužnu stabilnost, specifičan oblik trupa, posebice kod aviona koji vodu prikupljaju slijetanjem na vodenu površinu, robusnu konstrukciju, a time veću masu. Posebno je zanimljiva velika količina vode s kojom avion leti i koju ispušta na opožareno područje, a koja značajno utječe na dinamiku cijelog aviona.

Pri analizi dinamike leta, kao i dinamičke stabilnosti prvi je korak primjena linearnog modela leta koji je dobiven linearizacijom nelinearnog modela leta sa šest stupnjeva slobode gibanja (6DOF model). Pri tome je kod aviona od koristi mogućnost odvojenog promatranja uzdužnog modela, koji obuhvaća gibanje u ravni simetrije letjelice i bočnog modela, koji obuhvaća gibanje oko preostalih osi, uzdužne i vertikalne.

Diplomski rad obuhvatit će izradu i analizu uzdužnog linearnog modela leta velikog aviona za gašenje požara nalik na Canadair CL-415.

Za promatrani avion za gašenje požara potrebno je:

- Prikazati sve geometrijske i druge potrebne značajke;
- Procijeniti potrebne inercijske značajke;
- Odrediti potrebne aerodinamičke značajke;
- Provesti analizu statičke stabilnosti i ravnotežnog leta u odabranim konfiguracijama letjelice i odabranim režimima leta;
- Napraviti uzdužni linearni model i provesti analizu dinamičke stabilnosti u odabranim konfiguracijama letjelice i odabranim režimima leta.

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

Zadatak zadan:

26. rujna 2024.

Datum predaje rada:

28. studeni 2024.

Predviđeni datumi obrane:

5., 6. i 9. prosinca 2024.

Zadatak zadao:

Prof. dr.sc. Milan Vrdoljak

Dr. sc. Marijan Andrić

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS PRILOGA.....	III
POPIS SLIKA	IV
POPIS TABLICA.....	VI
POPIS OZNAKA	VII
SAŽETAK.....	XII
SUMMARY	XIII
1. UVOD.....	1
2. GEOMETRIJSKE ZNAČAJKE ZRAKOPLOVA.....	3
3. INERCIJSKE ZNAČAJKE ZRAKOPLOVA	7
3.1. Konfiguracije	7
3.1.1. Prva konfiguracija	7
3.1.2. Druga konfiguracija	8
3.1.3. Treća konfiguracija	8
3.1.4. Četvrta konfiguracija	8
3.2. Prvi način procjene momenata tromosti.....	8
3.3. Drugi način procjene momenata tromosti.....	14
4. AERODINAMIKA ZRAKOPLOVA.....	16
4.1. Procjena otpora	16
4.1.1. Otpor krila	16
4.1.2. Otpor horizontalnog stabilizatora	18
4.1.3. Otpor vertikalnog stabilizatora.....	19
4.1.4. Otpor trupa.....	21
4.1.5. Otpor kućišta motora.....	23
4.1.6. Otpor podvozja.....	24
4.1.7. Otpor plovaka.....	24
4.1.8. Otpor end - plateova.....	26
4.1.9. Otpor malih vertikalaca na horizontalnom stabilizatoru.....	27

4.1.10. Ukupni nulti otpor zrakoplova	28
4.2. Aerodinamički koeficijenti normalne sile i momenata propinjanja.....	30
4.2.1. Krilo	30
4.2.2. Tijelo	33
4.2.3. Plovci	33
4.2.4. Horizontalni stabilizator.....	34
4.2.5. Moment propinjanja od pogonske sile	36
4.3. Ukupni aerodinamički koeficijenti normalne sile i momenta propinjanja.....	37
4.4. Nestacionarni gradijenti normalne sile i momenta propinjanja	39
5. RAVNOTEŽNI LET I ANALIZA STATIČKE STABILNOSTI.....	40
6. LINEARNI MODEL UZDUŽNOG GIBANJA I DINAMIČKA STABILNOST	48
6.1. Linearni model uzdužnog gibanja.....	48
6.2. Dinamička stabilnost četvrte konfiguracije s vodom i bez vode	49
7. SUSTAV STABILIZACIJE	59
8. ZAKLJUČAK.....	67
LITERATURA.....	68

POPIS PRILOGA

- Prilog 1.** Crtež nacрта zrakoplova (mjerilo 1:100)
- Prilog 2.** Crtež tlocrta zrakoplova (mjerilo 1:100)
- Prilog 3.** Crtež bokocrta zrakoplova (mjerilo 1:100)
- Prilog 4.** Crtež izometrije zrakoplova (mjerilo 1:100)

POPIS SLIKA

Slika 1. Canadair CL-415 [3]	1
Slika 2. Ograničenja visine izbacivanja vode [9]	2
Slika 3. Izometrijski prikaz zrakoplova.....	3
Slika 4. Nacrt zrakoplova	3
Slika 5. Tlocrt zrakoplova	4
Slika 6. Bokocrt zrakoplova	4
Slika 7. Koordinatni sustav s težištima dijelova prve konfiguracije	10
Slika 8. Koordinatni sustav s težištima dijelova druge konfiguracije	11
Slika 9. Koordinatni sustav s težištima dijelova treće konfiguracije	12
Slika 10. Koordinatni sustav s težištima dijelova četvrte konfiguracije	13
Slika 11. Polumjeri tromosti za y os	15
Slika 12. NACA 4418	16
Slika 13. Canadair CL-415 u zaokretu [17]	18
Slika 14. NACA 0015	18
Slika 15. NACA 0018	20
Slika 16. Mali vertikalci na horizontalnom stabilizatoru [19]	27
Slika 17. Polara zrakoplova.....	30
Slika 18. Aerodinamički koeficijenti normalne sile.....	38
Slika 19. Aerodinamički koeficijenti momenta propinjanja	39
Slika 20. Prva konfiguracija s vodom	41
Slika 21. Prva konfiguracija bez vode.....	41
Slika 22. Druga konfiguracija s vodom.....	42
Slika 23. Druga konfiguracija bez vode	42
Slika 24. Treća konfiguracija s vodom.....	43
Slika 25. Treća konfiguracija bez vode	43
Slika 26. Četvrta konfiguracija s vodom.....	44
Slika 27. Utjecaj položaja središta mase na promjene kuta otklona kormila visine za 19890 kg	45
Slika 28. Utjecaj položaja središta mase na promjene ravnotežnog napadnog kuta za 19890 kg	45
Slika 29. Utjecaj položaja središta mase na promjene kuta otklona kormila visine za 21319 kg	46

Slika 30. Utjecaj položaja središta mase na promjene ravnotežnog napadnog kuta za 21319 kg	46
Slika 31. Ocjena kvalitete upravljanja kratko-periodičnog moda prema ESDU kriteriju.....	53
Slika 32. Odziv linearnog uzdužnog gibanja na impulsnu pobudu.....	54
Slika 33. Ocjena kvalitete upravljanja kratko-periodičnog moda prema ESDU kriteriju.....	55
Slika 34. Odziv linearnog uzdužnog gibanja na impulsnu pobudu.....	56
Slika 35. Ocjena kvalitete upravljanja kratko-periodičnog moda prema ESDU kriteriju.....	58
Slika 36. Simulink model sustava stabilizacije	60
Slika 37. <i>Root locus</i> metoda za određivanje Kq pojačanja.....	61
Slika 38. <i>Root locus</i> metoda za određivanje $K\theta$ pojačanja.....	62
Slika 39. Usporedba odziva sustava bez i sa stabilizacijom za četvrtu konfiguraciju s vodom	63
Slika 40. Usporedba odziva sustava bez i sa stabilizacijom za četvrtu konfiguraciju bez vode	63
Slika 41. Ocjena kvalitete za četvrtu konfiguraciju	64
Slika 42. Ocjene za ostale konfiguracije	66

POPIS TABLICA

Tablica 1. Geometrijske značajke promatranog zrakoplova	5
Tablica 2. Mase zrakoplova od interesa [11]	7
Tablica 3. Momenti tromosti oko osi y	9
Tablica 4. Slični zrakoplovi [16].....	14
Tablica 5. Parcijalni otpori, njihov iznos te udio od ukupnog otpora	28
Tablica 6. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja	52
Tablica 7. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja	55
Tablica 8. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja	56
Tablica 9. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja	64
Tablica 10. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja	65

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
l_b	m	Duljina trupa
w_b	m	Širina trupa
h_b	m	Visina trupa
c_w	m	Tetiva krila
b	m	Raspon krila s podtrupnim dijelom
b_w	m	Raspon polukrila
S_{ref}	m ²	Referentna površina
S_w	m ²	Površina polukrila
λ_w	/	Suženje krila
AR	/	Vitkost krila s podtrupnim dijelom
AR_w	/	Vitkost krila bez podtrupnog dijela
ν	°	Kut dihedrala krila
i_w	°	Postavni kut krila
Λ_w	°	Kut strijele krila
c_h	m	Tetiva horizontalnog stabilizatora
b_h	m	Raspon horizontalnog stabilizatora
S_h	m ²	Površina horizontalnog stabilizatora
λ_h	/	Suženje horizontalnog stabilizatora

AR_h	/	Vitkost horizontalnog stabilizatora
i_h	°	Postavni kut horizontalnog stabilizatora
Λ_h	°	Kut strijele horizontalnog stabilizatora
$b_v/2$	m	Poluraspon vertikalnog stabilizatora
c_{vt}	m	Vršna tetiva vertikalnog stabilizatora
c_{v0}	m	Korijenska tetiva vertikalnog stabilizatora
c_{Av}	m	Srednja aerodinamička tetiva
S_v	m ²	Površina vertikalnog stabilizatora
AR_v	/	Vitkost vertikalnog stabilizatora
Λ_{v0}	°	Kut strijele napadnog ruba vertikalnog stabilizatora
$\Lambda_{v0.25}$	°	Kut strijele na ¼ tetive vertikalnog stabilizatora
λ_v	/	Suženje vertikalnog stabilizatora
MAC	m	Aerodinamička tetiva krila
I_Y	kgm ²	Moment tromosti oko osi y
m	kg	Masa
k	m	Polumjer tromosti
ν	m ² /s	Kinematička viskoznost
V	m/s	Brzina leta
Re	/	Reynoldsov broj
c_f	/	Schlichting-ov otpor ploče

F_F	/	Faktor korekcije zbog relativne debljine ili oblika tijela
\bar{t}	/	Relativna maksimalna debljina aeroprofila
\bar{x}_t	/	Relativna pozicija maksimalne debljine aeroprofila
c_d	/	Koeficijent otpora profila
F_{Ma}	/	Korekcija za stlačivost
F_S	/	Koeficijent odnosa otpora krila i otpora ploče
C_D	/	Koeficijent otpora
f	/	Vitkost tijela
ΔC_D	/	Dodatni otpor
C_V	/	Otpor vjetrobrana
C_p	/	Koeficijent tlaka
Ma	/	Mach-ov broj
c	m/s	Brzina zvuka
R	kJ/kmolK	Opća plinska konstanta
T	K	Temperatura
C_{D0}	/	Nulti otpor
$AR_{effective}$	/	Efektivna vitkost krila
h	m	Visina endplate-a
e	/	Oswaldov koeficijent induciranog otpora za krilo
K	/	Koeficijent induciranog otpora

C_L	/	Koeficijent uzgona
β	/	Koeficijent stlačivosti
$c_{l\alpha}$	/	Gradijent aeroprofila
$C_{L\alpha}$	/	Gradijent uzgona normalne sile
C_N	/	Koeficijent normalne sile
α_0	°	Kut nultog uzgona
C_m	/	Koeficijent momenta propinjanja
α_h	°	Napadni kut horizontalnog stabilizatora
$(C_{N\delta})_h$	/	Gradijent normalne sile na horizontalnog repu
J	/	Korak elise
$\frac{\partial C_{N blade}}{\partial \alpha}$	/	Gradijent ploščice elise
q_∞	Pa	Dinamički tlak
\bar{h}_m	/	Relativni položaj težišta
δ_m	°	Otklon kormila visine
\bar{h}_n	/	Relativni položaj neutralne točke
ΔX	/	Vektor stanja
Δe	/	Vektor upravljanja
ω_n	rad/s	Prirodna frekvencija
ζ_n	/	Prigušenje
θ	°	Kut propinjanja

q

°/s

Kutna brzina propinjanja

SAŽETAK

Požari otvorenog prostora pravi su izazov za gašenje najčešće zbog nepristupačnog terena te vegetacije zbog koje se brzo šire, stoga je došlo do razvoja zrakoplova čija je svrha gašenje istih. Jedan od tih zrakoplova je i Canadair CL-415 koji je bio bazna referenca pri izradi ovog diplomskog rada.

Tijekom izrade rada procijenjena je geometrija zrakoplova te njegove inercijske značajke za četiri različite konfiguracije s aspekta raspodjele mase. S vrijednostima geometrije zrakoplova napravljen je proračun procjene otpora te procjena potrebnih aerodinamičkih koeficijenata. Nadalje, odrađena je analiza ravnotežnog leta i statičke stabilnosti zrakoplova. Napravljen je uzdužni linearni model zrakoplova te provedena analiza dinamičke stabilnosti i ocjena kvalitete upravljanja prema MIL i DSMU kriteriju. Zbog lošije dinamike zrakoplova uvedena je povratna veza radi njenog poboljšanja te ponovljen postupak ocjenjivanja kvalitete upravljanja.

Izrada i analiza numeričkog dijela rada provedena je u računalnom programu *MATLAB* prateći navedenu literaturu.

Ključne riječi: visokokrilac, amfibijski zrakoplov, aeroprofil, otpor, težište, aerodinamička tetiva, neutralna točka, stabilnost, moment propinjanja, normalna sila

SUMMARY

Open space fires are a real challenge to put out, usually due to inaccessible terrain and vegetation that causes them to spread quickly, which is why the development of aircraft whose purpose is to extinguish them begun. One of these aircraft is the Canadair CL-415, which was the base reference for the creation of this graduation thesis.

During the making of this master's thesis, the values of aircraft's geometry and moments of inertia were estimated for four different configurations with regard to mass distribution. With the values of the aircraft's geometry, a calculation was made to estimate it's resistance and aerodynamic coefficients. Furthermore, an analysis of the aircraft's equilibrium flight and static stability was performed. A longitudinal linear model of the aircraft was created, and an analysis of aircraft's dynamic stability and the quality control of manoeuvrability was performed according to MIL and DSMU criteria. Due to the poor aircraft's dynamic stability, stabilisation of the flight was introduced to improve the dynamic stability, and the same process of evaluating the quality control of manoeuvrability was repeated.

Creation and analysis of the numerical part of this master's thesis was carried out in the computer program called *MATLAB* while following the cited literature.

Key words: high-wing configuration, amphibious aircraft, airfoil, drag, center of gravity, aerodynamic chord, neutral point, stability, pitching moment, normal force

1. UVOD

Tema ovog rada je izrada i analiza uzdužnog modela leta protupožarnog zrakoplova. Promatrani zrakoplov spada u kategoriju amfibijskih zrakoplova koji su sposobni uzlijetati i slijetati na kopno i na vodene površine. Razvijeni linearni model biti će jednostavniji model leta u odnosu na onaj koji se tipično koristi na simulatorima leta. Simulator leta predstavlja složeni sustav koji pokušava što točnije oponašati stvarni doživljaj leta određenim zrakoplovom, dok njegova vrijednost leži u tome što omogućava vrlo efikasnu obuku i selekciju sposobnih pilota, kako civilnih tako i vojnih, te im nudi mogućnost uvježbavanja situacija, najčešće kriznih, koje je prerizično provoditi na stvarnim zrakoplovima. Naravno postoje i simulatori niže razine, tzv. inženjerski simulatori koji mogu koristiti upravo linearni model. Takav simulator je ograničene primjene (samo u području gdje je validan linearni model), a mogao bi se koristiti i za testiranje mentalne spremnosti pilota temeljene na njihovim psihofizičkim sposobnostima [1]. Postoji mogućnost da se uzdužno i bočno gibanje modela promatraju odvojeno kao što će biti slučaj u ovom radu u kojem će se samo promatrati uzdužno gibanje. U uzdužnom modelu gibanja ne postoje varijable koje opisuju skretanje ($\Delta\beta, \Delta r$), kao ni one koje opisuju valjanje ($\Delta\phi, \Delta p$) prema [2] poglavlje 13., o čemu ćemo više govoriti u poglavljima koji slijede.

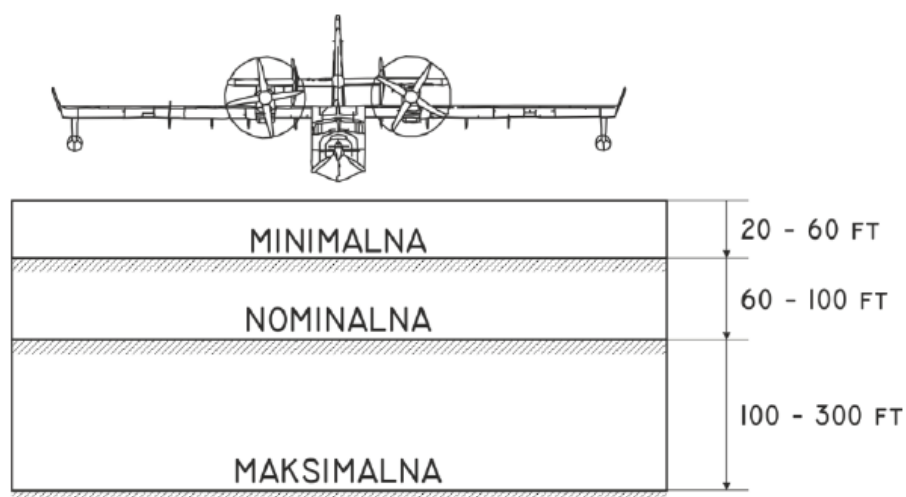


Slika 1. Canadair CL-415 [3]

Zrakoplov od interesa pri izradi ovog diplomskog rada je Canadair CL-415. Proizveden je 1993. godine originalno od strane tvrtke Canadair, ali ubrzo je program preuzela tvrtka Bombardier koja ih je proizvodila sve do 2015. godine te ih je ukupno proizvedeno 95 [4]. Canadair CL-415 nastao je kao poboljšana verzija svog prethodnika CL-215 s izmijenjenim kokpitom te

poboljšanjima u područjima aerodinamike i performansi (prelaskom s klipnih motora na turboprop). Godine 2016. tvrtka Viking preuzela je program s planom proizvodnje nove inačice Canadair CL-515 zbog velikog interesa europskih država o njenoj nabavci, ali nakon prepreka u ostvarivanju tog cilja 2022. godine udružili su se s tvrtkom DeHavilland Canada kako bi konstruiranje i proizvodnja zrakoplova napokon započela. Nova inačica zrakoplova dobila je neka poboljšanja te novo ime koje glasi DHC-515, a u planu je da prvi kupcima budu dostavljeni 2028. godine među kojima je i Hrvatska s planom nabavke dva nova zrakoplova [5].

Popularnost Canadair-a CL-415 proizlazi iz toga što je iznimno svestran i robustan zrakoplov koji pruža mnogo učinkovitiju borbu protiv požara u odnosu na svoje konkurente, a uz to je i financijski isplativiji. U usporedbi s konkurencijom Canadair CL-415 iako ima manje kapacitete vode koju može nositi od npr. 747 Supertanker-a (74 000 l \approx 12 puta više) [6] ili DC-10 Air Tanker-a (35 583 l \approx 5.8 puta više) [7], posjeduje tu mogućnost da provede gotovo 50 % više vremena u zraku zahvaljujući potrebi za punjenjem goriva tek nakon cca. 4 sata leta. S obzirom da može sletjeti na vodenu površinu te za samo 12 sekundi napuniti vodom pune spremnike za jedan prosječni dan gašenja požara može izbaciti oko 115 vodenih „bombi“, odnosno oko 690 000 l vode što ga čini iznimno efikasnim [5]. Još jedna vrlo važna usporedba je to s koje najniže visine se može izbaciti voda jer se time i požar učinkovitije gasi. Za Canadair CL-415 minimalna visina do koje može letjeti iznosi samo 6 metara, dok za gore navedene konkurente te granice glase \approx 240 metara odnosno \approx 90 metara [8].



Slika 2. Ograničenja visine izbacivanja vode [9]

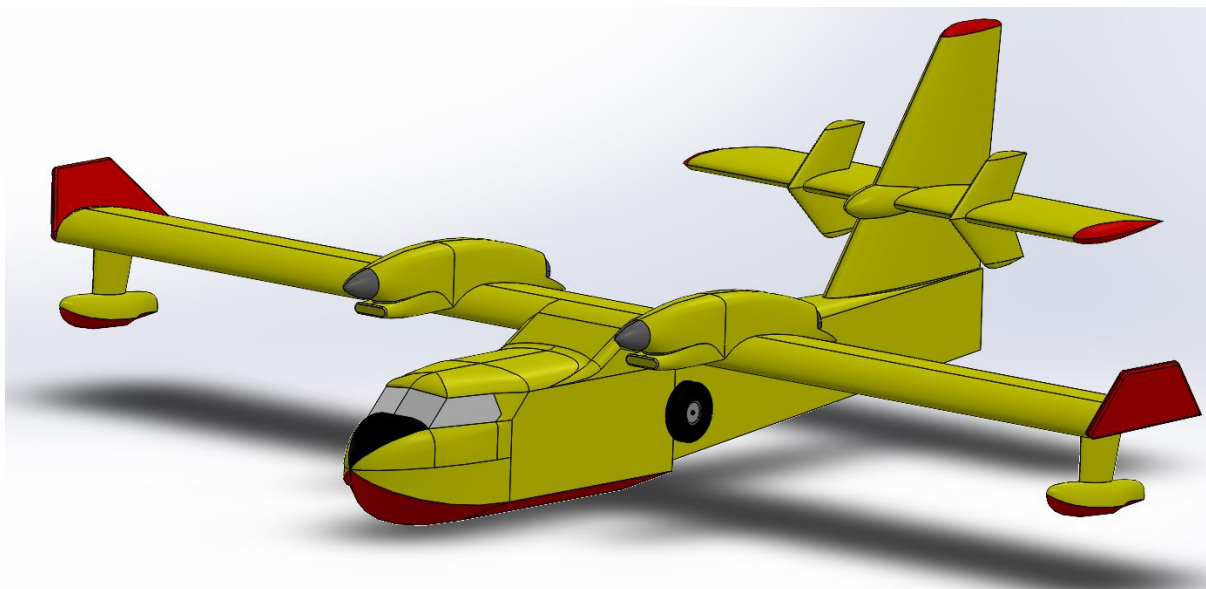
Upravo zbog svoje dominacije na tržištu protupožarnih zrakoplova izabran je da bude vodilja pri izradi ovog diplomskog rada.

2. GEOMETRIJSKE ZNAČAJKE ZRAKOPLOVA

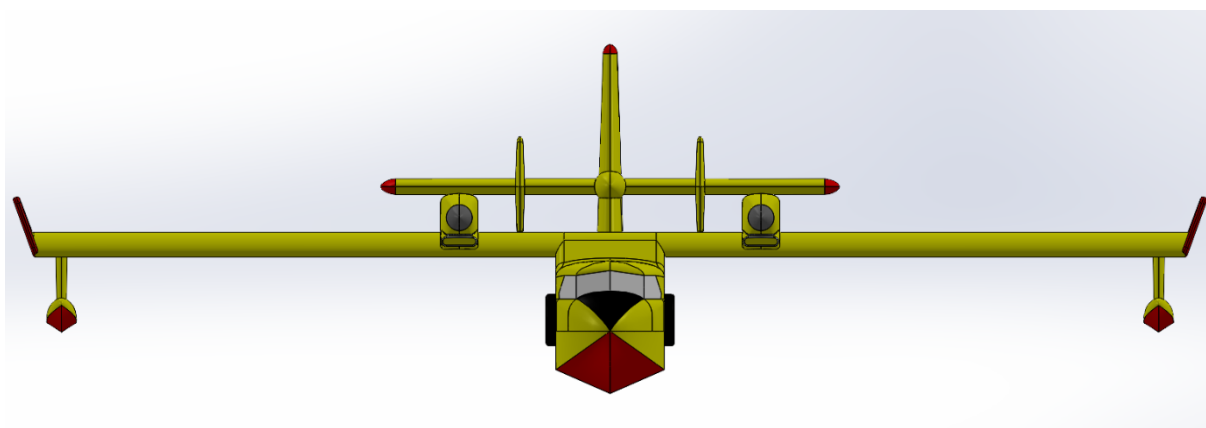
U ovom poglavlju prikazane su geometrijske značajke zrakoplova koje su korištene pri izradi modela, te slike nastale iz 3D modela letjelice u programskom paketu *SolidWorks*.

Promatrani zrakoplov spada u skupinu protupožarnih zrakoplova po svojoj vrsti i svrsi te je prvenstveno konstruiran za zadaće gašenja požara, iako može služiti i za *search and rescue* zadaće te za prevoženje raznog tereta. Po svojoj primjeni te izgledu najviše je sličan upravo Canadair-u CL-415. Karakterizira ga vrlo specifičan oblik trupa s kojim može obaviti slijetanje i polijetanje s vodene površine te visoko postavljeno pravokutno krilo što pridonosi stabilnosti samog zrakoplova. Pogonjen je s dva turboprop motora koja su postavljena na krilu, po jedan sa svake strane.

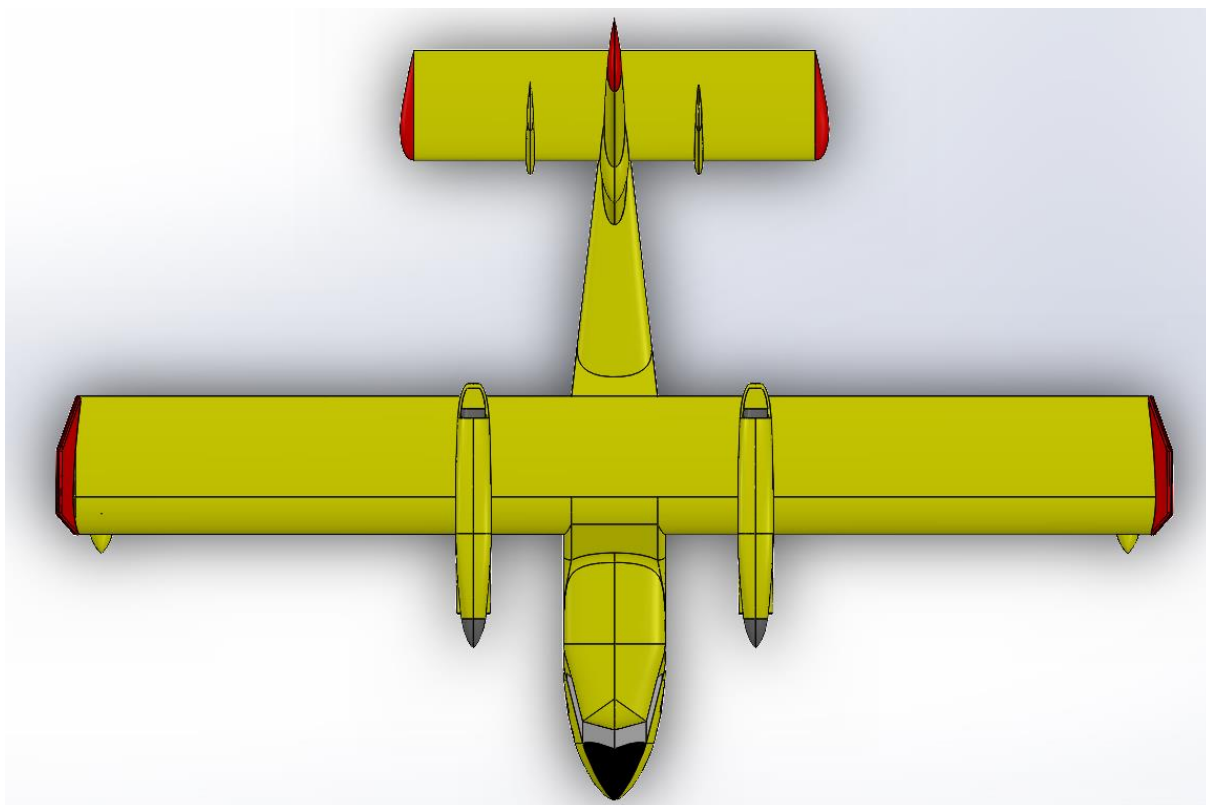
Slike 3., 4., 5. i 6. prikazuju izometrijski pogled, nacrt, tlocrt i bokocrt 3D modela zrakoplova.



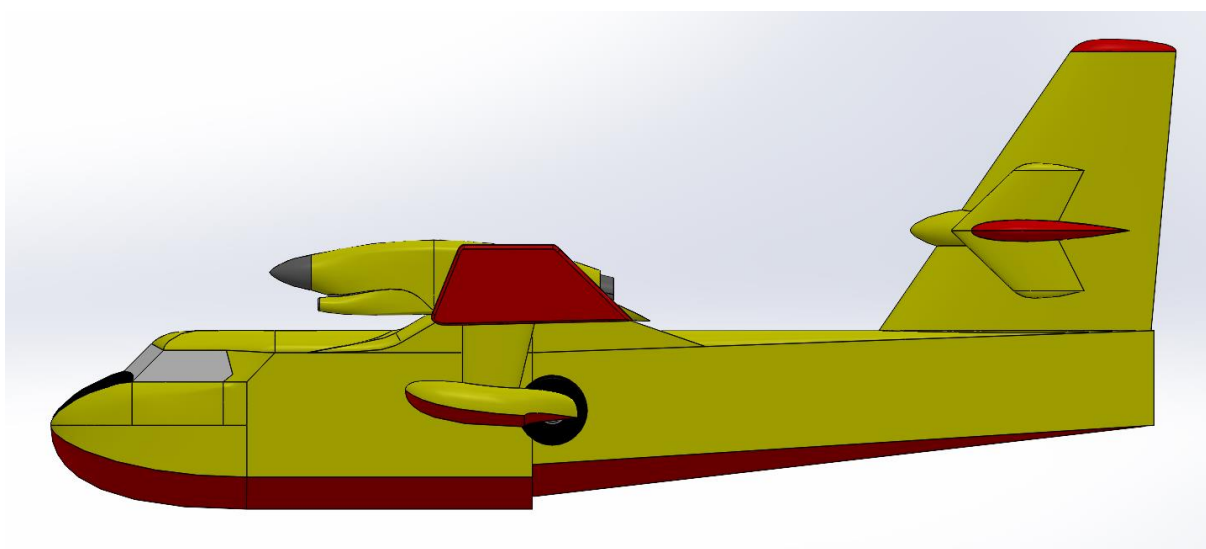
Slika 3. Izometrijski prikaz zrakoplova



Slika 4. Nacrt zrakoplova



Slika 5. Tlocrt zrakoplova



Slika 6. Bokocrt zrakoplova

U tablici 1. prikazane su sve korištene geometrijske vrijednosti pri izradi ovog modela. Izvor korištenih vrijednosti je maketa Canadair CL-415 u mjerilu 1:72 proizvedena od strane francuske tvrtke Heller [10]. Maketa je vjerodostojna replika stvarnog zrakoplova koja pruža uvid i u unutrašnjost zrakoplova što je vrlo korisno zbog pozicioniranja spremnika s vodom te samog njihovog oblika.

Tablica 1. Geometrijske značajke promatranog zrakoplova

TRUP	Duljina trupa, l_b [m]	19.8
	Širina trupa, w_b [m]	2.66
	Visina trupa, h_b [m]	3.46
	Kut srednje crte stražnjeg dijela trupa, [°]	5
KRILO	Aeroprofil	NACA 4418
	Tetiva, c_w [m]	3.54
	Raspon krila s podtrupnim dijelom, b [m]	28.6
	Raspon polukrila, b_w [m]	25.94
	Referentna površina, S_{ref} [m ²]	101.244
	Površina polukrila, S_w [m ²]	91.828
	Suženje, λ_w	1
	Vitkost krila s podtrupnim dijelom, AR	8.08
	Vitkost krila bez podtrupnog dijela, AR_w	7.328
	Kut dihedrala, ν [°]	0
	Postavni kut, i_w [°]	2
	Kut strijele, Λ_w [°]	0
HORIZONTALNI STABILIZATOR	Aeroprofil	NACA 0015
	Tetiva, c_h [m]	2.64
	Raspon, b_h [m]	10.97

	Površina, S_h [m^2]	27.535
	Suženje, λ_h	1
	Vitkost, AR_h	3.95
	Kut dihedrala, ν [$^\circ$]	0
	Postavni kut, i_h [$^\circ$]	1
	Kut strijele, Λ_h [$^\circ$]	0
VERTIKALNI STABILIZATOR	Aeroprofil	NACA 0018
	Poluraspon, $b_v/2$ [m]	5.18
	Vršna tetiva, c_{vt} [m]	1.83
	Korijenska tetiva, c_{v0} [m]	4.82
	Srednja aerodinamička tetiva, c_{Av} [m]	3.549
	Površina, S_v [m^2]	17.2235
	Vitkost, AR_v	1.558
	Kut strijele napadnog ruba, Λ_{v0} [$^\circ$]	34.5
	Kut strijele na $\frac{1}{4}$ tetive, $\Lambda_{v0.25}$ [$^\circ$]	28
	Suženje, λ_v	0.3797

3. INERCIJSKE ZNAČAJKE ZRAKOPLOVA

Svaki zrakoplov posjeduje vlastite inercijske značajke koje bitno utječu na njegovu upravljivost te dinamičko ponašanje. S obzirom da su inercijske značajke vrlo važan podatak zrakoplova one su često nedostupne za javnost. S obzirom na postojanje 3D modela procjenjivanje inercijskih značajki obaviti će se na dva načina kako bi se mogla provjeriti točnost rezultata.

3.1. Konfiguracije

S obzirom da promatrani zrakoplov može nositi različite kombinacije mase goriva i mase vode promatrat će se četiri kombinacije te provesti procjena inercijskih značajki zrakoplova s vodom i nakon njenog izbacivanja. Prije nego se opišu sve konfiguracije u tablici 2. prikazati će se vrijednosti mase praznog zrakoplova, maksimalna poletna masa, maksimalni kapaciteti vode i gorive itd.

Tablica 2. Mase zrakoplova od interesa [11]

Masa praznog zrakoplova [<i>kg</i>]	12880
Masa oba motora [<i>kg</i>]	900
Maksimalna poletna masa [<i>kg</i>]	19890
Maksimalna masa nakon prikupljanja vode sa vodene površine [<i>kg</i>]	21319
Masa maksimalnog kapaciteta goriva [<i>kg</i>]	4650
Masa maksimalnog kapaciteta vode [<i>kg</i>]	6137

3.1.1. Prva konfiguracija

U prvoj konfiguraciji zrakoplov ima ukupnu masu jednaku njegovoj maksimalnoj poletnoj masi iznosa 19890 kg. S obzirom da je masa praznog zrakoplova s motorima 12880 kg, na teret odnosno gorivo i vodu preostaje ukupno 7010 kg. U ovoj konfiguraciji pa tako i u sljedećoj fokus je na maksimalnom kapacitetu vode, masa vode jednaka je 6137 kg što znači da za gorivo ostaje 873 kg. Ova konfiguracija primjerice može predstavljati zrakoplov koji polijeće s piste punog kapaciteta vode, baca vodu nakon čega slijeće natrag na pistu u roku od oko pola sata uzimajući u obzir da je prosječna potrošnja goriva oko 840 kg po satu [12].

3.1.2. Druga konfiguracija

Druga konfiguracija ima ukupnu masu koja je jednaka onoj maksimalnoj koju zrakoplov može imati nakon prikupljanja vode s vodene površine, a ona iznosi 21319 kg. Kao i u prošloj konfiguraciji u fokusu je maksimalni kapacitet vode tako da je masa vode isto 6137 kg iz čega proizlazi da je, s obzirom da se masa praznog zrakoplova ne mijenja, masa goriva povećana na preostalih 2302 kg. Ova konfiguracija može predstavljati zrakoplov u aktivnom gašenju požara kada se potroši dovoljno goriva da se počne puniti s punim kapacitetom za vodu, a ima dovoljno goriva da sudjeluje u gašenju minimalno još dva sata.

3.1.3. Treća konfiguracija

Kod treće konfiguracije promatra se situacija gdje je ukupna masa kao i u prvoj iznosa 19890 kg, ali je odnos goriva i vode podijeljen tako da goriva ima 3010 kg, a vode 4000 kg. Ova situacija može se primjerice dogoditi prilikom odlaska na požarište na kojem je plan zadržati se oko 3 sata te se polijeće s onoliko vode koliko je maksimalno moguće u toj situaciji.

3.1.4. Četvrta konfiguracija

Posljednja odnosno četvrta konfiguracija ima kao i druga ukupnu masu iznosa 21319 kg gdje je masa goriva ista kao i u prethodnoj i iznosi 3010 kg, ali je masa vode povećana na 5429 kg. Ova konfiguracija može se nadovezati na prethodnu te predstavljati situaciju gdje se nakon izbacivanja one početne količine vode s kojom je zrakoplov poletio prikuplja onoliko vode s vodene površine tako da masa zrakoplova bude 21319 kg, odnosno maksimalna s kojom može poletjeti s iste.

3.2. Prvi način procjene momenata tromosti

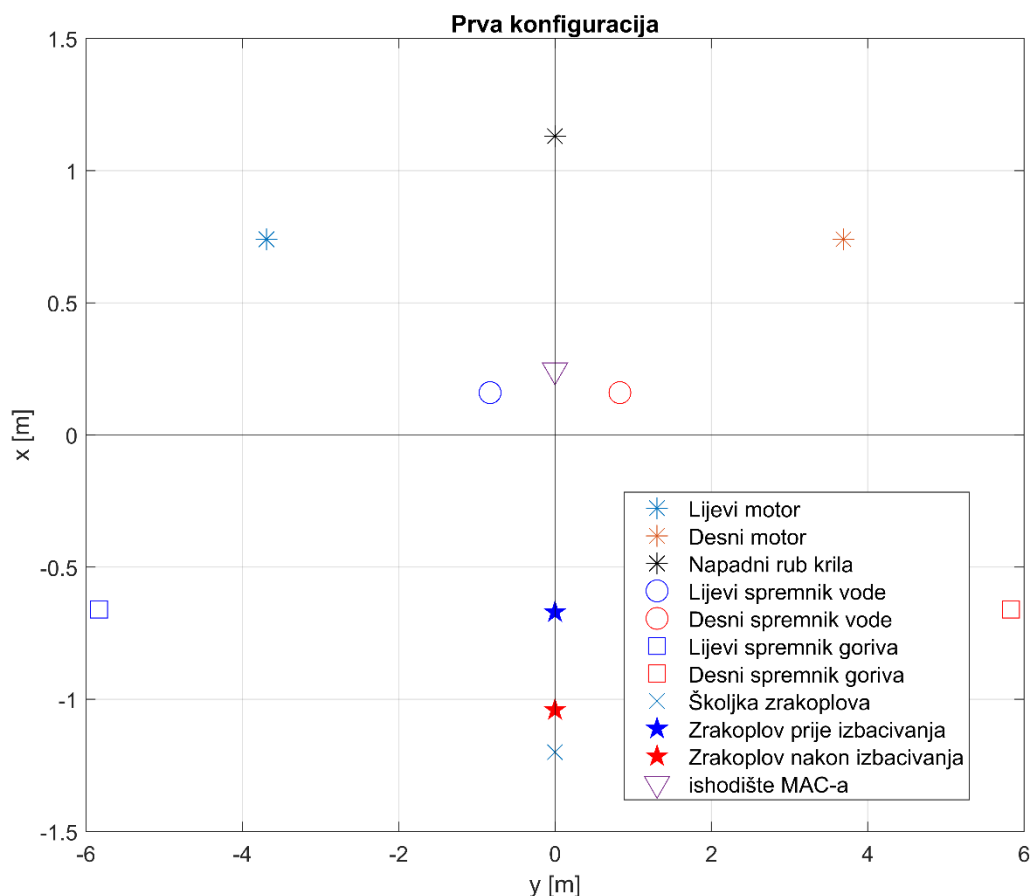
U prvom načinu procjenjivanja inercijskih značajki iskoristiti će se mogućnost programa *SolidWorks* da iz 3D modela za njegovu masu odredi momente tromosti. Kako bi se dobila što veća točnost ovakvog načina procjene inercijskih značajki zrakoplov je podijeljen u više skupina, a to su redom: školjka zrakoplova, motori, spremnici goriva i spremnici vode. Školjka ima realističnu vanjsku geometriju (slika 3.) te obuhvaća i sve što se nalazi unutar zrakoplova, ali bez motora, spremnika goriva i spremnika vode, što znači da je masa te skupine 11980 kg. Što se tiče motora i spremnika goriva koji se nalaze unutar krila zbog jednostavnosti za potrebe računanja inercijskih značajki koristi se oblik cilindra za motor odnosno pravokutnika za spremnike. Za spremnike vode s obzirom na njihov specifični oblik i veliku masu koju pohranjuju koristiti će se realna geometrija za što precizniji rezultat u konačnici. U tablici 3.

prikazane su dobivene vrijednosti momenata tromosti ovih skupina oko y osi jer je za uzdužno gibanje samo taj moment tromosti potreban.

Tablica 3. Momenti tromosti oko osi y

Školjka zrakoplova [kgm^2]	270746.30
Motor [kgm^2]	1105.13
Spremnik goriva (prva konfiguracija) [kgm^2]	179.33
Spremnik goriva (druga konfiguracija) [kgm^2]	472.87
Spremnik goriva (treća i četvrta konfiguracija) [kgm^2]	618.3
Spremnik vode (prva i druga konfiguracija) [kgm^2]	8272.17
Spremnik vode (treća konfiguracija) [kgm^2]	5391.67
Spremnik vode (četvrta konfiguracija) [kgm^2]	7317.85

Koordinatni sustav proizvoljno je pozicioniran na udaljenost od 1.13 m od napadnog ruba krila u smjeru repa zrakoplova odnosno na 7% MAC-a (aerodinamičke tetive). Y os proteže se duž raspona krila (horizontalna os na slici 7.) sa pozitivnim vrijednostima u smjeru desnog krila, a os x je u ravnini simetrije zrakoplova (vertikalna os na slici 7.) sa pozitivnim vrijednostima u smjeru nosa zrakoplova. Slika 7. prikazuje koordinatni sustav tlocrta zrakoplova za prvu konfiguraciju s potrebnim težištima.



Slika 7. Koordinatni sustav s težištima dijelova prve konfiguracije

Prilikom računanja inercijskih značajki biti će potrebno koristiti Steinerov poučak za moment tromosti. To je poučak prema kojemu se računa moment tromosti tijela oko zadane osi ako je poznat moment tromosti oko paralelne osi koja prolazi kroz centar mase tijela [13]. Iz toga proizlazi sljedeća formula:

$$I = I_{tijela} + m \cdot d^2 \quad [14] \quad (1)$$

gdje je I_{tijela} moment tromosti tijela, m masa tijela te d udaljenost paralelne osi koja prolazi kroz centar mase tijela i zadane osi. Koristeći se ovim poučkom dobivamo jednadžbu koja daje iznos momenta inercije cijelog zrakoplova za **prvu konfiguraciju s vodom**:

$$I_y = I_{\dot{s}z} + m_{\dot{s}} \cdot (-0.53)^2 + 2 \cdot (I_{mot} + m_{mot} \cdot 1.41^2) + 2 \cdot (I_{vode} + m_{vode} \cdot 0.83^2) + 2 \cdot I_g + m_g \cdot 0.01^2 \quad (2)$$

$$I_y = 299241.8986 \text{ [kgm}^2\text{]} .$$

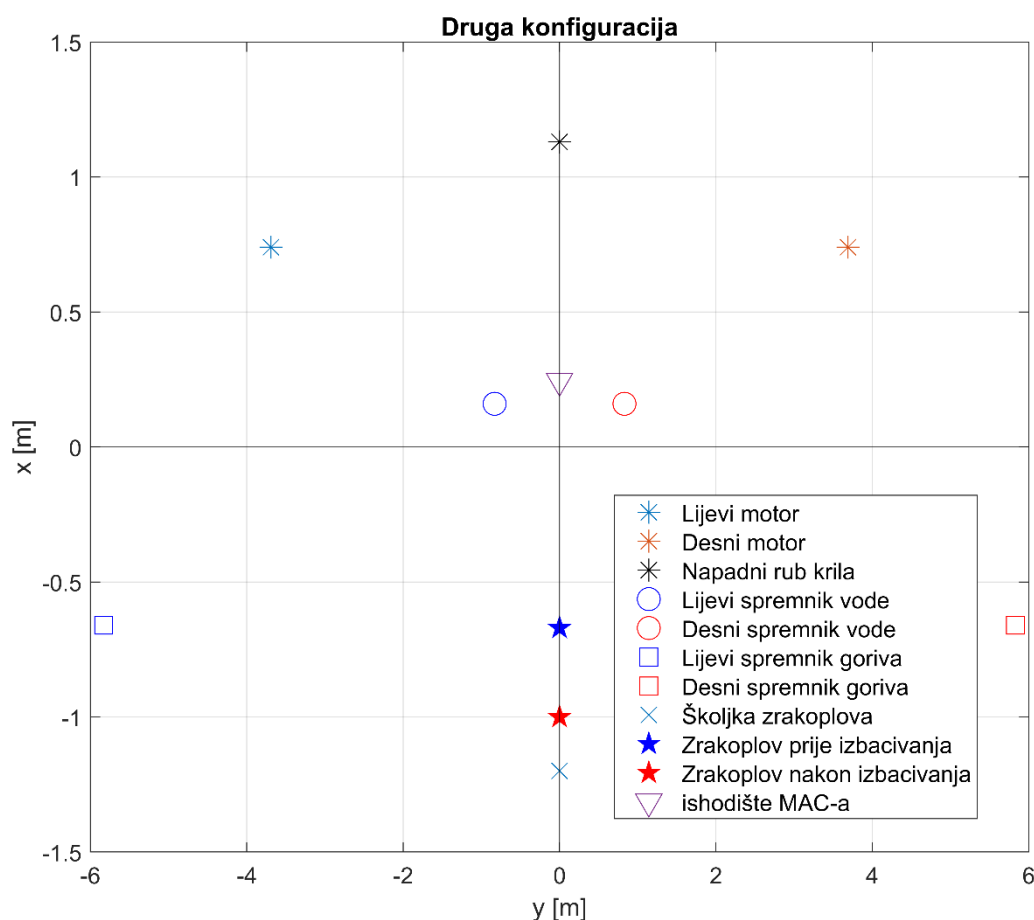
Prilikom izbacivanja vode koje traje oko dvije sekunde [15] moment tromosti se mijenja jer iz jednadžbe nestaje član koji sadrži vodu te se pozicija težišta mijenja pa jednadžba poprima sljedeći oblik:

$$I_Y = I_{\dot{s}z} + m_{\dot{s}} \cdot (-0.16)^2 + 2 \cdot (I_{mot} + m_{mot} \cdot 1.78^2) + 2 \cdot I_g + m_g \cdot 0.38^2 \quad (3)$$

te u konačnici moment tromosti za **prvu konfiguraciju bez vode** iznosi:

$$I_y = 276642.4808 [kgm^2] .$$

Isti princip se primjenjuje i na ostale konfiguracije.



Slika 8. Koordinatni sustav s težištima dijelova druge konfiguracije

Pa tako se onda korištenjem prethodne slike dobivaju sve udaljenosti d nakon čega jednadžba i iznos za **drugu konfiguraciju s vodom** glase:

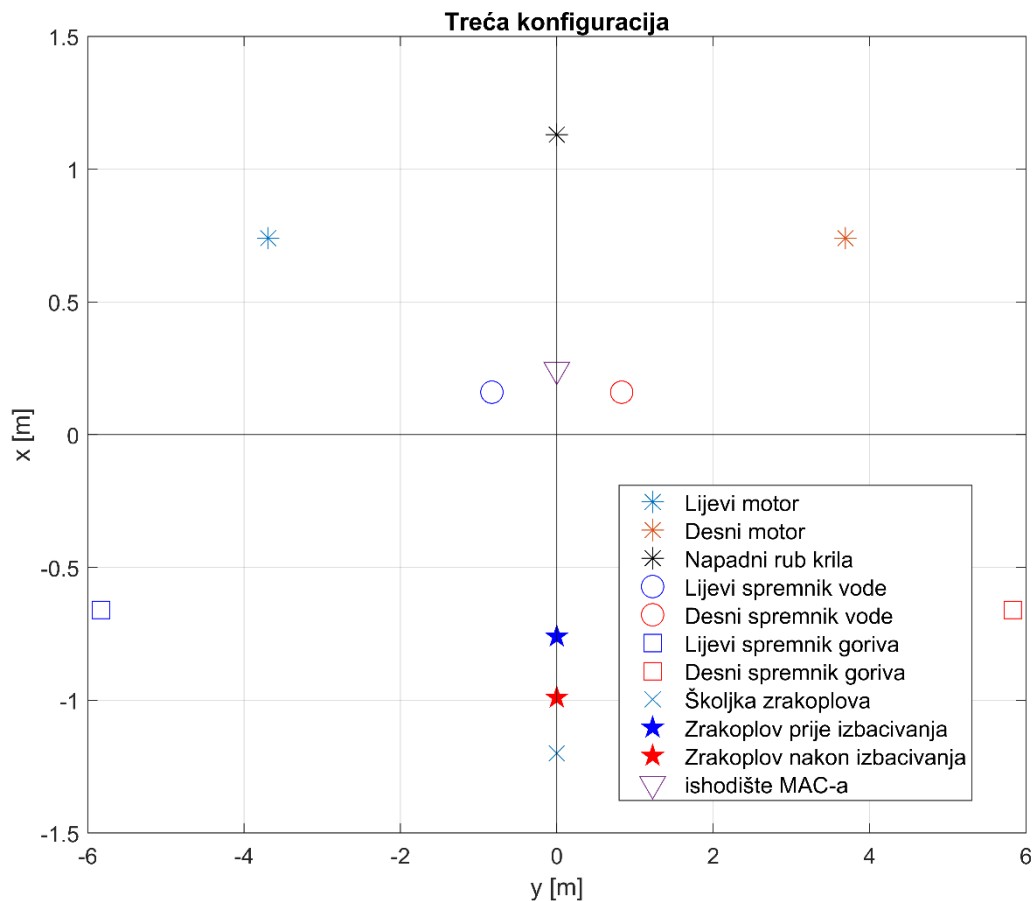
$$I_Y = I_{\dot{s}z} + m_{\dot{s}} \cdot (-0.53)^2 + 2 \cdot (I_{mot} + m_{mot} \cdot 1.41^2) + 2 \cdot (I_{vode} + m_{vode} \cdot 0.83^2) + 2 \cdot I_g + m_g \cdot 0.01^2 \quad (4)$$

$$I_y = 299829.1215 [kgm^2],$$

a za **drugu konfiguraciju bez vode** vrijedi sljedeće:

$$I_y = I_{\dot{s}z} + m_{\dot{s}} \cdot (-0.2)^2 + 2 \cdot (I_{mot} + m_{mot} \cdot 1.74^2) + 2 \cdot I_g + m_g \cdot 0.34^2 \quad (5)$$

$$I_y = 277372.4512 [kgm^2].$$



Slika 9. Koordinatni sustav s težištima dijelova treće konfiguracije

Moment tromosti za **treću konfiguraciju s vodom** je:

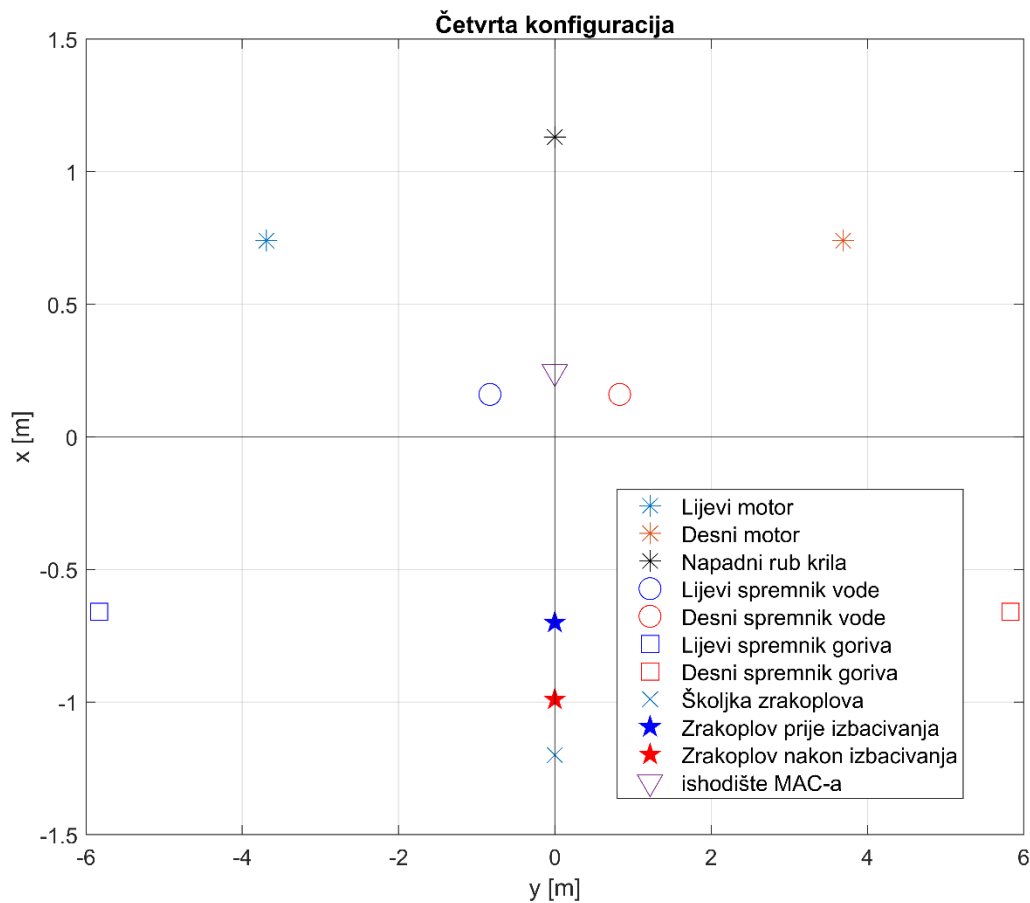
$$I_Y = I_{\dot{s}z} + m_{\dot{s}} \cdot (-0.44)^2 + 2 \cdot (I_{mot} + m_{mot} \cdot 1.5^2) + 2 \cdot (I_{vode} + m_{vode} \cdot 0.92^2) + 2 \cdot I_g + m_g \cdot 0.1^2 \quad (6)$$

$$I_y = 292736.528 [kgm^2],$$

a za **treću konfiguraciju bez vode** iznosi:

$$I_Y = I_{\dot{s}z} + m_{\dot{s}} \cdot (-0.21)^2 + 2 \cdot (I_{mot} + m_{mot} \cdot 1.73^2) + 2 \cdot I_g + m_g \cdot 0.33^2 \quad (7)$$

$$I_y = 277742.877 \text{ [kgm}^2\text{]} .$$



Slika 10. Koordinatni sustav s težištima dijelova četvrte konfiguracije

I u konačnici za **četvrtu konfiguraciju s vodom** moment tromosti glasi:

$$I_Y = I_{\dot{s}z} + m_{\dot{s}} \cdot (-0.5)^2 + 2 \cdot (I_{mot} + m_{mot} \cdot 1.44^2) + 2 \cdot (I_{vode} + m_{vode} \cdot 0.86^2) + 2 \cdot I_g + m_g \cdot 0.04^2 \quad (8)$$

$$I_y = 297710.2044 \text{ [kgm}^2\text{]}$$

te za **četvrtu konfiguraciju bez vode** je ista kao i za treću bez vode:

$$I_Y = I_{\dot{s}z} + m_{\dot{s}} \cdot (-0.21)^2 + 2 \cdot (I_{mot} + m_{mot} \cdot 1.73^2) + 2 \cdot I_g + m_g \cdot 0.33^2 \quad (9)$$

$$I_y = 277742.877 \text{ [kgm}^2\text{]} ,$$

a to je zbog toga jer je samo masa vode njihova razlika.

3.3. Drugi način procjene momenata tromosti

Ovaj način određivanja biti će od koristi kao provjera točnosti prvog. Na osnovu sličnih zrakoplova za koje postoje podaci o inercijskim značajkama radi se regresijska linija na osnovu koje se radi procjena za promatrani zrakoplov. Za slične zrakoplove odabrani su Twin Otter i Dash 8-Q400. Iako prema izgledu i primjeni nema prevelike sličnosti pažnja je skrenuta na to što su svi visokokrilci s po dva turboprop motora te sa sličnom izvedbom repa. Kako bi se mogla odrediti regresijska linija potrebno je imati podatke o polumjeru tromosti sličnih zrakoplova. Oni se mogu odrediti koristeći se sljedećim izrazom:

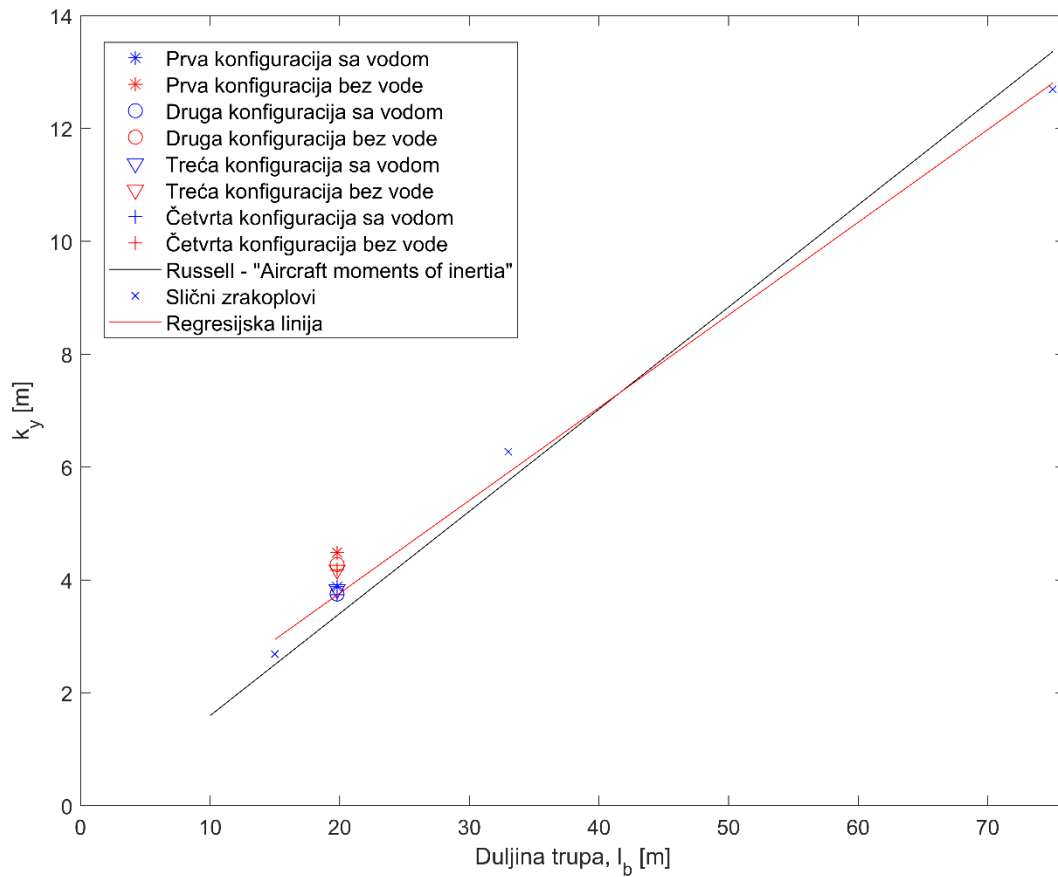
$$I = m \cdot k^2 \text{ [kgm}^2\text{]} \quad (10)$$

gdje je I moment tromosti, m masa zrakoplova, a k traženi polumjer tromosti. Tablica 4. pokazuje dobivene polumjere tromosti za navedene slične zrakoplove.

Tablica 4. Slični zrakoplovi [16]

Ime zrakoplova	Moment tromosti, $I_Y \text{ [kgm}^2\text{]}$	Masa [kg]	Polumjer tromosti [m]	Duljina trupa [m]
Twin Otter	30000	4150	2.7	15
Dash 8-Q400	982980	25000	6.3	33
C-5M	42437000	263410	12.7	75

Koristeći vrijednosti iz tablice u programu *MATLAB* dobivena je regresijska linija koja je prikazana na slici 11.



Slika 11. Polumjeri tromosti za y os

Iz grafa se može vidjeti kako polumjeri tromosti za promatrane četiri konfiguracije s vodom vrlo dobro prate regresijsku liniju, što potvrđuje legitimnost prvog načina procjene čiji će se rezultati koristiti u daljnjem proračunu.

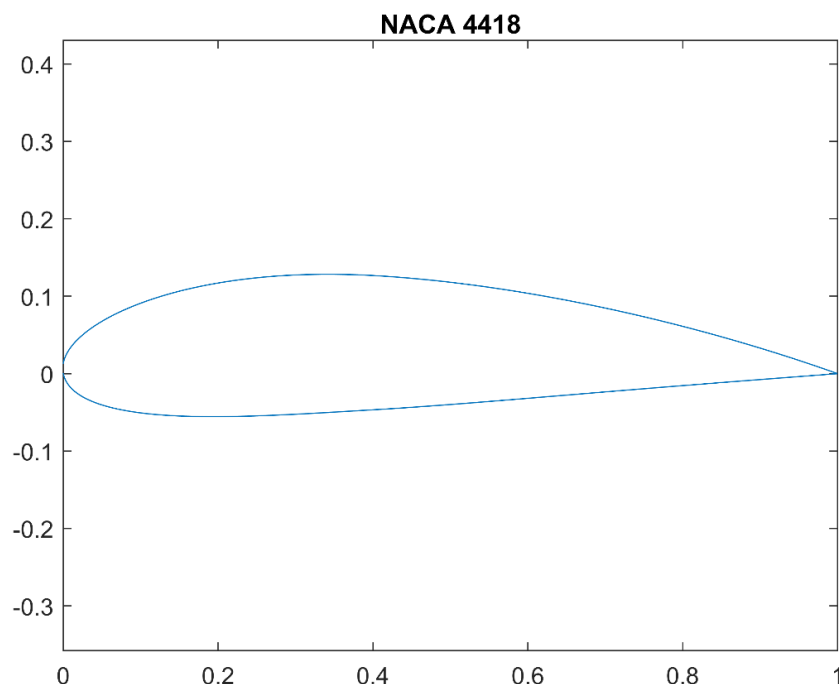
4. AERODINAMIKA ZRAKOPLOVA

4.1. Procjena otpora

Kao i inercijske značajke iznosi koeficijenata nultog otpora nekog zrakoplova su iznimno nedostupni podaci. Zbog toga je potrebno provesti postupak procjene kako bi se došlo do njegovog iznosa. Postupak će se provesti tako da će se odrediti nulti otpor svakog dijela posebno te će se zatim sve vrijednosti zbrojiti kako bi se dobio nulti otpor cijelog zrakoplova. Otpori će se računati za brzinu leta od 60 m/s odnosno ≈ 120 čvorova zbog ograničenja postavljenog za vratašca koja se otvaranju prilikom izbacivanja vode. Što se visine leta tiče računati će se za 30 m što predstavlja neku prosječnu visinu bacanja vode za brzo-šireći šumski požar, pa shodno s time kinematička viskoznost zraka za tu visinu iznosi $\nu = 1.78 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$.

4.1.1. Otpor krila

Kao što je ranije navedeno u drugom poglavlju aeroprofil koji je korišten za izradu krila je NACA 4418. Riječ je o nesimetričnom aeroprofilu koji ima maksimalnu debljinu od 18% duljine tetive na poziciji od 30% duljine tetive. Slika 12. prikazuje izgled profila NACA 4418.



Slika 12. NACA 4418

Za računanje nultog otpora krila potreban je Reynoldsov broj koji se računa sljedećim izrazom:

$$Re = \frac{V \cdot c_w}{\nu} = 11.933 \cdot 10^6. \quad (11)$$

S obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 , strujanje na krilu je u potpunosti turbulentno što znači da ne postoji mjesto tranzicije. Pretpostaviti će se da je krilo ravna ploča iz čega proizlazi činjenica da koeficijent trenja ovisi samo o Reynoldsovom broju, stoga koristimo Schlichting-ovu formulu za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0029. \quad (12)$$

Potrebno je napraviti i korekciju zbog relativne debljine sa sljedećom jednadžbom:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 \cdot \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 \cdot t^4 \right) = 1.465. \quad (13)$$

Kada je brzina leta u podzvučnom režimu kao što je u ovom slučaju korekcija za stlačivost nije potrebna odnosno F_{Ma} je jednako jedan. U sljedećoj jednadžbi dobiva se koeficijent otpora profila unutar koje se množi s brojem dva kako bi se u obzir uzela i gornjaka i donjaka krila:

$$c_d = 2 \cdot F_F \cdot F_{Ma} \cdot c_f = 0.0085. \quad (14)$$

Kako krilo ovog zrakoplova nije strelasto F_S odnosno koeficijent odnosa otpora krila i otpora ploče je jednak jedan, tako da u konačnici koeficijent otpora krila iznosi:

$$(C_D)_W = \frac{S_W}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_S \cdot 1.1 = 0.0085, \quad (15)$$

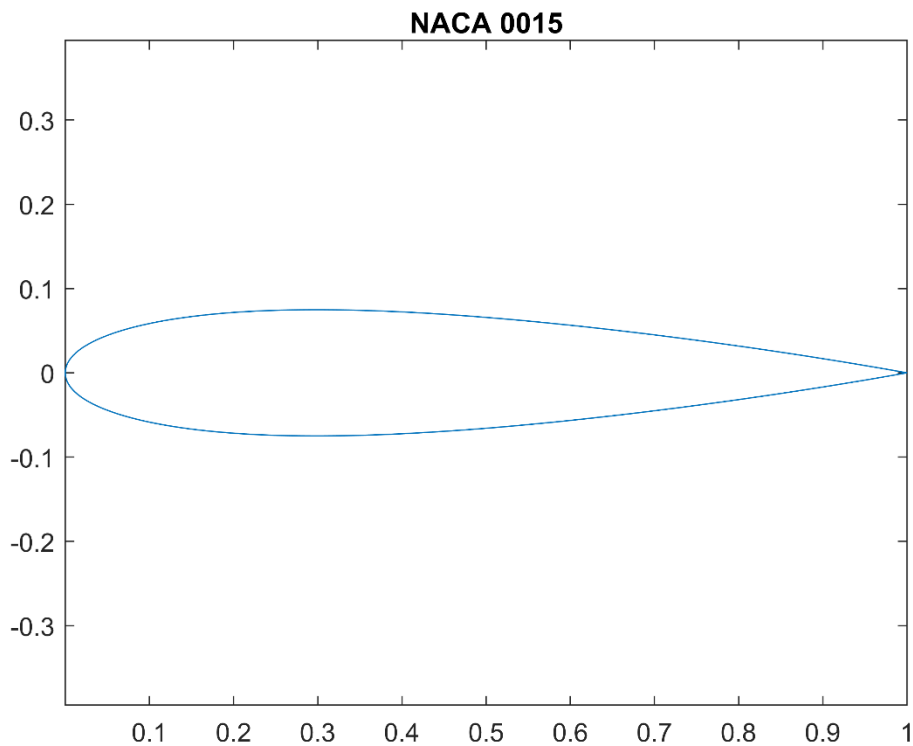
gdje se iznos povećao za 10% kako bi se u obzir uzeo otpor raznih izbočina koje se nalaze na gornjaci koje se mogu vidjeti na slici 13.



Slika 13. Canadair CL-415 u zaokretu [17]

4.1.2. Otpor horizontalnog stabilizatora

Za horizontalni stabilizator odabran je simetričan aeroprofil NACA 0015 koji ima debljinu od 15% duljine tetive na poziciji od 30% duljine tetive. Slika 14. prikazuje izgled aeroprofila NACA 0015.



Slika 14. NACA 0015

Isti postupak koji se provodio za krilo provest će se i za horizontalni stabilizator. Određuje se Reynoldsov broj te on iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot c_h}{\nu} = 8.674 \cdot 10^6 . \quad (16)$$

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0031 . \quad (17)$$

Korekcija zbog relativne debljine iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 \cdot \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 \cdot t^4 \right) = 1.3506 . \quad (18)$$

Korekcija za stlačivost odnosno F_{Ma} je kao i za krilo jednako jedan. S obzirom kako ni horizontalni stabilizator nema strijelu napadnog ruba kao što ga ni krilo nije imalo, koeficijent odnosa otpora horizontalnog stabilizatora i otpora ploče F_S jednak je jedan.

Koeficijent otpora profila:

$$c_d = 2 \cdot F_F \cdot F_{Ma} \cdot c_f = 0.0083 . \quad (19)$$

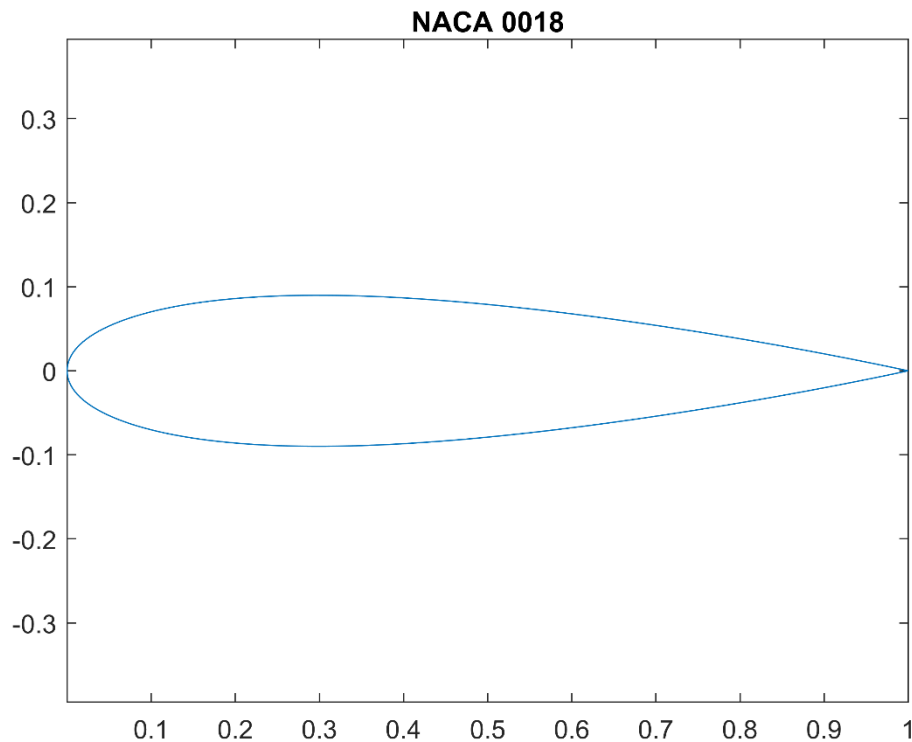
Koeficijent otpora horizontalnog stabilizatora:

$$(C_D)_H = \frac{S_H}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_S \cdot 1.1 = 0.0025 \quad (20)$$

gdje je iznos povećan za 10% zbog dodatnog otpora kroz zazole između noseće površine i upravljačke površine prema [2] poglavlje 3.

4.1.3. Otpor vertikalnog stabilizatora

Za aeroprofil vertikalnog stabilizatora korišten je NACA 0018 prikazan na slici 15.



Slika 15. NACA 0018

Postupak određivanja nultog otpora vertikalnog stabilizatora identičan je onom provedenom za krilo i horizontalni stabilizator, jedina razlika je u tome što postoji strijela napadnog ruba. Reynoldsov broj iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot c_{Av}}{v} = 11.963 \cdot 10^6 . \quad (21)$$

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0029 . \quad (22)$$

Korekcija zbog relativne debljine iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 \cdot \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 \cdot t^4 \right) = 1.4650 . \quad (23)$$

Korekcija za stlačivost odnosno F_{Ma} je jednako jedan. Jednadžba koeficijenta odnosa otpora vertikalnog stabilizatora i otpora ploče glasi:

$$F_S = (\cos \Lambda_{1/4})^{0.28} = 0.9657 . \quad (24)$$

Koeficijent otpora profila:

$$c_d = 2 \cdot F_F \cdot F_{Ma} \cdot c_f = 0.0085 . \quad (25)$$

Koeficijent otpora vertikalnog stabilizatora:

$$(C_D)_V = \frac{S_V}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_S \cdot 1.1 = 0.0015 \quad (26)$$

gdje je iznos povećan za 10% zbog istog razloga kao i kod horizontalnog stabilizatora.

4.1.4. Otpor trupa

Kako bi se mogao odrediti otpor trupa potrebno je znati koliko iznosi oplahivana površina trupa, a s obzirom na to da *SolidWorks* ima opciju iščitavanja površine složene geometrije s funkcijom *Measure* nakon njezina korištenja iznos površine je:

$$S_b = 150.47 \text{ m}^2 .$$

Izraz za Reynoldsov broj glasi:

$$Re = \frac{V \cdot l_b}{\nu} = 66.742 \cdot 10^6 \quad (27)$$

što znači da je strujanje u potpunosti turbulentno.

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0023 . \quad (28)$$

Ekvivalentni promjer kruga površine maksimalnog presjeka tijela je $d = 3.56 \text{ m}$ pa je vitkost tijela:

$$f = \frac{l_b}{d} = 5.5618 . \quad (29)$$

Toj vitkosti odgovara koeficijent korekcije zbog oblika tijela koji se računa sljedećim izrazom:

$$F_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 1 + \frac{60}{5.5618^3} + \frac{5.5618}{400} = 1.36265 . \quad (30)$$

Ovaj koeficijent oblika odgovara pravilnom rotacijskom tijelu, a kako se kabina zrakoplova uglavnom dobro uklapa u oblik, potrebno je povećati taj koeficijent za 20%. Kako poprečni presjek kabine promatranog zrakoplova zapravo nije kružnog oblika, posjeduje oštre bridove te postoji „rupa“ s bočne strane trupa za pohranjivanje stražnjeg stajnog trapa potrebno je povećati koeficijent oblika za još 40% prema [2] poglavlje 3. te u konačnici poprima iznos od:

$$F_F = 1.36265 \cdot 1.2 \cdot 1.4 = 2.2892. \quad (31)$$

Kao i za krilo koeficijent korekcije zbog stlačivosti F_{Ma} je jednak jedan. Kako postoji suženje stražnjeg dijela zrakoplova koje je veće od kritičnog potrebno je izračunati dodatni otpor koji se računa sljedećom empirijskom formulom:

$$\Delta C_D = 3.83 \cdot u^{2.5} \cdot \frac{S_{max}}{S_{Ref}} = 0.00084711 \quad (32)$$

gdje je S_{max} maksimalna površina poprečnog presjeka trupa te ona iznosi 9.9538 m^2 . Otpor trupa računa se sljedećoj jednadžbom:

$$(C_{Df})_B = \left(\frac{S_b}{S_{ref}} \cdot c_f \cdot F_F \cdot F_{Ma} + \Delta C_D \right) \cdot 1.2 = 0.010407 \quad (33)$$

gdje je iznos potrebno povećati za 20% zbog postojanja „stepenice“ na dnu zrakoplova [18]. To nije konačni iznos otpora trupa jer treba još tome pribrojiti otpor zbog vjetrobrana te otpor baze. Otpor zbog vjetrobrana procjenjuje se sa sljedećim izrazom:

$$(C_V)_B = k \cdot \frac{S_{front}}{S_{ref}} = 0.15 \cdot \frac{1.25}{101.244} = 0.0019 \quad (34)$$

gdje je k koeficijent koji pokazuje koliko je vjetrobran dobro uklopljen u oblik trupa prema [2] poglavlje 3., a S_{front} čelna površina vjetrobrana. Kako bi se odredio otpor baze potrebno je izračunati koeficijent tlaka neposredno iza zrakoplova sljedećim izrazom:

$$C_p = 0.139 + 0.419 \cdot (Ma - 0.161)^2 = 0.1391 \quad (35)$$

gdje je Ma Mach-ov broj:

$$Ma = \frac{V}{c} = 0.1764, \quad (36)$$

a c brzina zvuka u ovisnosti o visini:

$$c = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T} . \quad (37)$$

Otpor baze glasi:

$$(C_D)_{base} = C_p \cdot \frac{S_{base}}{S_{ref}} = 0.1391 \cdot \frac{0.16}{101.244} = 0.00022 \quad (38)$$

gdje je S_{base} površina baze te iznosi 0.16 m^2 .

U konačnici dobivamo procijenjeni otpor tijela:

$$(C_D)_B = (C_{Df})_B + (C_V)_B + (C_D)_{base} = 0.0123 . \quad (39)$$

4.1.5. Otpor kućišta motora

Nulti otpor kućišta motora računati će se istim postupkom kao i za trup zrakoplova. Oplahivana površina kućišta motora iznosi 36.41 m^2 .

Reynoldsov broj iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot l_m}{\nu} = 19.213 \cdot 10^6 \quad (40)$$

gdje l_m duljina kućišta motora te iznosi 5.7 m .

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0027 . \quad (41)$$

Vitkost kućišta iznosi:

$$f = \frac{l_m}{d} = 4.0714 \quad (42)$$

gdje d (promjer) iznosi 1.4 m .

Koeficijent korekcije zbog oblika tijela:

$$F_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 1 + \frac{60}{4.0714^3} + \frac{4.0714}{400} = 1.8992 , \quad (43)$$

a kako se kućište motora dobro uklapa u oblik tijela potrebno je povećati iznos za 10% i još dodatnih 30% zbog toga što poprečni presjek kućišta motora nije kružnog oblika pa u konačnici koeficijent korekcije iznosi:

$$F_F = 1.8992 \cdot 1.1 \cdot 1.3 = 2.7159 . \quad (44)$$

Otpor kućišta motora u konačnici iznosi:

$$(C_D)_m = \frac{S_m}{S_{ref}} \cdot c_f \cdot F_F \cdot F_{Ma} = 0.0026 . \quad (45)$$

4.1.6. Otpor podvozja

Podvozje promatranog zrakoplova je uvlačivo, ali samo se prednji dio podvozja može u potpunosti skriti u nos zrakoplova dok kod stražnjeg dijela su samo noge uvlačive dok kotači ostaju van zrakoplova kao što je vidljivo na slici 1. S obzirom kako samo kotači rade otpor, a otvor u koje se pohranjuju noge podvozja je već uračunat u otpor trupa, otpor podvozja odnosno kotača računat će se po sljedećem izrazu:

$$(C_D)_{podvozja} = k \cdot \frac{S_{front}}{S_{ref}} = 0.25 \cdot \frac{0.4948}{101.244} = 0.0012 \quad (46)$$

gdje je k koeficijent preuzet iz [18] za kotač s gumama, a S_{front} čeona površina obje gume.

4.1.7. Otpor plovaka

Nulti otpor plovaka računati će se na isti način kao i trup i kućište motora, dok će se nosači istih računati poput krila. Oplahivana površina jednog plovka iznosi 5.51 m^2 , a površina jednog nosača plovaka je 2.79 m^2 .

Reynoldsov broj za plovak iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot l_p}{\nu} = 10.685 \cdot 10^6 \quad (47)$$

gdje l_p duljina plovaka te iznosi 3.17 m .

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.003 . \quad (48)$$

Vitkost plovka iznosi:

$$f = \frac{l_p}{d} = 3.7738 \quad (49)$$

gdje d (promjer) iznosi 0.84 m .

Koeficijent korekcije zbog oblika tijela:

$$F_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 1 + \frac{60}{3.7738^3} + \frac{3.7738}{400} = 2.1258, \quad (50)$$

a kako se plovak relativno dobro uklapa u oblik tijela potrebno je povećati iznos za 20% i još dodatnih 30% zbog toga što poprečni presjek plovaka nije kružnog oblika pa u konačnici koeficijent korekcije iznosi:

$$F_F = 2.1258 \cdot 1.2 \cdot 1.3 = 3.3163. \quad (51)$$

Otpor jednog plovka u konačnici iznosi:

$$(C_D)_p = \frac{S_p}{S_{ref}} \cdot c_f \cdot F_F \cdot F_{Ma} = 0.00062. \quad (52)$$

Reynoldsov broj za nosače plovaka iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot c_{np}}{\nu} = 4.4157 \cdot 10^6 \quad (53)$$

gdje je c_{np} duljina nosača te ona iznosi 1.31 m .

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0034. \quad (54)$$

Korekcija zbog relativne debljine iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 \cdot \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 \cdot t^4 \right) = 1.4983. \quad (55)$$

Koeficijent otpora profila:

$$c_d = 2 \cdot F_F \cdot F_{Ma} \cdot c_f = 0.0103 . \quad (56)$$

Koeficijent otpora jednog nosača plovka:

$$(C_D)_{np} = \frac{S_{np}}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_S = 0.0003 . \quad (57)$$

Ukupni nulti otpor oba plovka te oba njihova nosača iznosi:

$$(C)_{D_p} = 2 \cdot \left((C)_{D_p} + (C)_{D_{np}} \right) = 0.0018 . \quad (58)$$

4.1.8. Otpor end - plateova

End - plateovi se koriste kako bi povećali uzgon krila te smanjili inducirani otpor, ali ipak stvaraju otpor sa svojim oblikom. Reynoldsov broj za end - plateove iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot c_{ep}}{\nu} = 10.661 \cdot 10^6 \quad (59)$$

što znači da je strujanje u potpunosti turbulentno. Iz toga se pretpostavlja da je krilo ravna ploča, pa Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče daje iznos:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.003 . \quad (60)$$

S obzirom na to kako je debljina end - platea mala, korekcija zbog relativne debljine će biti $F_F \approx 1$. Koeficijent otpora profila biti će:

$$c_d = F_F \cdot F_{Ma} \cdot c_f = 0.003 , \quad (61)$$

a konačni iznos otpora oba end - platea će iznositi:

$$(C_D)_{ep} = 2 \cdot \left[\frac{S_{vanjski}}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_S + \left(\frac{S_{unutarnji}}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_S \right) \right] = 0.0004196 \quad (62)$$

gdje je površina vanjske strane end-platea $S_{vanjski} = 4.28 \text{ m}^2$, a površina unutarnje $S_{unutarnji} = 2.87 \text{ m}^2$.

4.1.9. Otpor malih vertikalaca na horizontalnom stabilizatoru

S obzirom na izgled malih vertikalaca koji je vidljiv na slici 16. nulti otpor za njih računati će se istim postupkom kao za krilo, dok će njihov aeroprofil biti isti kao za vertikalni stabilizator odnosno NACA 0018.



Slika 16. Mali vertikalci na horizontalnom stabilizatoru [19]

Reynoldsov broj iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot c_{Amv}}{\nu} = 5.5409 \cdot 10^6 . \quad (63)$$

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0033 . \quad (64)$$

Korekcija zbog relativne debljine iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 \cdot \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 \cdot t^4 \right) = 1.4650 . \quad (65)$$

Korekcija za stlačivost odnosno F_{Ma} je jednako jedan. Jednadžba koeficijenta odnosa otpora malih vertikalaca i otpora ploče glasi:

$$F_S = (\cos \Lambda_{1/4})^{0.28} = 0.9242 \quad (66)$$

gdje je kut na $\frac{1}{4}$ tetive 41° .

Koeficijent otpora profila:

$$c_d = 2 \cdot F_F \cdot F_{Ma} \cdot c_f = 0.0097. \quad (67)$$

Koeficijent otpora malih vertikalaca:

$$(C_D)_{mv} = 2 \cdot \left(\frac{S_{mv}}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_S \right) = 0.00070162 \quad (68)$$

gdje je S_{mv} površina jednog od njih te iznosi 3.969 m^2 .

4.1.10. Ukupni nulti otpor zrakoplova

Konačni iznos nultog otpora zrakoplova (kada zrakoplov nema uzgon) dobije se zbrajanjem svih parcijalnih otpora navedenih u tablici 5.

Tablica 5. Parcijalni otpori, njihov iznos te udio od ukupnog otpora

Otpor krila, $(C_D)_W$	0.0085	26.85%
Otpor horizontalnog stabilizatora, $(C_D)_H$	0.0025	7.9%
Otpor vertikalnog stabilizatora, $(C_D)_V$	0.0015	4.74%
Otpor tijela, $(C_D)_B$	0.0123	38.86%
Otpor kućišta motora, $(C_D)_m$	0.0026	8.2%
Otpor podvozja, $(C_D)_{podvozja}$	0.0012	3.8%
Otpor plovaka i njegovih nosača, $(C)_{Dp}$	0.0018	5.69%
Otpor end-plateova, $(C_D)_{ep}$	0.0004196	1.33%
Otpor malih vertikalaca, $(C_D)_{mv}$	0.00070162	2.63%

Iznos nultog otpora uvećati će se za 15% za sigurnost procjene:

$$C_{D0} = \left[(C_D)_W + (C_D)_H + (C_D)_V + (C_D)_B + (C_D)_m + (C_D)_{podvozja} + (C_D)_{D_p} + (C_D)_{ep} + (C_D)_{mv} \right] \cdot 1.15 = 0.0364. \quad (69)$$

S obzirom da promatrani zrakoplov ima *end - plateove* potrebno je uzeti u obzir njihov utjecaj na vitkost krila te se dobiva efektivna vitkost krila koja se računa po formuli:

$$AR_{effective} = AR \cdot \left(1 + 1.19 \cdot \frac{h}{b} \right) = 8.8359 [18] \quad (70)$$

gdje je h visina *end - platea* iznosa 1.41 m, a b raspon krila s podtrupnim dijelom.

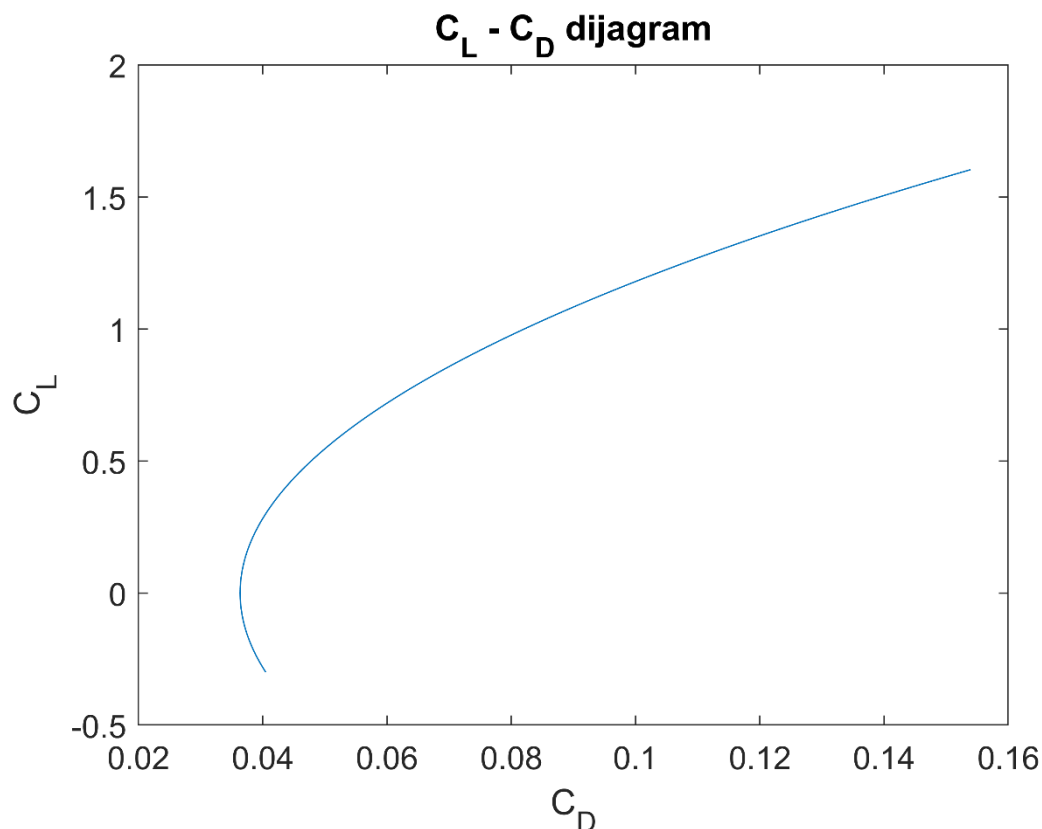
S tom vrijednosti sada se može izračunati Oswaldov koeficijent inducirano otpora za krilo bez strijele formulom koja glasi:

$$e = 1.78 \cdot \left(1 - 0.045 \cdot AR_{effective}^{0.68} \right) - 0.64 = 0.7876. \quad (71)$$

Zatim se konačno može dobiti koeficijent inducirano otpora K koji iznosi:

$$K = \frac{1}{e \cdot AR_{effective} \cdot \pi} = 0.0457. \quad (72)$$

Pošto se sada posjeduju sve vrijednosti potrebne za iscrtavanje polare zrakoplova, korištenjem *for* petlje unutar *MATLAB*-a dobivamo upravu nju koja je prikazana na slici 17. unutar $C_L - C_D$ dijagrama.



Slika 17. Polara zrakoplova

4.2. Aerodinamički koeficijenti normalne sile i momenata propinjanja

Normalnom silom naziva se aerodinamička sila koja ima usmjerenje u negativnom smjeru osi z koordinatnog sustava letjelice, čije je ishodište pozicionirano na početku aerodinamičke tetive. Aerodinamički koeficijent u odnos postavlja normalnu silu, napadni kut krila, postavni kut krila te horizontalnog stabilizatora i otklon kormila visine. Moment propinjanja je zapravo moment koji omogućava zrakoplovu da si mijenja kut nagiba oko osi y vlastitog koordinatnog sustava. Dobivanje jednadžbi koje definiraju ova dva koeficijenta vrlo su važna kako bi se ponašanje zrakoplova u letu moglo analizirati. U nastavku slijedi proračun koji dovodi upravo do tih jednadžbi, a one sve korištene u nastavku preuzete su iz dostupne literature [2] poglavlje 5.

4.2.1. Krilo

Za već ranije navedenu brzinu leta od 60 m/s te Mach-ov broj koji iznosi 0.1764 može se dobiti koeficijent stlačivosti:

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2} = 0.9843 . \quad (73)$$

Gradijent koeficijenta sile uzgona po napadnom kutu za profil NACA 4418 dobio se korištenjem panelne metode te on iznosi $c_{l\alpha} = 5.3715$.

Sada se može izračunati gradijent uzgona normalne sile krila prema jednadžbi:

$$(C_{L\alpha})_W = \frac{2\pi AR_w}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR_w}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2(\Lambda_{c/2})}{\beta^2}\right)}} = 4.2624 \quad (74)$$

gdje je drugi član pod korijenom jednak nuli jer nema kuta strijele.

Normalna sila kombinacije krilo-tijelo glasi:

$$(C_N)_{WB} = (C_{L\alpha})_W \cdot \frac{S_w}{S_{ref}} [K_{BW}\alpha + k_{WB}(i_w - \alpha_{0L})] \quad (75)$$

gdje je potrebno izračunati koeficijente interferencije K_{BW} i k_{WB} .

Oni se računaju sa sljedećim izrazima:

$$K_{BW} = 1 + 3\bar{d} - \lambda\bar{d} \cdot (1 - \bar{d}) = 1.2644 \quad (76)$$

i

$$k_{WB} = \left(\frac{1 + 0.41\bar{d}}{1 + \bar{d}}\right)^2 \cdot K_{BW} = 1.1047 \quad (77)$$

gdje je $\bar{d} = \frac{d_{ekv}}{b} = 0.1245$.

Panelnom metodom dobio se i iznos kuta nultog uzgona za NACA 4418 te on iznosi:

$$\alpha_{0L} = -4.6667^\circ$$

nakon čega se uvrštavanjem svih vrijednosti dobiva traženi iznos koeficijenta normalne sile kombinacije krilo-tijelo:

$$(C_N)_{WB} = 4.88813\alpha + 4.27073375i_w + 0.347637727. \quad (78)$$

Što se aerodinamičkog koeficijenta momenta propinjanja krila tiče on se računa sljedećom formulom:

$$(C_{m0})_W = (c_{m0})_w \cdot \frac{AR_w \cos \Lambda_m}{AR_w + 2 \cos \Lambda_m} \cdot \frac{S_w}{S_{ref}} = -0.0713 \quad (79)$$

gdje je $c_{m0} = -0.1$.

Aerodinamički koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo računa se prema izrazu:

$$(C_m)_{BW} = (C_{m0})_W - (C_N)_{BW}(\bar{h}_{cw} - \bar{h}_m) \quad (80)$$

pri čemu je $\bar{h}_{cw} = 0.22$ što je očitano s dijagrama 2-8 iz izvora [2] poglavlje 2.

To znači da izraz poprima konačni oblik:

$$(C_m)_{BW} = -0.0713 - (4.88813\alpha + 4.27073375i_w + 0.347637727)(0.22 - \bar{h}_m). \quad (81)$$

Kako iza krila dolazi do savijanja struje zraka, potrebno je izračunati kako ta struja zraka izgleda prije nego dođe do horizontalnog stabilizatora. To računamo sljedećom formulom:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44 \cdot \left(K_A K_\lambda K_H \cdot \sqrt{\cos \Lambda_{1/4}} \right)^{1.19} \quad (82)$$

gdje su koeficijenti iznosa:

$$K_A = \frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1.7}} = 0.0959 \quad (83)$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7} = 1 \quad (84)$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{h}{b}}{\sqrt[3]{\frac{l_{ch} - l_{cw}}{b/2}}} = 1.0897 \quad (85)$$

iz čega se dobije konačni iznos:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.3021 . \quad (86)$$

4.2.2. Tijelo

Što se tijela zrakoplova tiče ono samo ima aerodinamički koeficijent momenta propinjanja te se on računa prema formuli:

$$(C_m)_B = \frac{K_f W_f^2 L_f}{c_A S_{ref}} \alpha \quad (87)$$

gdje je $K_f = 0.93$ očitano s dijagrama 3-18 iz izvora [2] poglavlje 3. pa je konačni iznos:

$$(C_m)_B = 0.3635\alpha . \quad (88)$$

4.2.3. Plovci

S obzirom na njihov oblik plovci će se razmatrati na isti način kao i tijelo zrakoplova. Normalna sila plovaka će se zanemariti stoga se računa samo moment propinjanja koji se sastoji od dva dijela:

$$C_{mp} = C_{m0p} + C_{maxp} . \quad (89)$$

Prvi dio računa se putem jednadžbe:

$$C_{m0p} = \frac{(C_D)_p \cdot z_p}{c_A} = 0.00057446 \quad (90)$$

gdje je $(C_D)_p$ ranije izračunati otpor plovaka, a z_p krak sile otpora plovaka po osi z te iznosi 1.13 m .

Drugi dio računa se jednadžbom:

$$C_{maxp} = \frac{K_f W_p^2 L_p}{c_A S_{ref}} \alpha \quad (91)$$

gdje je W_p maksimalna širina plovaka iznosa 0.74 m, a L_p duljina plovaka iznosa 3.17 m iz čeka proizlazi konačni iznos:

$$C_{maxp} = 0.009\alpha . \quad (92)$$

Konačno ukupni koeficijent momenta propinjanja plovaka glasi:

$$C_{mp} = C_{m\alpha p} + C_{m0p} = 0.009\alpha + 0.00057446. \quad (93)$$

4.2.4. Horizontalni stabilizator

Koeficijent stlačivosti na horizontalnom stabilizatoru iznosi:

$$\beta = \sqrt{1 - \eta_h \cdot Ma^2} = 0.9846 \quad (94)$$

gdje je $\eta_h = 0.98$ koeficijent koji uzima u obzir gubitak dinamičkog tlaka u odnosu na neporemećenu struju zraka. Gradijent koeficijenta sile uzgona po napadnom kutu za profil NACA 0015 dobio se isto korištenjem panelne metode te iznosi $c_{l\alpha} = 5.977$ što se može uvrstiti u formulu za gradijent uzgona normalne sile:

$$(C_{N\alpha})_h = \frac{2\pi AR_h}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR_h}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2(\Lambda_{c/2})}{\beta^2}\right)}} = 3.7556 \quad (95)$$

gdje je drugi član pod korijenom jednak nuli jer nema kuta strijele.

Kako bi se normalna sila krila i horizontalnog stabilizatora mogla objediniti napadni kut horizontalnog stabilizatora prikazati će se sljedećim izrazom:

$$\alpha_h = \alpha - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cdot \alpha_{ef} \quad (96)$$

gdje je α_{ef} :

$$\alpha_{ef} = K_{BW}\alpha + k_{WB}(i_w - \alpha_{0L}). \quad (97)$$

Sve vrijednosti potrebne za izračunavanje α_{ef} dobivene su prilikom računanja aerodinamičkog koeficijenta normalne sile i momenta propinjanja krila pa u konačnici poprima oblik:

$$\alpha_{ef} = 1.2644 \cdot \alpha + 1.1047 \cdot i_w + 0.08992258. \quad (98)$$

Iz toga se onda dobiva vrijednost napadnog kuta horizontalnog stabilizatora:

$$\alpha_h = 0.61802476 \cdot \alpha - 0.33372987 \cdot i_w - 0.0271656. \quad (99)$$

Normalna sila na horizontalni stabilizator glasi:

$$(C_N)_{hB} = \eta_h \cdot \eta_{slot} \cdot \frac{S_h}{S_{ref}} [(C_{N\alpha})_h \cdot (K_{BH}\alpha_h + k_{HB}i_h) + (C_{N\delta})_h \cdot \delta_m] \quad (100)$$

gdje su:

$$\bar{d} = \frac{d_{ekv}}{b} = 0.1276, \quad (101)$$

$$K_{BH} = 1 + 3\bar{d} - \lambda\bar{d} \cdot (1 - \bar{d}) = 1.2715, \quad (102)$$

$$k_{HB} = \left(\frac{1 + 0.41\bar{d}}{1 + \bar{d}} \right)^2 \cdot K_{BH} = 1.1074, \quad (103)$$

a η_h i η_{slot} iznose 0.98 odnosno 0.85 .

Potrebno je odrediti još i gradijent normalne sile na horizontalnom repu zbog otklona kormila visine kojeg određujemo pomoću jednadžbe:

$$(C_{N\delta})_h = 0.9 \cdot \frac{S_\delta}{S_h} \left(\frac{C_{N\alpha}}{C_{l\alpha}} \right)_h (C_{l\delta})_{prof} \cos \Lambda_{HL} \cdot K_f \quad (104)$$

gdje je $\frac{S_\delta}{S_h} = 0.41$ zato jer je upravljačka površina veličine malo manje nego polovica noseće površine, a $(C_{l\delta})_{prof}$ ima iznos od 5.364 koja je očitana sa slike 2-14 iz izvora [22] za 15% debljine aeroprofila. S obzirom kako horizontalni stabilizator nema kuta strijele dobivamo konačni iznos:

$$(C_{N\delta})_h = 1.3081 \cdot K_f. \quad (105)$$

Sređivanjem i uvrštavanjem sve iznad izračunatog dobiva se konačni iznos koeficijenta normalne sile:

$$(C_N)_{hB} = 0.6686\alpha - 0.36104i_w - 0.02939 + 0.9422i_h + 0.29635 \cdot K_f \delta_m. \quad (106)$$

Koeficijent momenta propinjanja horizontalnog stabilizatora računa se putem izraza:

$$(C_m)_{hB} = -(C_N)_{hB} \cdot (\bar{h}_{c\alpha} - \bar{h}_m) - (C_{N\delta})_h \cdot ((\bar{h}_{c\delta})_h - \bar{h}_m) \quad (107)$$

gdje su udaljenosti hvatišta sila od aerodinamičkog ishodišta iznosa $\bar{h}_{c\alpha} = 2.6786$ te $(\bar{h}_{c\delta})_h = 2.8352$ za čije računanje je bilo potrebno sa slike 2-17 iz izvora [22] očitati omjer $\frac{x_\delta}{c} = 0.44$, iz čega proizlazi da je konačan izraz za koeficijent:

$$\begin{aligned} (C_m)_{hB} = & -(1.7909 - 0.6686\bar{h}_m)\alpha + (0.9671 - 0.36104\bar{h}_m)i_w \\ & - (2.5238 - 0.94221\bar{h}_m)i_h - (0.8402 - 0.29635\bar{h}_m)K_f\delta_m \\ & + (0.0787 - 0.02939\bar{h}_m). \end{aligned} \quad (108)$$

4.2.5. Moment propinjanja od pogonske sile

Kako su motori postavljeni iznad krila potrebno je izračunati njihov utjecaj na koeficijent momenta propinjanja zrakoplova.

Prvo je potrebno izračunati korak elise:

$$J = \frac{V}{n \cdot D} = 0.7062 \quad (109)$$

gdje je $n = 20$ broj okretaja u sekundi, V brzina leta, a $D = 4.248$ m promjer elise.

Gradijent ploščice elise potrebno je očitati sa slike 2-4 iz izvora [2] poglavlje 6. te on glasi:

$$\frac{\partial C_{N blade}}{\partial \alpha} = 0.05. \quad (110)$$

Minimalna potrebna pogonska sila zrakoplova za najveću masu s kojom može letjeti dobiva se sljedećim izrazom prema [2] poglavlje 8.:

$$T = D = \frac{\rho S}{2} C_{D0} \cdot V^2 + 2 \cdot \frac{KW^2}{\rho S} \frac{1}{V^2} = 17084 \text{ N} \quad (111)$$

Kako bi se mogla očitati vrijednost $f(T^*)$ s dijagrama potrebno je prvo izračunati bezdimenzijsku pogonsku silu:

$$T^* = \frac{T}{\rho V^2 D^2} = 0.215. \quad (112)$$

Sada je moguće sa slike 2-5 iz izvora [2] poglavlja 6. za vrijednost T^* očitati $f(T^*)$ te on iznosi 1.18 .

Gradijent normalne sile iznosi:

$$\frac{F_{p\sigma}}{q_\infty S_{ref}} = N_B \cdot \frac{S_p}{S_{ref}} \cdot \frac{\partial C_{N blade}}{\partial \alpha} \cdot f(T^*) = 0.033 \quad (113)$$

gdje je površina diska elise $S_p = 14.1729 \text{ m}^2$, a dinamički tlak je jednak $q_\infty = \frac{1}{2} \cdot (\rho \cdot V^2) = 2198.9 \text{ Pa}$.

Kako ispred elise nema savijanja struje ($\alpha_p = \alpha - \alpha_T$), izraz za normalnu komponentu pogonske sile glasi:

$$-\frac{F_{p\sigma} \alpha_p}{q_\infty S_{ref}} = -\frac{F_{p\sigma}}{q_\infty S_{ref}} (\alpha - \alpha_T) = 0.00173 - 0.033\alpha . \quad (114)$$

Formula za koeficijent momenta propinjanja nastao od pogonske sile glasi:

$$(C_m)_F = \frac{(l_m - l_p)}{c_A} \left[-(C_{D0} + K \cdot C_L^2) \sin \alpha_T + \frac{F_{p\sigma}}{q_\infty S_{ref}} (\alpha - \alpha_T) \right] \quad (115)$$

gdje je u horizontalnom letu sila uzgona jednaka težini letjelice pa je koeficijent sile uzgona jednak:

$$C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S} = 0.9394 , \quad (116)$$

pa je u konačnici iznos koeficijenta momenta propinjanja pogonske sile:

$$(C_m)_F = (0.0384 + 0.033\bar{h}_m)\alpha - (0.00668 + 0.00574\bar{h}_m) . \quad (117)$$

4.3. Ukupni aerodinamički koeficijenti normalne sile i momenta propinjanja

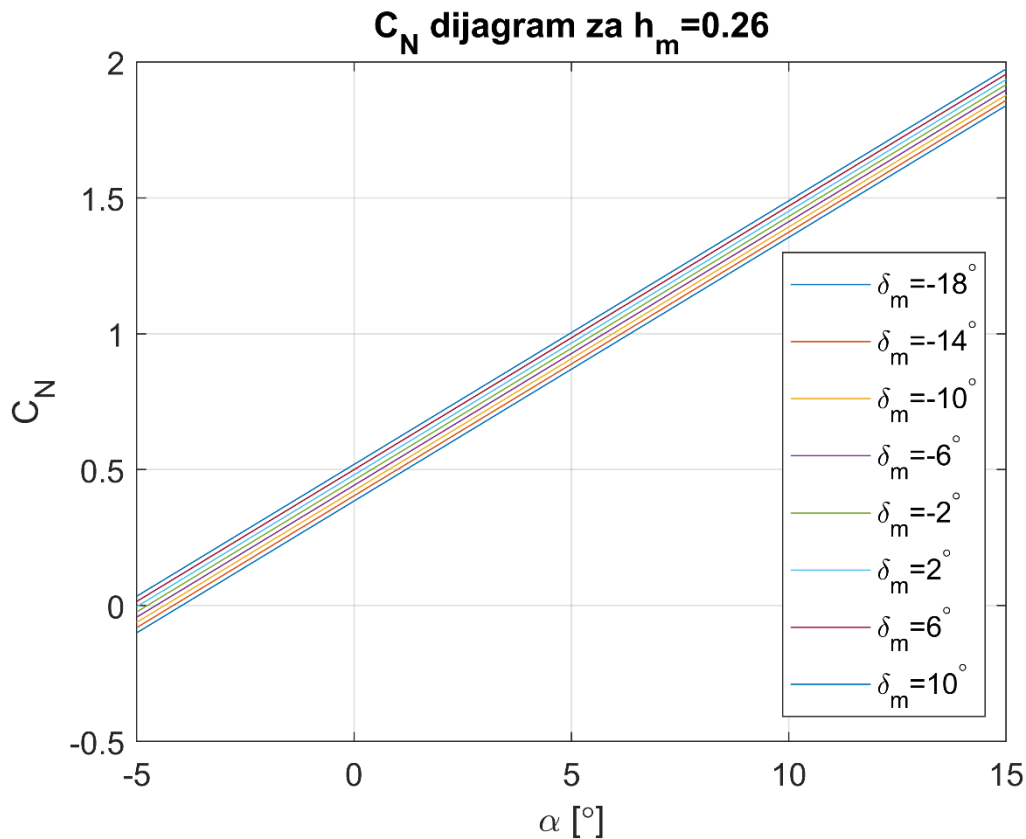
Kako bi se dobio aerodinamički koeficijent normalne sile potrebno je zbrojiti aerodinamičke koeficijente normalne sile kombinacije krilo-tijelo i horizontalnog stabilizatora:

$$C_N = (C_N)_{WB} + (C_N)_{hB} \quad (118)$$

i dobiva se:

$$C_N = 5.55673\alpha + 3.9097i_w + 0.9422i_h + 0.31825 + 0.29635 \cdot K_f \delta_m . \quad (119)$$

Na slici 18. prikazani su aerodinamički koeficijenti normalne sile zrakoplova u ovisnosti o kutu α za zadane vrijednosti postavnog kuta krila te horizontalnog stabilizatora pri položaju težišta zrakoplova na 26% duljine aerodinamičke tetive krila.



Slika 18. Aerodinamički koeficijenti normalne sile

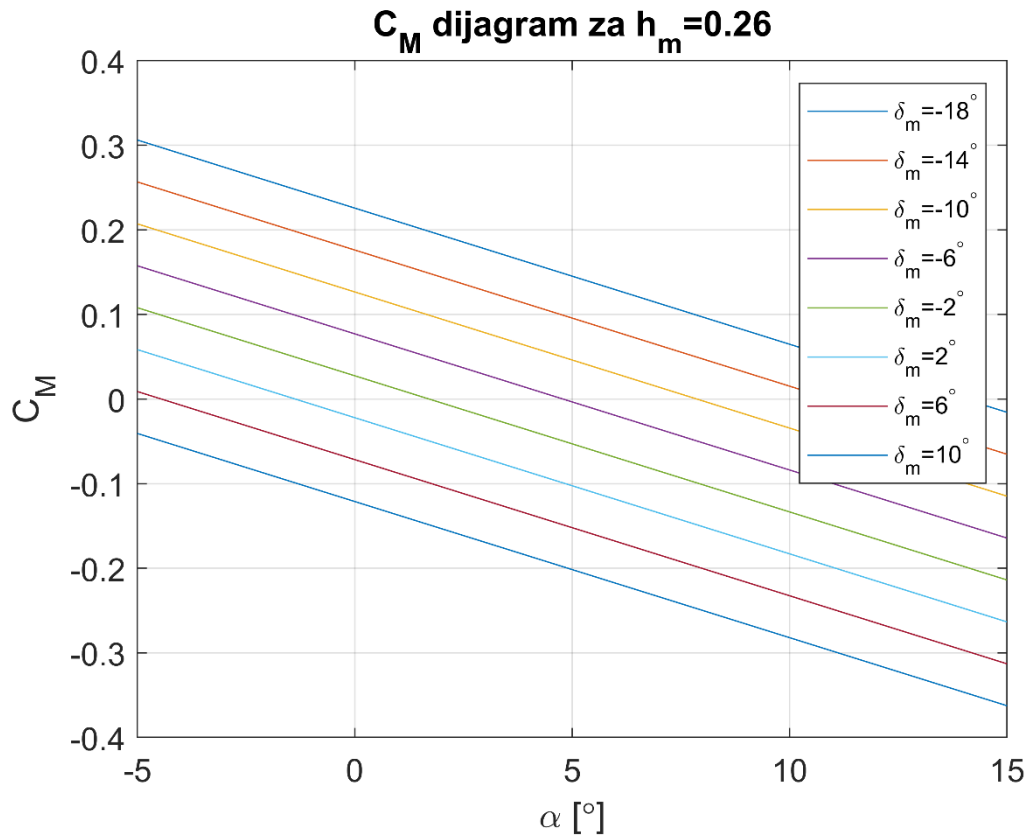
Analogno ukupni aerodinamički koeficijent momenta propinjanja zrakoplova je zbroj aerodinamičkih koeficijenata momenata propinjanja svih promatranih dijela u ovome poglavlju odnosno:

$$C_m = (C_m)_{WB} + (C_m)_B + (C_m)_{hB} + C_{mp} + (C_m)_F . \quad (120)$$

Konačni iznos je:

$$\begin{aligned} C_m = & -(2.4554 - 5.8973\bar{h}_m)\alpha + (0.02752 + 3.9097\bar{h}_m)i_w \\ & - (2.5238 - 0.94221\bar{h}_m)i_h - (0.8402 - 0.29635\bar{h}_m)K_f\delta_m \\ & - (0.07517 - 0.31251\bar{h}_m) . \end{aligned} \quad (121)$$

Na slici 19. prikazani su aerodinamički koeficijenti momenata propinjanja zrakoplova u ovisnosti o kutu α za zadane vrijednosti postavnog kuta krila te horizontalnog stabilizatora pri položaju težišta zrakoplova na 26% duljine aerodinamičke tetive krila.



Slika 19. Aerodinamički koeficijenti momenta propinjanja

4.4. Nestacionarni gradijenti normalne sile i momenta propinjanja

Gradijenti po derivaciji napadnog kuta iznosi:

$$C_{Z\dot{\alpha}} = -\eta_V \cdot \frac{S_h}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_h \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_{cw}) = -0.7435 \quad (122)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = C_{Z\dot{\alpha}} (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_m) = 0.7435 \bar{h}_m - 1.99154. \quad (123)$$

Gradijenti po kutnoj brzini propinjanja iznose:

$$C_{Zq} = -\eta_V \cdot \frac{S_h}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_h (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_m) = -2.461 \quad (124)$$

$$C_{mq} = C_{Zq} (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_m) = 2.461 \bar{h}_m - 6.592. \quad (125)$$

5. RAVNOTEŽNI LET I ANALIZA STATIČKE STABILNOSTI

Ravnatežni let režim je leta zrakoplova gdje su momenti koji djeluju oko središta mase letjelice u ravnoteži tj. rezultirajući moment je jednak nuli. Kada zrakoplov leti u ovom režimu leta on se neće okretati odnosno neće mijenjati napadni kut. Ovaj režim leta vrlo je bitan zbog toga što pruža zrakoplovima stabilan let zbog čega se i većina letova odvija upravo u njemu. Kako bi ovaj režim bio stabilan, mora se zadovoljiti uvjet koji kaže da se nakon nekog vanjskog poremećaja, primjerice udara vjetra, ponovno uspostavlja ravnotežni let. Postoje dvije vrste stabilnosti statička i dinamička. U ovom poglavlju fokus će biti na uzdužnoj statičkoj stabilnosti koja nalaže da ukoliko dolazi do promjene napadnog kuta stvara se moment propinjanja koji nastoji poništiti tu promjenu.

U horizontalnom ravnotežnom letu ukupna sila uzgona jednaka je težini letjelice kako bi njihova suma bila jednaka nuli:

$$L = W . \quad (126)$$

Moment propinjanja treba isto iznositi nula kako ne bi došlo do ikakve promjene napadnog kuta zrakoplova:

$$C_m = 0 .$$

Kako bi se uspješno letjelo režimom ravnotežnog leta pilot treba održavati određeni otklon kormila visine s čime se utječe na napadni kut krila. Raspisivanjem ova dva izraza dobivaju se:

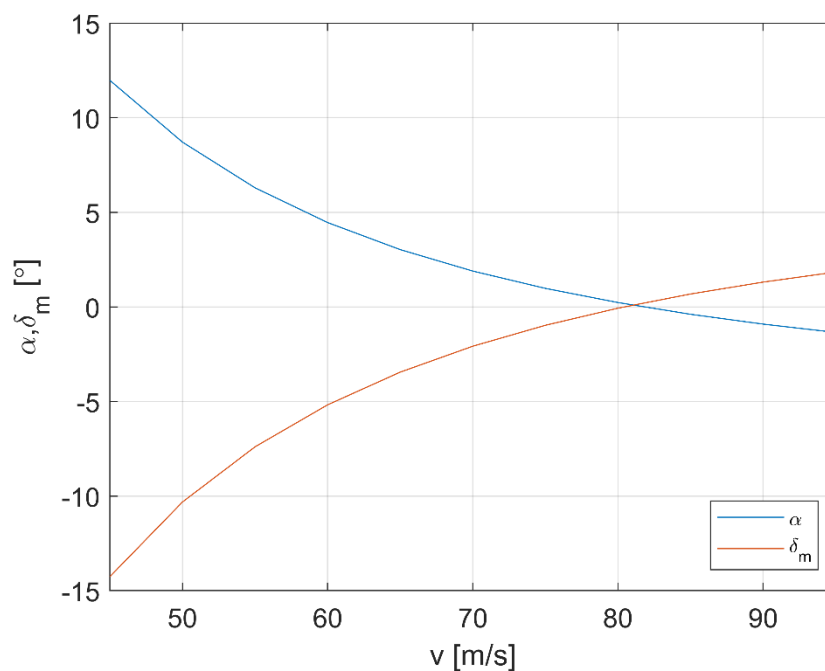
$$\begin{aligned} C_L &= \frac{mg}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{ref}} \\ &= 5.55673\alpha + 3.9097i_w + 0.9422i_h + 0.31825 \\ &\quad + 0.29635 \cdot K_f \delta_m \end{aligned} \quad (126)$$

i

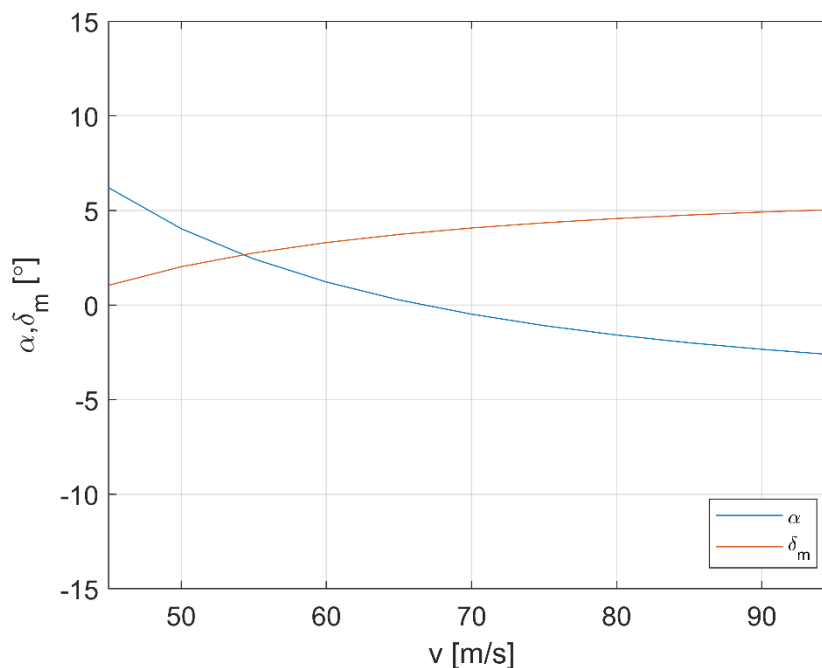
$$\begin{aligned} &-(2.4554 - 5.8973\bar{h}_m)\alpha + (0.02752 + 3.9097\bar{h}_m)i_w \\ &\quad - (2.5238 - 0.94221\bar{h}_m)i_h - (0.8402 - 0.29635\bar{h}_m)K_f \delta_m \\ &\quad - (0.07517 - 0.31251\bar{h}_m) = 0 . \end{aligned} \quad (127)$$

S obzirom da su vrijednosti postavnih kutova i_w i i_h te vrijednost koeficijenta K_f poznati, ove jednadžbe su zapravo sustav dvije jednadžbe s dvije nepoznanice (α i δ_m) iz kojih se one mogu

izračunati. Kako se razmatraju četiri konfiguracije, a svaka od njih je s vodom i bez, svaka ima jedinstvenu masu te položaj središta mase. Sljedeći dijagrami (slika 20., slika 21.) prikazuju odnos brzine i promjene ravnotežnog napadnog kuta te kuta otklona kormila visine.



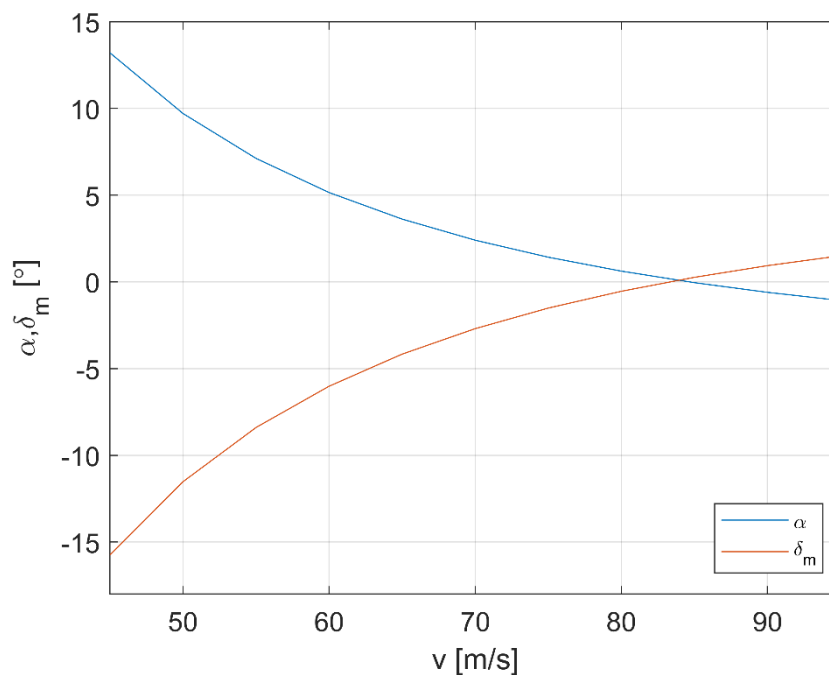
Slika 20. Prva konfiguracija s vodom



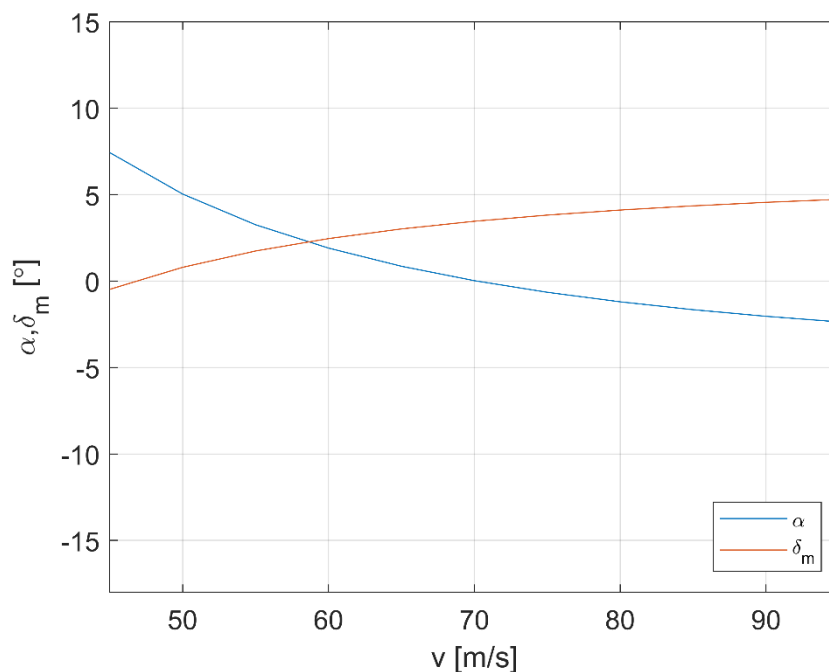
Slika 21. Prva konfiguracija bez vode

Kod prve konfiguracije masa zrakoplova s vodom je 19890 kg te položaj težišta je na $\bar{h}_m = 0.26$ čemu odgovara dijagram na slici 20., a nakon izbacivanja vode masa iznosi 13753 kg te

se položaj težišta mase pomakne unatrag na $\bar{h}_m = 0.36$ čemu odgovara dijagram na Slici 23. Usporedbom ova dva dijagrama može se zaključiti kako je potreban puno manji otklon kormila visine za održavanje ravnotežnog leta nakon izbacivanja vode.



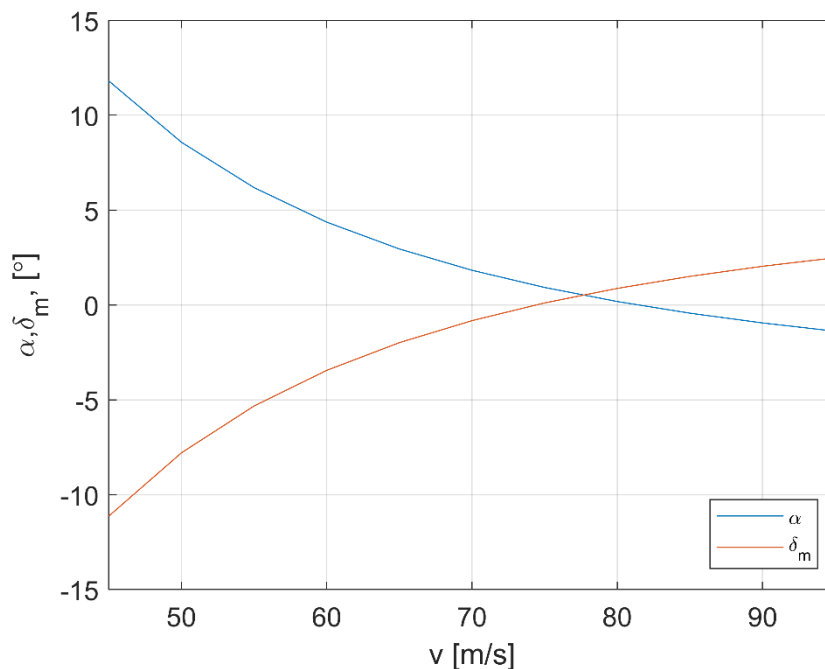
Slika 22. Druga konfiguracija s vodom



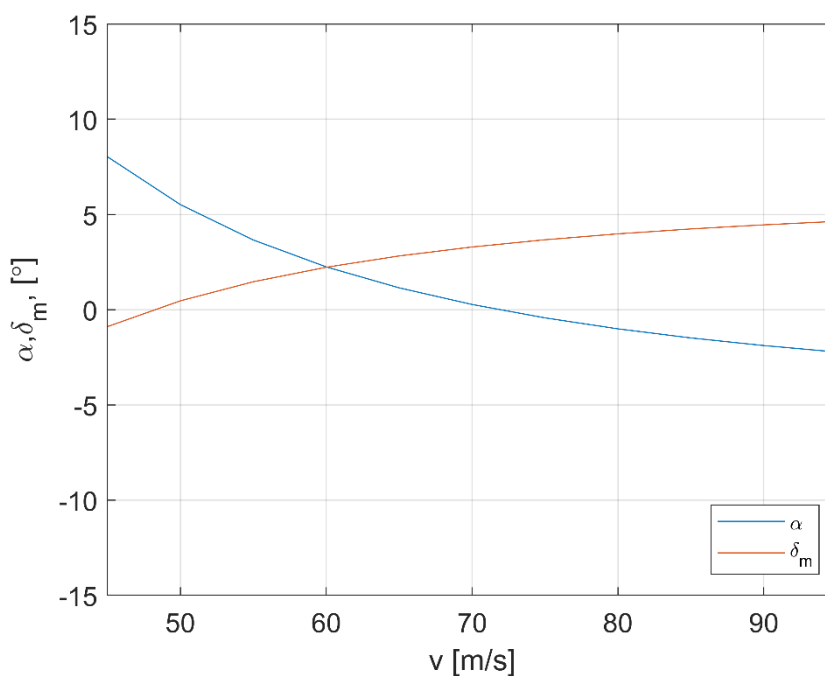
Slika 23. Druga konfiguracija bez vode

Kod druge konfiguracije masa zrakoplova s vodom je 21319 kg te položaj težišta je na $\bar{h}_m = 0.26$ čemu odgovara dijagram na slici 22., a nakon izbacivanja vode masa iznosi 15182 kg te

se položaj težišta mase pomakne unatrag na $\bar{h}_m = 0.35$ čemu odgovara dijagram na slici 23. Usporedbom ova dva dijagrama kao i kod prethodne konfiguracije može se zaključiti kako je potreban puno manji otklon kormila visine za održavanje ravnotežnog leta nakon izbacivanja vode.

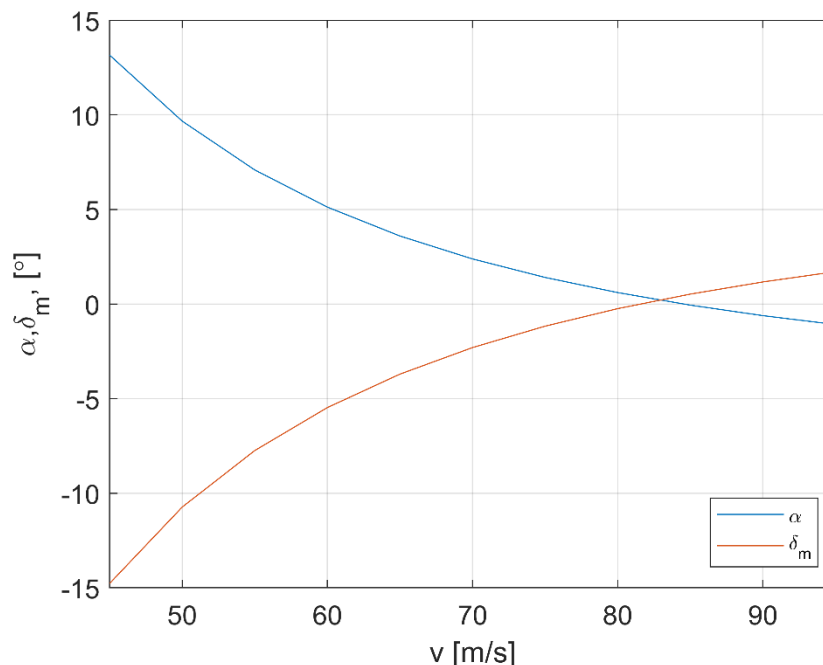


Slika 24. Treća konfiguracija s vodom



Slika 25. Treća konfiguracija bez vode

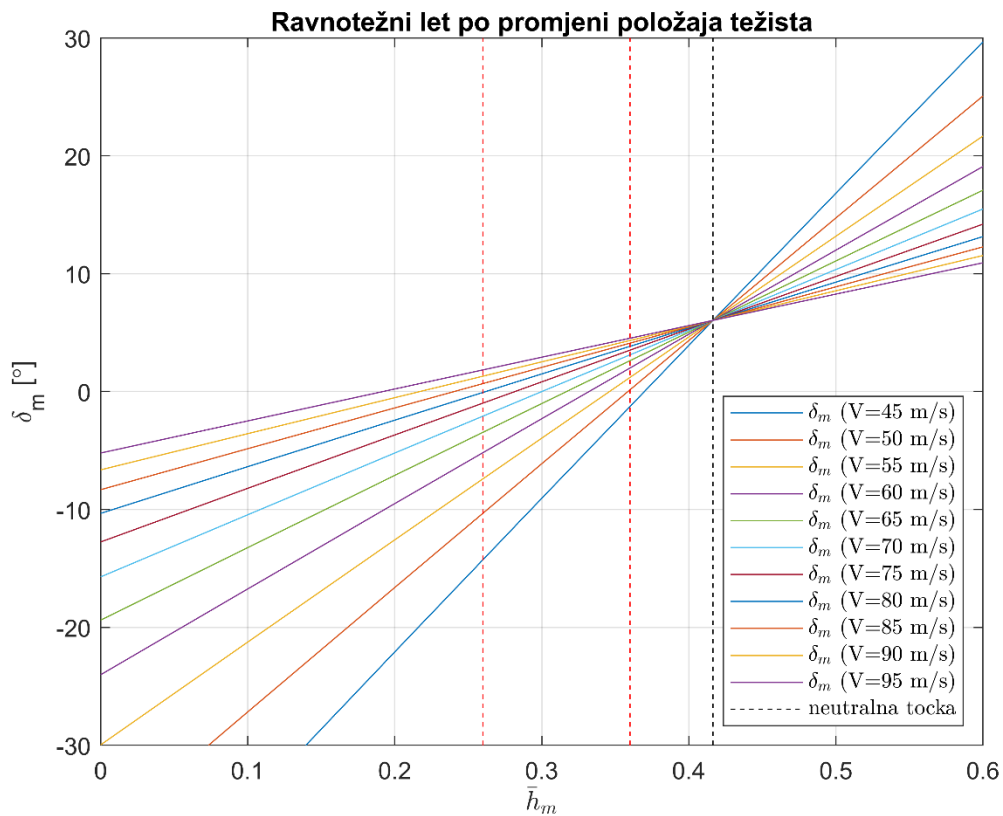
Kod treće konfiguracije masa zrakoplova s vodom je 19890 kg te položaj težišta je na $\bar{h}_m = 0.284$ čemu odgovara dijagram na slici 24., a nakon izbacivanja vode masa iznosi 15890 kg te se položaj težišta mase pomakne unatrag na $\bar{h}_m = 0.349$ čemu odgovara dijagram na slici 25. Kao i kod prethodnih konfiguracija putem usporedbe dobiva se isti zaključak.



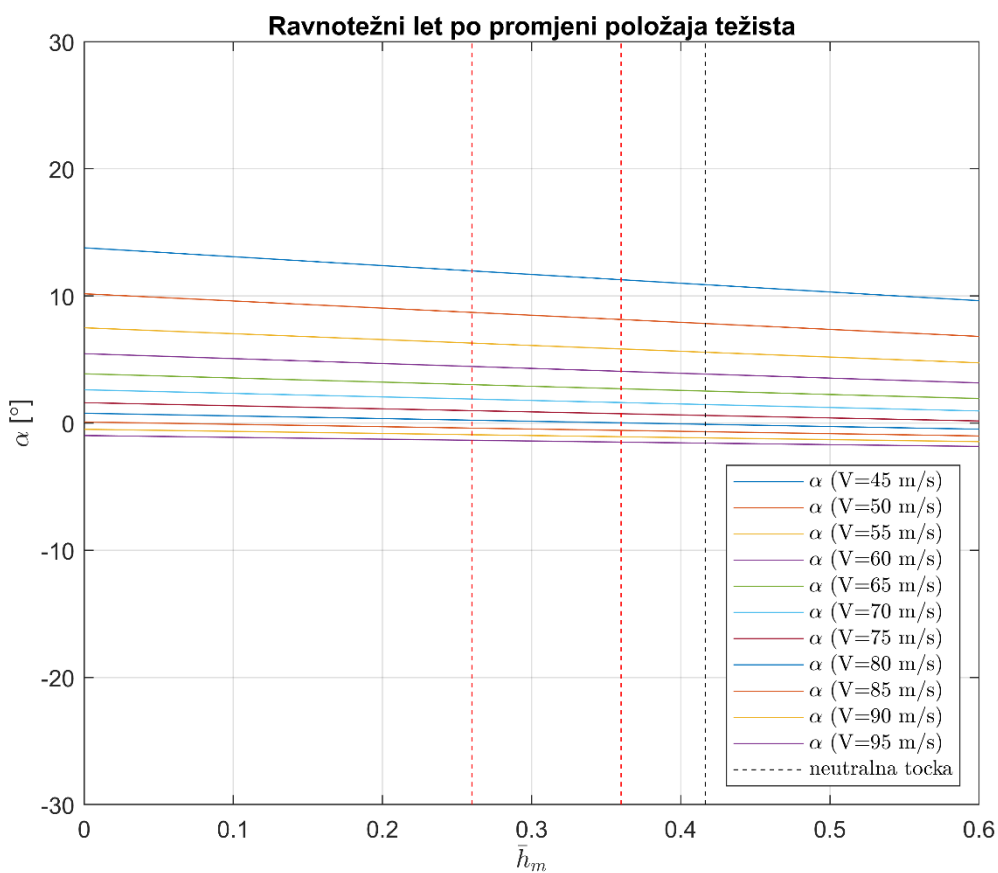
Slika 26. Četvrta konfiguracija s vodom

Kod četvrte konfiguracije masa zrakoplova s vodom je 21319 kg te položaj težišta je na $\bar{h}_m = 0.267$ čemu odgovara dijagram na slici 26., a nakon izbacivanja vode s obzirom da je kod četvrte konfiguracije sve isto kao i kod treće bez vode masa iznosi 15890 kg, te se položaj težišta mase pomakne unatrag na $\bar{h}_m = 0.349$ čemu odgovara dijagram na slici 25.

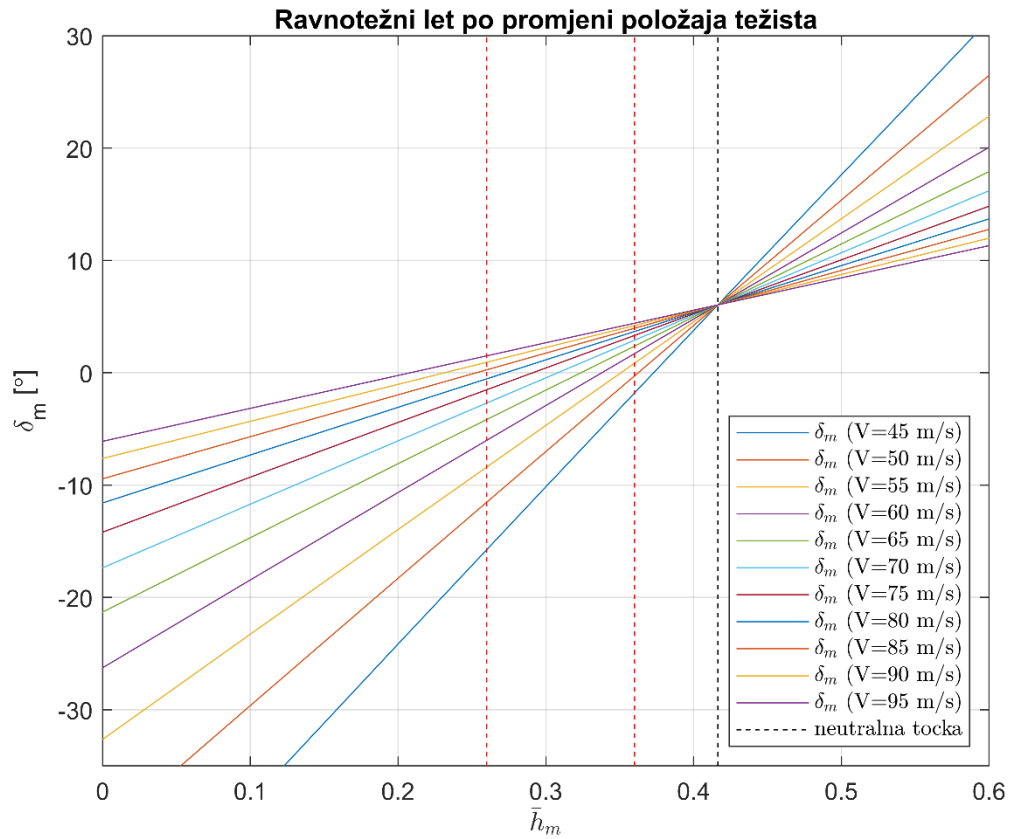
Od interesa je i promotriti kakav utjecaj položaj središta mase ima na promjene ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine. Sljedeći dijagrami prikazuju upravo taj utjecaj na primjeru četvrte konfiguracije s vodom i bez nje. Slika 27. i slika 28. odnose se na četvrtu konfiguraciju s vodom, dok slika 29. i slika 30. na četvrtu konfiguraciju bez vode. Što se tiče ostalih konfiguracija razlika dijagrama s vodom i bez nje bit će istovjetna razlici za četvrtu konfiguraciju.



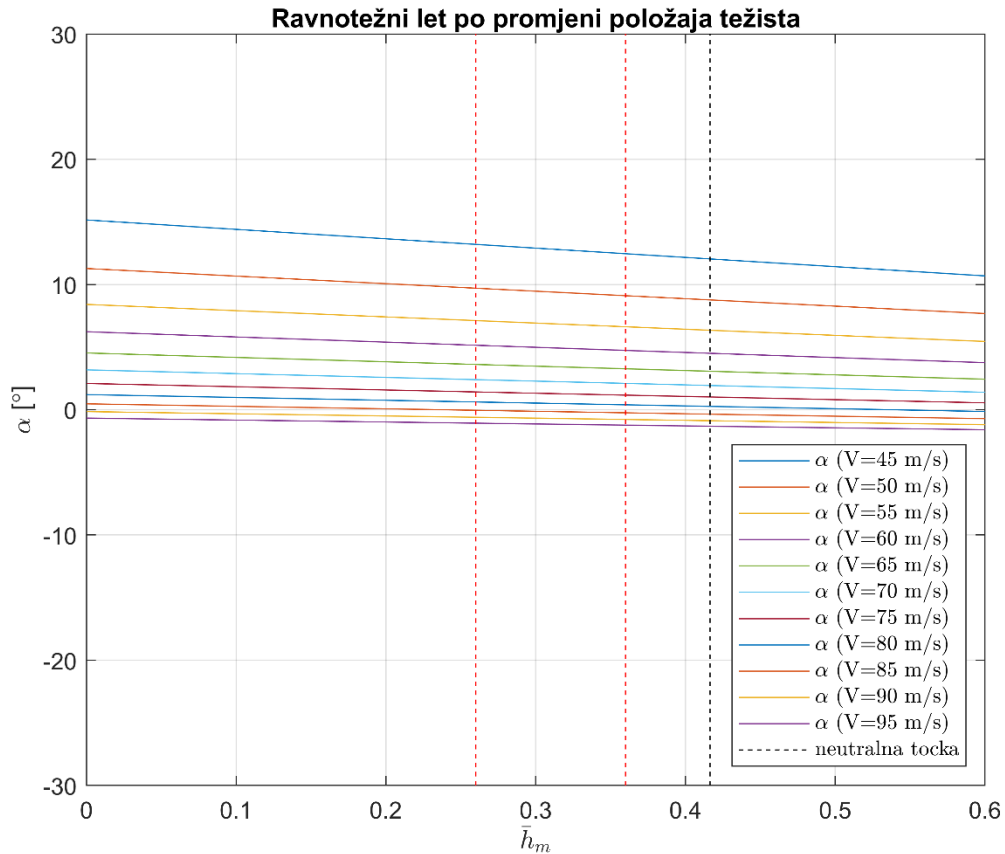
Slika 27. Utjecaj položaja središta mase na promjene kuta otklona kormila visine za 19890 kg



Slika 28. Utjecaj položaja središta mase na promjene ravnotežnog napadnog kuta za 19890 kg



Slika 29. Utjecaj položaja središta mase na promjene kuta otklona kormila visine za 21319 kg



Slika 30. Utjecaj položaja središta mase na promjene ravnotežnog napadnog kuta za 21319 kg

Usporedbom dijagrama sa slike 27. i slike 29. može se primijetiti kako se smanjenjem mase za istu brzinu leta nagib pravca otklona kormila visine smanjuje, dok se usporedbom dijagrama sa slike 28. i slike 30. može primijetiti kako su vrijednosti napadnog kuta sa smanjenjem mase manje za iste brzine.

Sa slike 27. i slike 29. može se još zaključiti kako se pomicanjem središta mase prema nosu zrakoplova iznos otklona kormila visine smanjuje. Moguće je još očitati s ove dvije slike kako će očekivani korišteni raspon otklona kormila visine biti od $\delta_m = -15^\circ$ do $\delta_m = 5^\circ$, iako to nisu maksimalne moguće vrijednosti otklona kormila visine.

Što se tiče stabilnosti zrakoplova ona ovisi o položaju neutralne točke. Neutralna točka predstavlja točku gdje se moment propinjanja ne mijenja s promjenom napadnog kuta ili otklonom kormila visine. Glavni uvjet koji treba biti zadovoljen da bi zrakoplov bio stabilan je taj da položaj središta mase bude ispred neutralne točke prema [2] poglavlje 7.:

$$\bar{h}_m < \bar{h}_n \quad (128)$$

te što je ta razlika veća to je uvjet statičke stabilnosti bolje zadovoljen.

Kod promatranog zrakoplova neutralna točka se nalazi na:

$$\bar{h}_n = 0.4164,$$

a kako se položaj središta mase kreće u rasponu od $\bar{h}_m = 0.26$ do $\bar{h}_m = 0.36$ može se zaključiti kako je zrakoplov statički stabilan.

Još jedan uvjet koji treba biti zadovoljen za statičku stabilnost je to da vrijedi prema [2] poglavlje 7.:

$$C_{m\alpha} < 0$$

gdje je $C_{m\alpha} = -(2.4554 - 5.8973 \cdot \bar{h}_m)$.

S uvrštavanjem gore navedenih granica raspona položaja mase dobivaju se vrijednosti -0.9221 odnosno -0.3324 iz čega se može zaključiti kako je i ovaj uvjet zadovoljen.

6. LINEARNI MODEL UZDUŽNOG GIBANJA I DINAMIČKA STABILNOST

6.1. Linearni model uzdužnog gibanja

Za razliku od statičke stabilnosti kod analize dinamičke stabilnosti u fokus se stavlja sposobnost zrakoplova da se vrati u ravnotežno stanje nakon nekakvog nastalog poremećaja. Kako bi se moglo pristupiti analizi dinamičke stabilnosti potrebno je imati izrađen model leta sa šest stupnjeva slobode gibanja. Prilikom izrade ovog modela zrakoplov se promatra kao kruto tijelo te se zanemaruje zakrivljenost Zemlje što dovodi do toga da koordinatni sustav zrakoplova ima samo translacijsko gibanje. Nakon linearizacije jednadžbi modela leta sa šest stupnjeva slobode gibanja moguće je sustav podijeliti na podsustav koji opisuje uzdužno gibanje te podsustav koji opisuje bočno gibanje. S obzirom da se u ovom diplomskom radu promatra samo uzdužno gibanje, pažnja će se posvetiti upravo podsustavu koji njega opisuje.

Uzdužno gibanje za zrakoplove s elisnim pogonom opisuje se sljedećim jednadžbama [2]:

$$\Delta \dot{u} = \left(X_u^0 - \frac{T^0 \cos(\alpha_T)}{m \cdot u} \right) \Delta u + X_\alpha^0 \Delta \alpha - g \cdot \cos(\theta^0) \Delta \theta, \quad (129)$$

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\alpha} = & \frac{Z_u^0 - \frac{T^0 \sin(\alpha_T)}{m \cdot u}}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta u + \frac{Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta \alpha + \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta q - \frac{g \cdot \sin(\theta^0)}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta \theta \\ & + \frac{Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta \delta_m, \end{aligned} \quad (130)$$

$$\begin{aligned} \Delta \dot{q} = & M_\alpha^0 \frac{Z_u^0 - \frac{T^0 \sin(\alpha_T)}{m \cdot u}}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta u + \left(M_\alpha^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta \alpha - \frac{M_\alpha^0 \cdot g \cdot \sin(\theta^0)}{u^0 - Z_\alpha^0} \Delta \theta \\ & + \left(M_q^0 + M_\alpha^0 \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta q + \left(M_{\delta_m}^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\alpha^0} \right) \Delta \delta_m, \end{aligned} \quad (131)$$

$$\Delta \dot{\theta} = \Delta q. \quad (132)$$

U njima se ne pojavljuju niti varijable skretanja ($\Delta\beta$, Δr) niti varijable valjanja ($\Delta\phi$, Δp). Ove jednažbe uzdužnog gibanja mogu se zapisati kao linearni sustav diferencijalnih jednažbi:

$$\Delta\dot{X} = A \cdot \Delta X + B \cdot \Delta e, \quad (133)$$

gdje je ΔX vektor stanja:

$$\Delta X = [\Delta u \quad \Delta\alpha \quad \Delta q \quad \Delta\theta]^T, \quad (134)$$

a $\Delta e = \Delta\delta_m$ vektor upravljanja.

Matrica sustava A iznosi:

$$A = \begin{bmatrix} X_u^0 - \frac{T^0 \cos(\alpha_T)}{m \cdot u} & X_\alpha^0 & 0 & -g \cdot \cos(\theta^0) \\ \frac{Z_u^0 - \frac{T^0 \sin(\alpha_T)}{m \cdot u}}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} & \frac{Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} & \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} & -\frac{g \cdot \sin(\theta^0)}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} \\ M_\alpha^0 \frac{Z_u^0 - \frac{T^0 \sin(\alpha_T)}{m \cdot u}}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} & M_\alpha^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_\alpha^0}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} & M_q^0 + M_\alpha^0 \frac{u^0 + Z_q^0}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} & -\frac{M_\alpha^0 \cdot g \cdot \sin(\theta^0)}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad (135)$$

a matrica B:

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} \\ M_{\delta_m}^0 + \frac{M_\alpha^0 Z_{\delta_m}^0}{u^0 - Z_\dot{\alpha}^0} \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (136)$$

6.2. Dinamička stabilnost četvrte konfiguracije s vodom i bez vode

Detaljniji postupak analize dinamičke stabilnosti opisati će se na **četvrtoj konfiguraciji** s obzirom da ona najbolje predstavlja zrakoplov u svojoj stvarnoj eksploataciji što se tiče podijele mase vode i goriva.

Kako bi se mogla izračunati matrica A potrebno je još definirati potrebne koeficijente dinamičke stabilnosti za sile:

$$X_u^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref}}{m} C_X^0, \quad (137)$$

$$X_\alpha^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref}}{2m} C_{X\alpha}^0, \quad (138)$$

$$Z_u^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref}}{m} C_Z^0, \quad (139)$$

$$Z_\alpha^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref}}{2m} C_{Z\alpha}^0, \quad (140)$$

$$Z_{\dot{\alpha}}^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref} \cdot c_A}{2m} C_{Z\dot{\alpha}}^0, \quad (141)$$

$$Z_q^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref} \cdot c_A}{2m} C_{Zq}^0, \quad (142)$$

$$Z_{\delta_m}^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref} \cdot c_A}{2m} C_{Z\delta_m}^0, \quad (143)$$

te koeficijente dinamičke stabilnosti za momente:

$$M_\alpha^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref} \cdot c_A}{2 \cdot I_y} C_{m\alpha}^0, \quad (144)$$

$$M_{\dot{\alpha}}^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref} \cdot c_A^2}{2 \cdot I_y} C_{m\dot{\alpha}}^0, \quad (145)$$

$$M_q^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref} \cdot c_A^2}{2 \cdot I_y} C_{mq}^0, \quad (146)$$

$$M_{\delta_m}^0 = \frac{\rho \cdot V_0^2 \cdot S_{ref} \cdot c_A}{2 \cdot I_y} C_{m\delta_m}^0. \quad (147)$$

Sa poznatim iznosima početnih uvjeta:

$$V_0 = 60 \frac{m}{s},$$

$$\theta^0 = 0^\circ,$$

$$h = 30 \text{ m}$$

za održavanje horizontalnog ravnotežnog leta **četvrtre konfiguracije s vodom** dobivaju se sljedeći rezultati za napadni kut i otklon kormila visine:

$$\alpha = 5.12^\circ,$$

$$\delta_m = -5.47^\circ.$$

Iz tih podataka moguće je dobiti matrice A i B uzdužnog gibanja:

$$A = \begin{bmatrix} -0.0101 & 10.0065 & 0 & -9.7966 \\ -0.0054 & -0.9598 & 0.9673 & -0.0085 \\ 0.0015 & -2.0629 & -1.1978 & 0.0024 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.0476 \\ -1.8603 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

S tim matricama moguće je izračunati korijene karakteristične jednačbe uzdužnog gibanja:

$$s_1 = -1.0850 + 1.4169i,$$

$$s_2 = -1.0850 - 1.4169i,$$

$$s_3 = 0.0011 + 0.1970i,$$

$$s_4 = 0.0011 - 0.1970i .$$

Dobivena su dva konjugirano-kompleksna para koja predstavljaju dva moda gibanja, kratko-periodični mod i dugo-periodični mod. Može se primijetiti kako korijeni s_1 i s_2 koji predstavljaju kratko-periodični mod se nalaze s lijeve strane kompleksne ravnine što znači da je taj mod stabilan, dok s_3 i s_4 predstavljaju dugo-periodični mod te se nalaze s desne strane kompleksne ravnine što znači da je taj mod nestabilan.

Iz ovih dobivenih korijena računaju se prirodne frekvencije i prigušenja modova gibanja sljedećim formulama:

$$\omega_n = \sqrt{\delta_n^2 + \omega_n^2}, \quad (148)$$

$$\zeta_n = \frac{\delta_n}{\sqrt{\delta_n^2 + \omega_n^2}} \quad (149)$$

te su dobiveni rezultati prikazani u sljedećoj tablici:

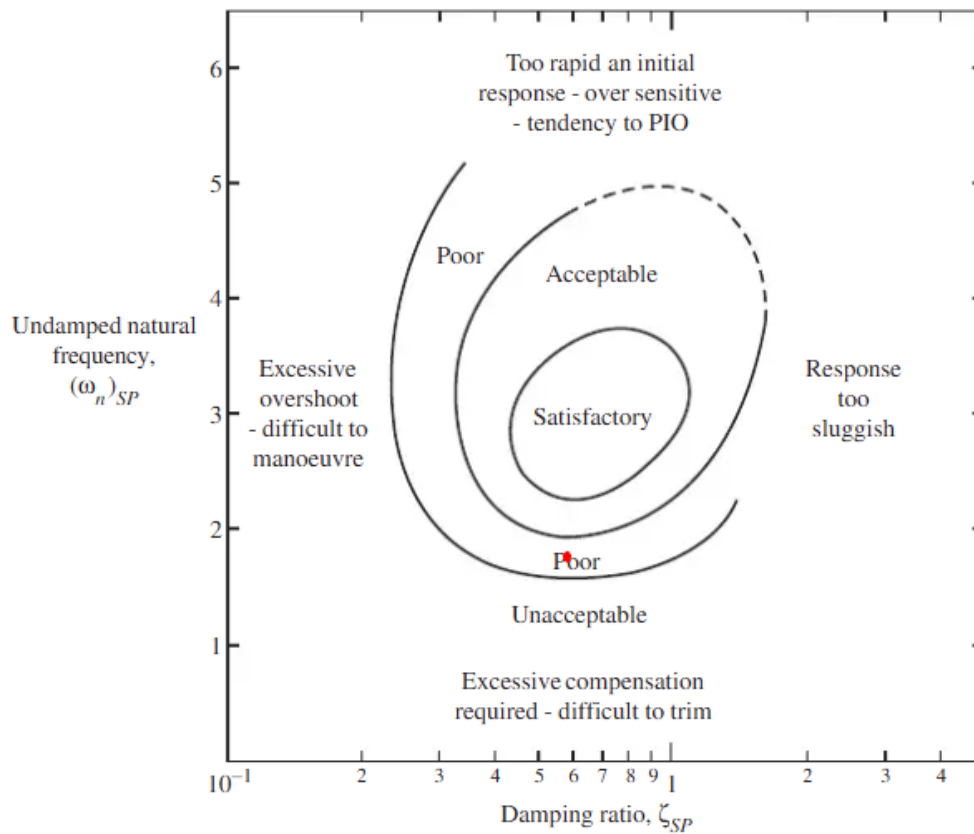
Tablica 6. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja

	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.8725 rad/s	0.2007 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.5796	0.0055

Ocjenjivanje kvalitete upravljanja zrakoplovom provoditi će se putem MIL kriterija za dugo-periodični mod, a ocjenjivanje kratko-periodičnog putem EDSU kriterija. Promatrani zrakoplov biti će svrstan u klasu I što predstavlja manje lake zrakoplove te s obzirom na vrstu primjene i okruženja u kojem ovaj zrakoplov leti, promatrat ćemo ograničenja za A kategoriju leta koja zahtjeva brzo i precizno upravljanje.

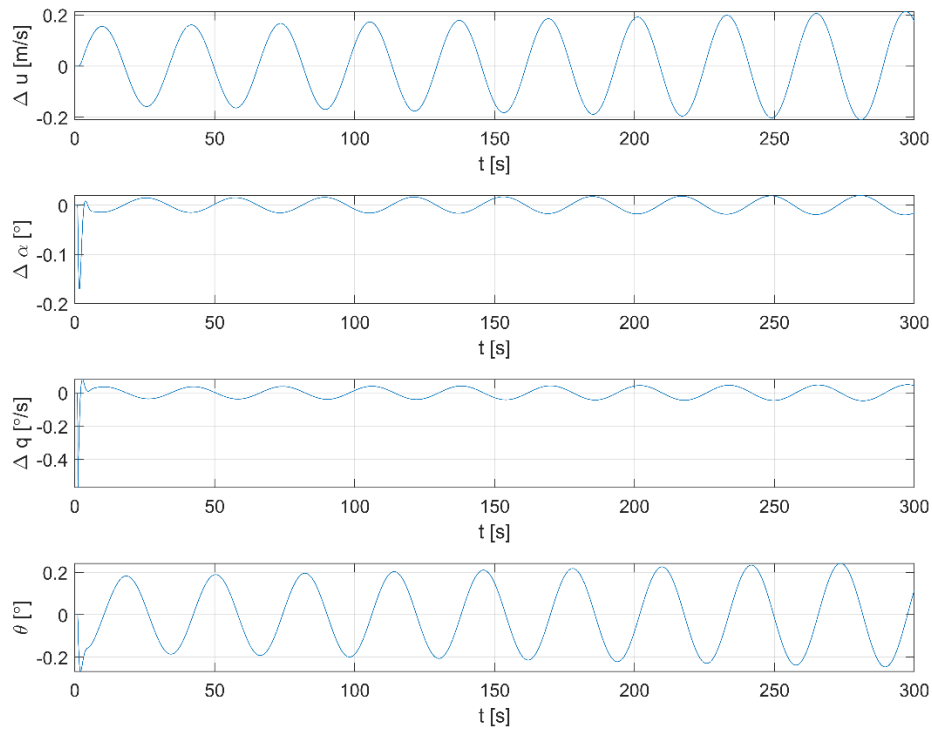
MIL kriterij za ocjenjivanje dugo-periodičnog moda nalaže da kako bi se ostvarila prva razina kvalitete upravljanja kategorije A, prigušenje mora minimalno iznositi 0.04 [20]. Usporedbom jasno je vidljivo kako ova konfiguracija s vodom ne zadovoljava traženi kriterij što znači da

postoji potreba za uvođenjem sustava stabilizacije. Što se kratko-periodičnog moda tiče na slici 31. prikazan je dijagram ESDU kriterija [21] za ocjenu kratko-periodičnog moda za promatrani slučaj.



Slika 31. Ocjena kvalitete upravljanja kratko-periodičnog moda prema ESDU kriteriju

Kao što se može vidjeti na slici 31. crvenom bojom označena je točka koja predstavlja ovu konfiguraciju te se zaključuje kako je upravljanje loše te se mora koristiti sustav stabilizacije kako bi došlo do poboljšanja kvalitete upravljanja.



Slika 32. Odziv linearnog uzdužnog gibanja na impulsnu pobudu

Na slici 32. jasno je vidljivo kako na impulsu pobudu kormila visine odziv sustava oscilira te se ne može ustabiliti natrag na svoje početne vrijednosti.

Što se tiče **četvrte konfiguracije nakon izbacivanja vode** za održavanje ravnotežnog horizontalnog leta potrebno je imati otklon kormila visine i iznos napadnog kuta:

$$\alpha = 2.243^\circ,$$

$$\delta_m = 2.226^\circ.$$

Dobivaju se matrice A i B:

$$A = \begin{bmatrix} -0.0316 & 7.7836 & 0 & -9.7966 \\ -0.0054 & -1.2844 & 0.9563 & -0.0085 \\ 0.0016 & -0.7548 & -1.2371 & 0.0025 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.0637 \\ -1.9258 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Izračunati su korijeni karakterističnih jednadžbi uzdužnog gibanja i glase ovako:

$$s_1 = -1.2648 + 0.8635i,$$

$$s_2 = -1.2648 - 0.8635i,$$

$$s_3 = -0.0117 + 0.1588i ,$$

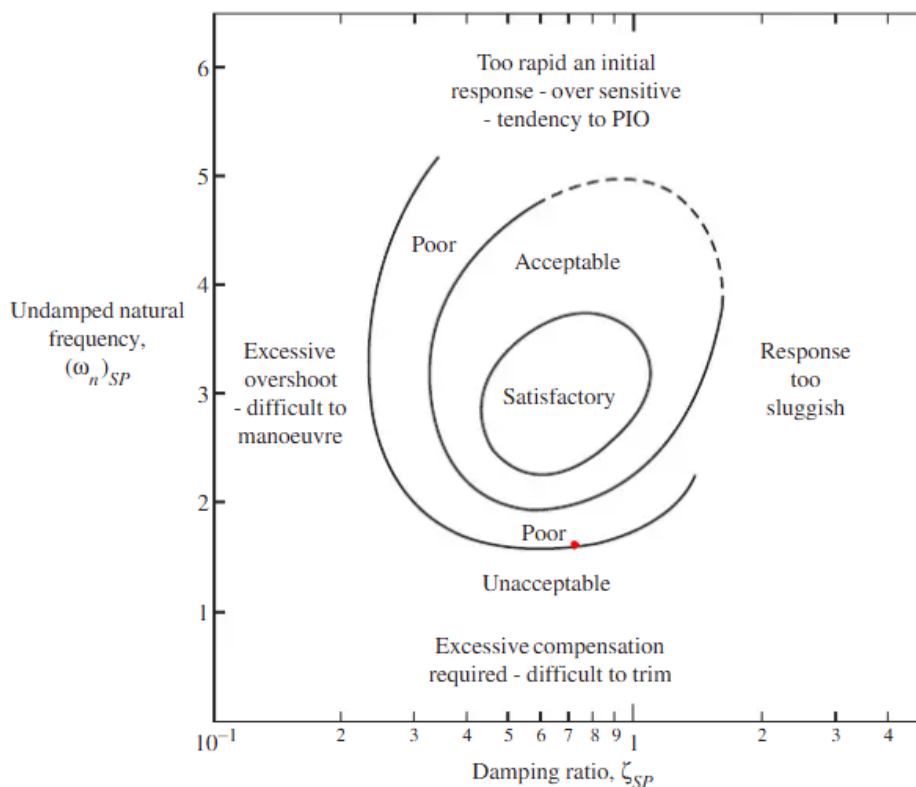
$$s_4 = -0.0017 - 0.1588i .$$

Za razliku od konfiguracije s vodom, kod ove konfiguracije svi korijeni nalaze se s lijeve strane kompleksne ravnine što znači da su i kratko-periodičan i dugo-periodičan mod stabilni. Računaju se prirodne frekvencije i prigušenja modova gibanja te se dobivaju vrijednosti navedene u tablici 7.

Tablica 7. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja

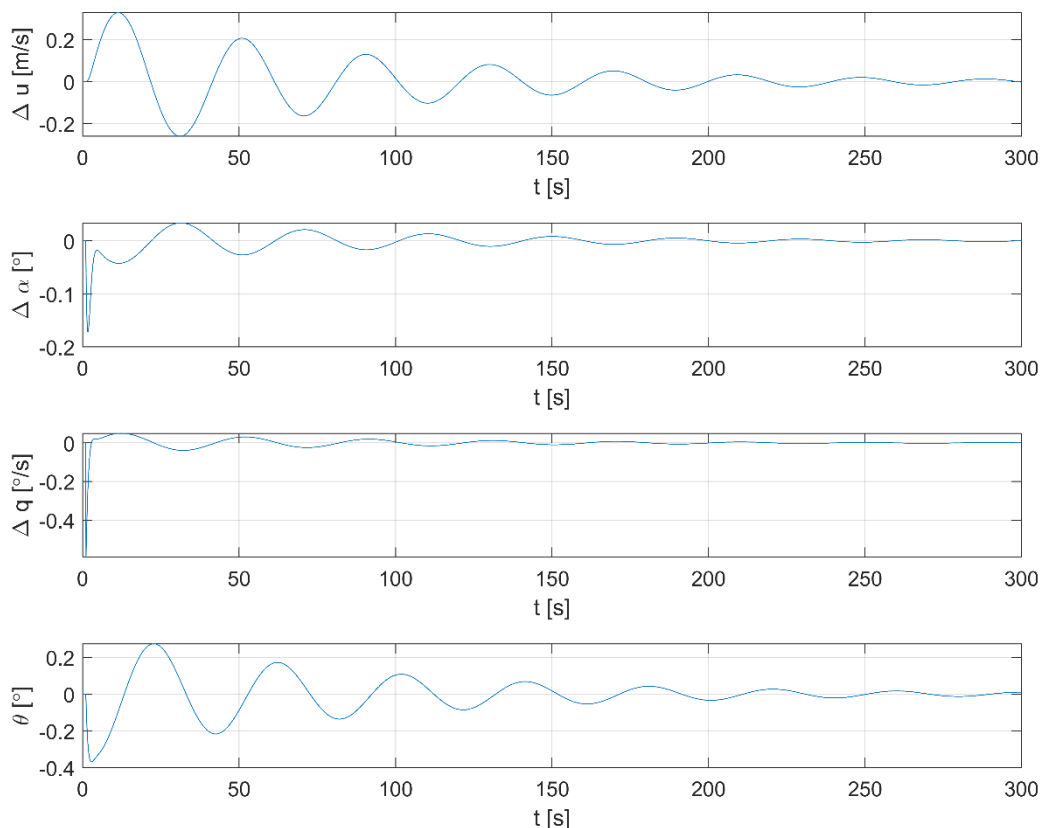
	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.6637 rad/s	0.1726 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.7616	0.0568

U ovom slučaju MIL kriterij je zadovoljen za prvu razinu kvalitete upravljanja kategorije A, dok je ocjena za kratko-periodični mod prikazana na slici 33.



Slika 33. Ocjena kvalitete upravljanja kratko-periodičnog moda prema ESDU kriteriju

Kao i za konfiguraciju s vodom ocjena kvalitete upravljanja je loša te ju je potrebno sustavima stabilizacije poboljšati.



Slika 34. Odziv linearnog uzdužnog gibanja na impulsnu pobudu

Za razliku od konfiguracije s vodom koja je dinamički nestabilna ovdje se može vidjeti kako zrakoplov nakon izbacivanja vode zapravo postaje dinamički stabilan. Iako je stabilan ipak je potrebno dosta vremena da se odziv sustava ustabilji na svoje početne vrijednosti.

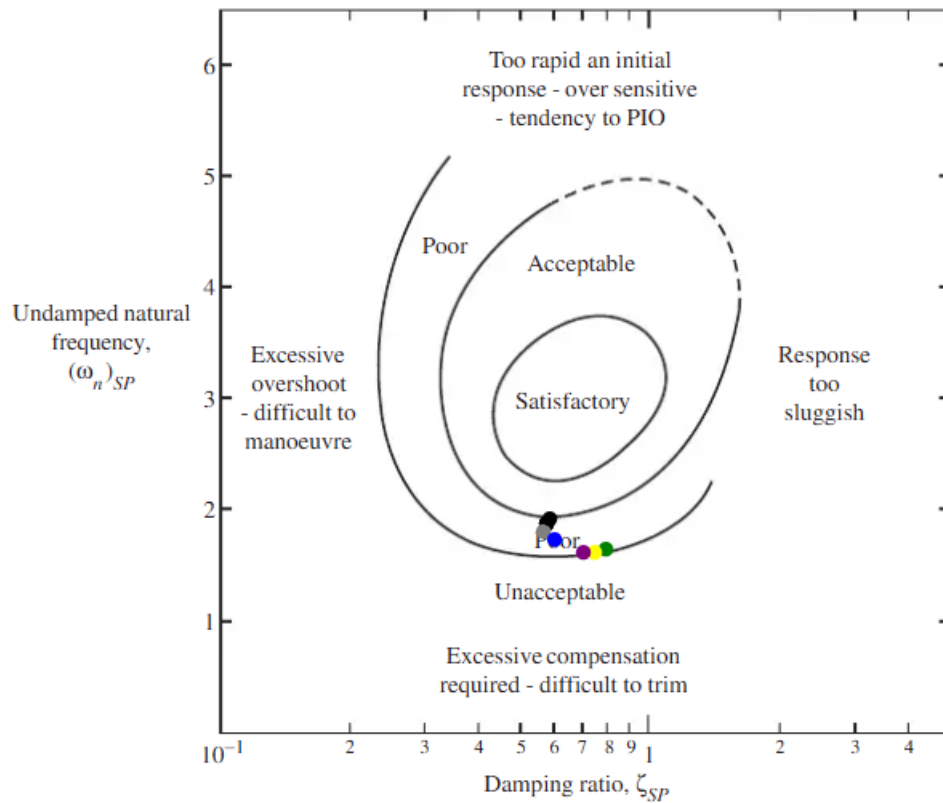
Što se ostalih konfiguracija tiče situacija s odzivima je identična. Za konfiguracije s vodom odzivi će biti dinamički nestabilni te se oscilacije neće prigušiti ili će se vrlo sporo za slučaje gdje je ukupna masa 19890 kg, a nakon izbacivanja vode zrakoplov postaje dinamički stabilan te se oscilacije s vremenom prigušuju. tablica 8. prikazuje vrijednosti prigušenja i vlastitih frekvencija potrebnih za ocjenjivanje kvalitete upravljanja za sve ostale konfiguracije.

Tablica 8. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja

Prva konfiguracija s vodom	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.91 rad/s	0.1999 rad/s

Prigušenje, ζ_n	0.5855	0.004
Prva konfiguracija bez vode	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.6707 rad/s	0.1622 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.8174	0.0881
Druga konfiguracija s vodom	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.8929 rad/s	0.2016 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.5721	0.0064
Druga konfiguracija bez vode	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.6765 rad/s	0.1705 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.7738	0.0651
Treća konfiguracija s vodom	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.8364 rad/s	0.1963 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.6128	0.0066
Treća konfiguracija bez vode	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.6637 rad/s	0.1726 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.7616	0.0568

Promatranjem tablice 8. može se primijetiti kako kao i za četvrtu konfiguraciju s vodom MIL kriterij za ocjenu prve razine kvalitete upravljanja kategorije A ovih konfiguracija nije zadovoljen dok za slučajeve kada se voda izbacijest. Na slici 35. prikazan je dijagram za ocjenu kratko-periodičnog moda s naznačenim točkama konfiguracija navedenih u tablici.



Slika 35. Ocjena kvalitete upravljanja kratko-periodičnog moda prema ESDU kriteriju

Boje točaka s dijagrama preklapaju se s bojama ćelija gdje se nalazi naziv promatrane konfiguracije. Vidljivo je kako sve konfiguracije promatrane imaju lošu ocjenu koja se treba popraviti uvođenjem stabilizacije povratnom vezom.

7. SUSTAV STABILIZACIJE

Kao što je prikazano u prethodnom poglavlju oscilacije su vrlo neugodna i nepoželjna pojava čiji se efekt želi što više umanjiti. Iz tog razloga, ali iz zbog poboljšanja kvalitete upravljanja zrakoplovom uvode se sustavi stabilizacije najčešće izvedeni putem povratnih negativnih veza.

Za sustav stabilizacije promatranog uzdužnog gibanja odabrana je izvedba u obliku PD regulatora gdje je K_θ proporcionalni član pojačanja povratne veze po kutu propinjanja θ , a K_q derivacijski član u povratnoj vezi po kutnoj brzini propinjanja q . Kako bi se moglo odrediti potrebno pojačanje povratnih veza potrebno je prvo provesti aproksimaciju kratko-periodičnog te duغو-periodičnog moda.

U kratko-periodičnom modu dolazi samo do promjena veličina napadnog kuta i kutne brzine propinjanja dok se promjena brzine Δu zanemaruje, a vrijednost θ pretpostavlja da je nula. Iz toga se dobiva sustav jednadžbi kratko-periodične aproksimacije:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{22} & A_{23} \\ A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_2 \\ B_3 \end{bmatrix} \cdot \Delta \delta_m. \quad (150)$$

U duغو-periodičnom modu suprotno od kratko-periodičnog moda promatraju se veličine Δu i $\Delta \theta$ dok su $\Delta \alpha$ i Δq jednaki nuli. Pa se iz tih pretpostavki i određenih pojednostavljenja dobiva sustav jednadžbi duغو-periodične aproksimacije:

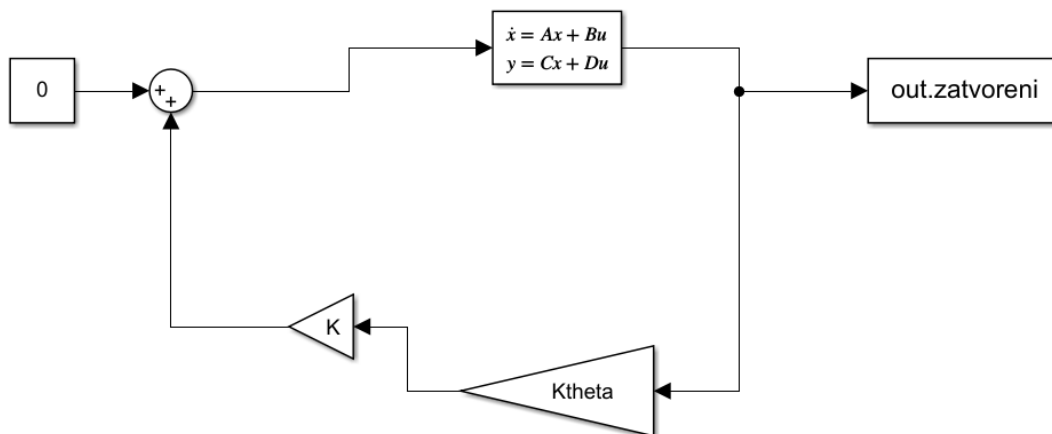
$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + B \cdot \Delta \delta_m, \quad (151)$$

gdje su matrice A i B:

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} + A_{12} \cdot u^0 \frac{A_{31}u^0 - A_{33}A_{21}u^0}{A_{33}A_{22} - A_{32}} & -g \\ \frac{A_{32}A_{21} - A_{31}A_{22}}{A_{33}A_{22} - A_{32}} & 0 \end{bmatrix}, \quad (152)$$

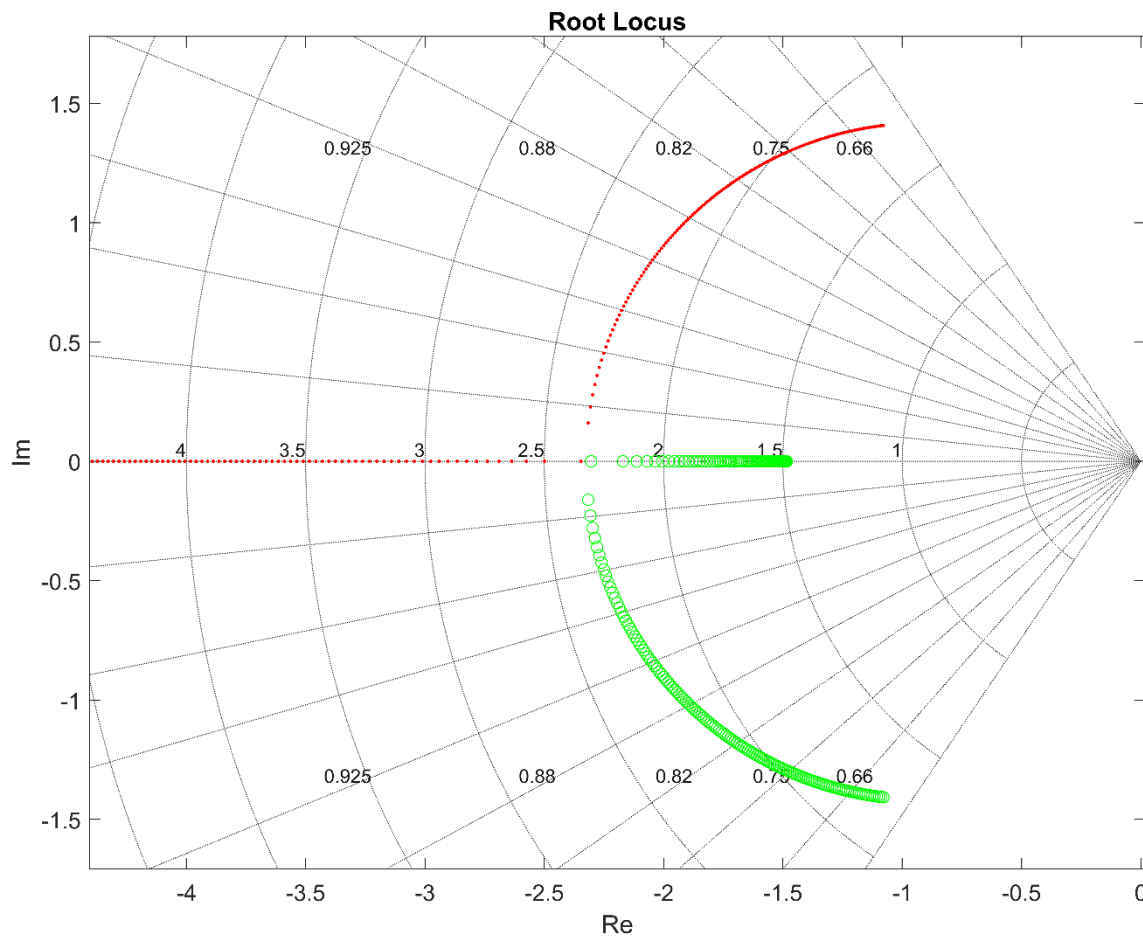
$$B = \begin{bmatrix} A_{12}u^0 \frac{B_3B_2A_{33}u^0}{A_{33}A_{22} - A_{32}} \\ \frac{B_2A_{32} - B_3A_{22}}{A_{33}A_{22} - A_{32}} \end{bmatrix}. \quad (153)$$

Analiza određivanja pojačanja povratnih veza provesti će se na **četvrtoj konfiguraciji s vodom**. Jačina traženih pojačanja povratnih veza dobiti će se *root locus* grafičkom metodom koja pokazuje kako se mijenjaju korijeni i parametri sustava za različite iznose pojačanja povratnih veza. Slika 36. prikazuje korišteni Simulink model zatvorenog sustava s povratnom vezom i traženim pojačanjima.



Slika 36. Simulink model sustava stabilizacije

Uz korištenje kratko-periodične aproksimacije određeno je pojačanje povratne veze po kutnoj brzini propinjanja q putem *root locus* analize prikazane na slici 37.

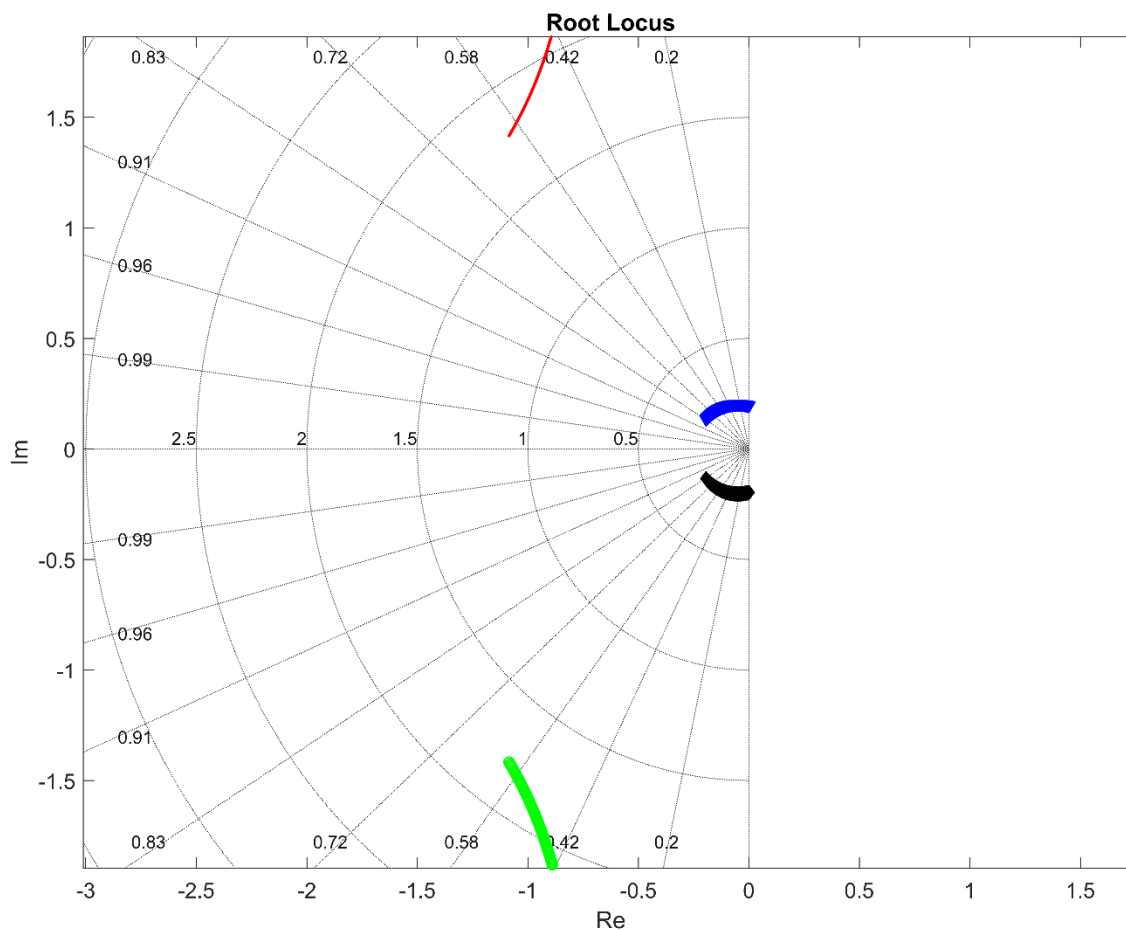


Slika 37. Root locus metoda za određivanje K_q pojačanja

Analizom ovog dijagrama određeno je da za željeno prigušenje sustava od oko 0.7 pojačanje povratne veze mora iznositi:

$$K_q = 1.85 .$$

Sličnim postupkom određeno je pojačanje povratne veze po kutu propinjanja θ putem root locus analize prikazane na slici 38.

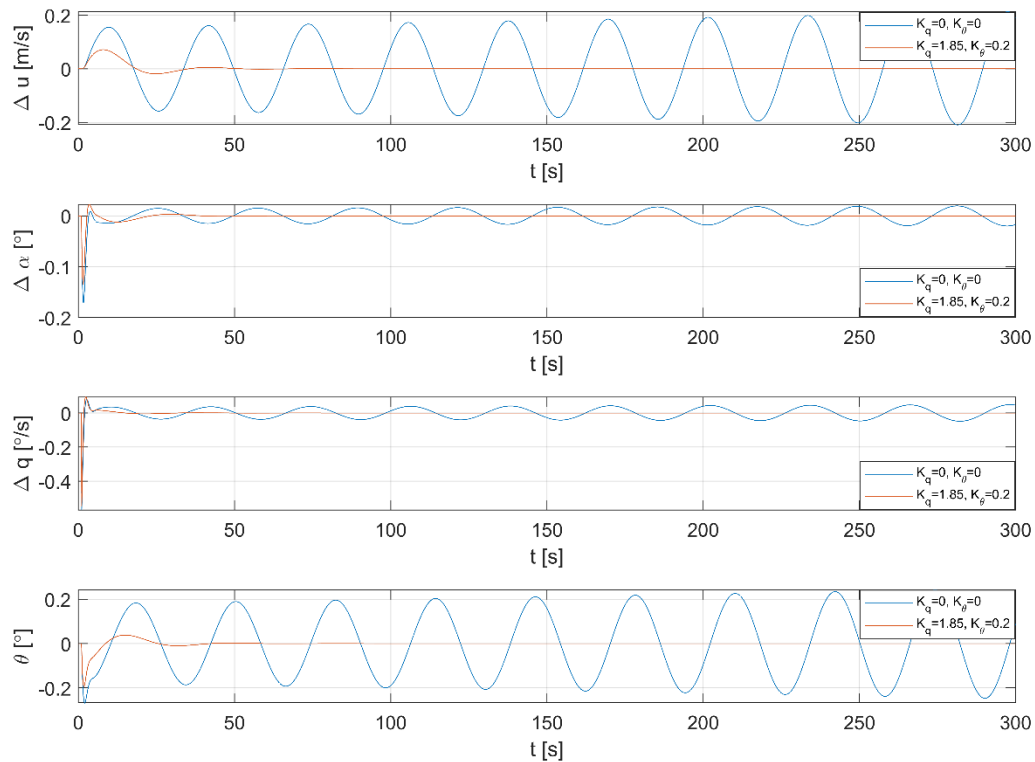


Slika 38. Root locus metoda za određivanje K_{θ} pojačanja

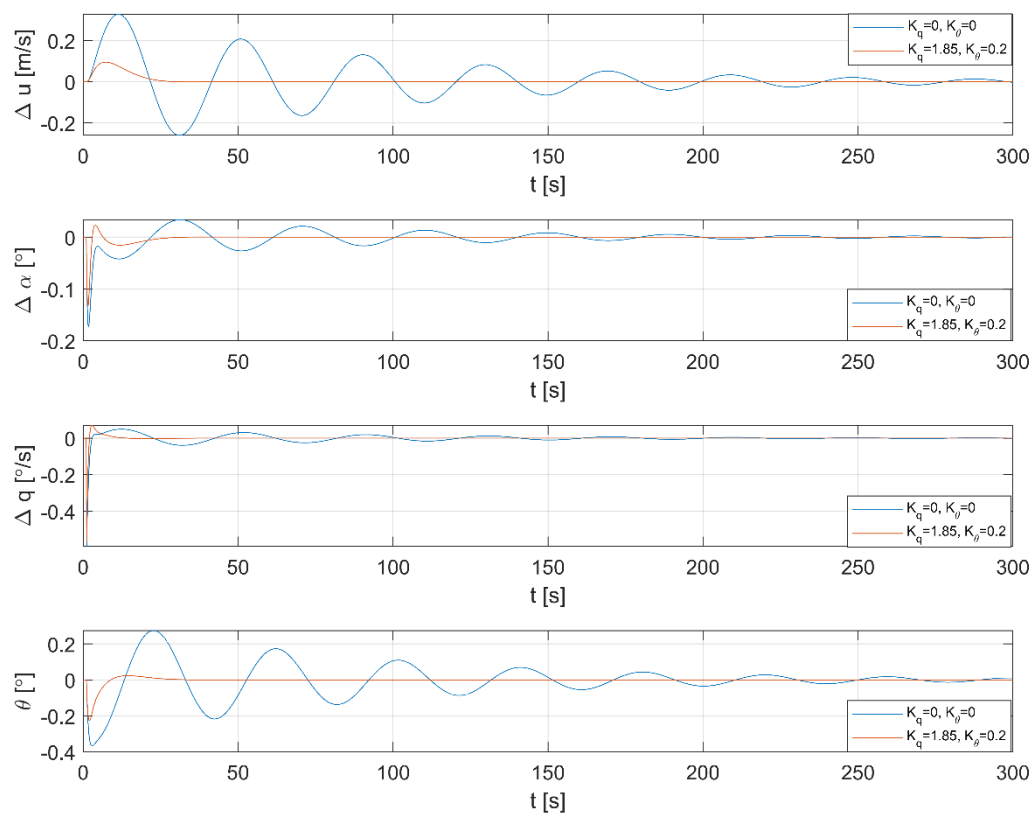
Analizom dijagrama utvrđeno je kako za željenu vrijednost prigušenja od oko 0.7 iznos pojačanja povratne veze po kutu propinjanja iznosi:

$$K_{\theta} = 0.2 .$$

Uvođenjem povratnih veza odnosno sustava stabilizacije nestabilni odzivi četvrte konfiguracije s vodom postaju stabilni (slika 39.) dok se odzivi konfiguracije bez vode još brže prigušuju (slika 40.). U pravilu trebala bi provesti analiza pojačanja povratnih veza da budu prilagođena masi kao varijabli, ali zbog brže analize svih konfiguracija odlučeno je koristiti se vrijednostima pojačanja povratnih veza dobivenih za četvrtu konfiguraciju s vodom.



Slika 39. Usporedba odziva sustava bez i sa stabilizacijom za četvrtu konfiguraciju s vodom



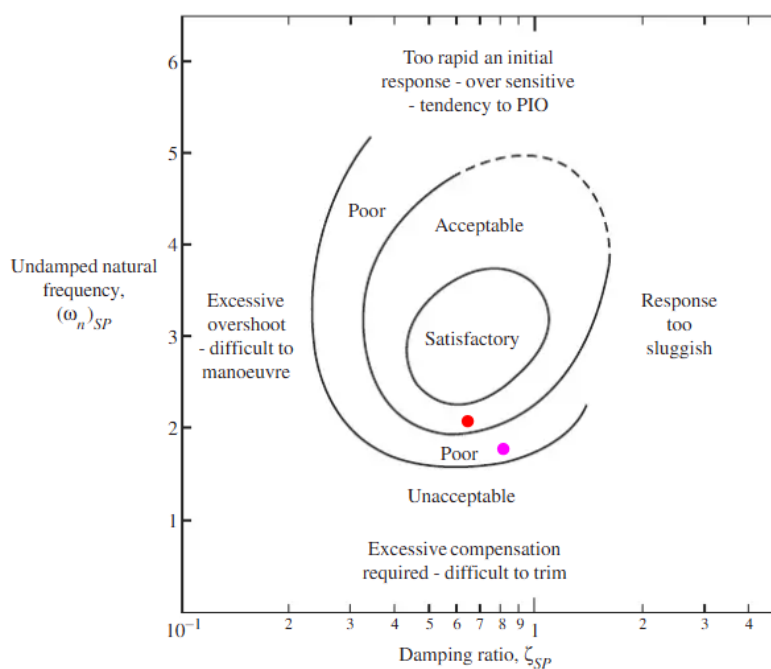
Slika 40. Usporedba odziva sustava bez i sa stabilizacijom za četvrtu konfiguraciju bez vode

Potrebno je još provjeriti da li su se ocjene kvalitete upravljanja poboljšale uvođenjem sustava stabilizacije. Tablica 9. predstavlja nove vrijednosti potrebne za ocjenjivanje kvalitete upravljanja.

Tablica 9. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja

Četvrta konfiguracija s vodom	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	2.018 rad/s	0.2024 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.6686	0.3891
Četvrta konfiguracija bez vode	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.7559 rad/s	0.1959 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.839	0.8148

Sada je MIL kriterij za prvu razinu kvalitete upravljanja kategorije A zadovoljen za oba slučaja, dok je ocjena za kratko-periodični mod četvrte konfiguracije s vodom ušla u prihvatljivo područje dok je za konfiguraciju bez vode došlo do malo poboljšanja ali svejedno je ostala u lošem području.



Slika 41. Ocjena kvalitete za četvrtu konfiguraciju

Što se ostalih konfiguracija tiče odzivi poprimaju identične oblike kao i oni kod četvrte konfiguracije, odnosno svi nestabilni odzivi konfiguracija s vodom postali su stabilni, a odzivi konfiguracija bez vode se puno brže prigušuju.

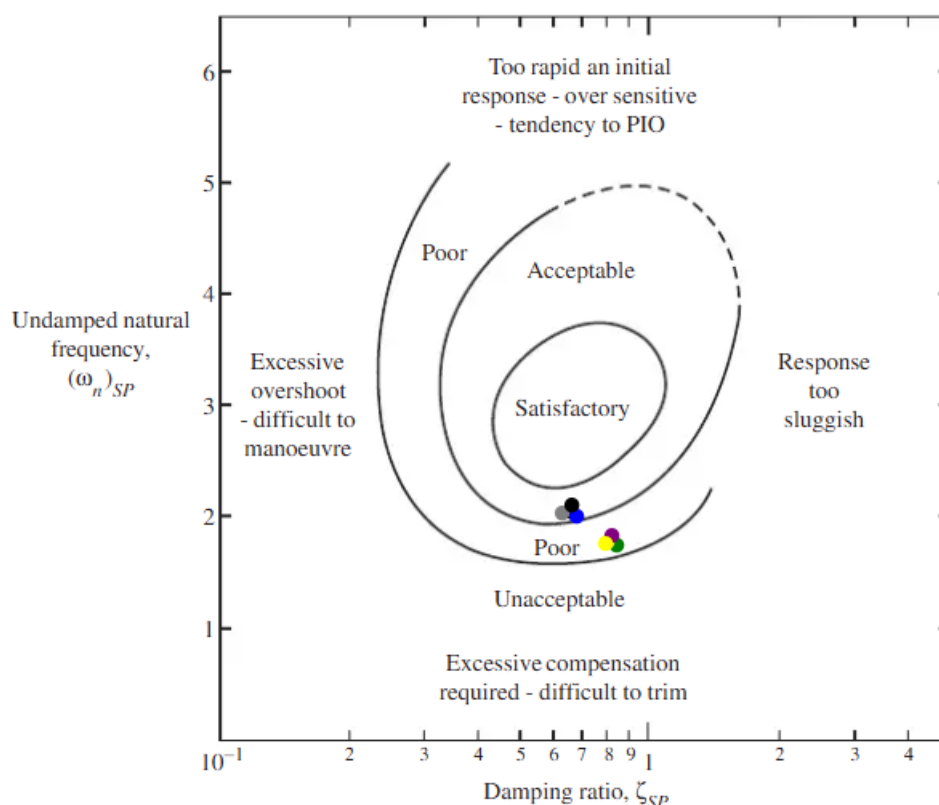
Tablica 10. daje vrijednosti potrebne za ocjenjivanje upravljivosti svih ostalih konfiguracija.

Tablica 10. Vrijednosti za ocjenu kvalitete upravljanja

Prva konfiguracija s vodom	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	2.0599 rad/s	0.2025 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.6697	0.4069
Prva konfiguracija bez vode	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.7425 rad/s	0.1978 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.8869	0.9618
Druga konfiguracija s vodom	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	2.0403 rad/s	0.203rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.6605	0.376
Druga konfiguracija bez vode	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.7673 rad/s	0.1963 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.8479	0.8453
Treća konfiguracija s vodom	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.978 rad/s	0.2004 rad/s
Prigušenje, ζ_n	0.6987	0.4576
Treća konfiguracija bez vode	Kratkoperiodični mod	Dugoperiodični mod
Prirodna frekvencija, ω_n	1.8295 rad/s	0.2021 rad/s

Prigušenje, ζ_n	0.8492	0.9439
-----------------------	--------	--------

MIL kriterij za prvu razinu kvalitete upravljanja kategorije A zadovoljen je za sve konfiguracije, dok kod ocjena za kvalitetu upravljanja se dogodilo isto kao i kod četvrte konfiguracije, odnosno ocjena za konfiguracije s vodom je poboljšana te se za sve tri konfiguracije nalazi unutar prihvatljivog područja dok su ocjene za konfiguracije bez vode poboljšane, ali ne dovoljno da uđu u prihvatljivo područje.



Slika 42. Ocjene za ostale konfiguracije

Kako je ESDU vrlo strog kriterij prilikom ocjenjivanja kratko-periodičnog moda, iznosi dobivenih pojačanja povratne veze prihvatit će se kao konačni jer su eliminirali glavni problem, a to su oscilacije odziva dugo-periodičnog moda. Nadalje, ocjene kratko-periodičnog moda moguće je popraviti povećanjem iznosa pojačanja povratne veze po kutu propinjanja K_θ ili još boljim rješenjem, a to je uvođenje povratne veze s akcelerometrom. Na taj način bi se povećale vrijednosti vlastitih frekvencija ω_n , što bi sve ocjene podiglo po y osi te ih pozicioniralo minimalno u prihvatljivo područje, ali to će se ostaviti za neku daljnu analizu izvan ovog diplomskog rada.

8. ZAKLJUČAK

U ovom radu prvo je u potpunosti definirana geometrija promatranog zrakoplova analizirajući stvarnu maketu Canadair CL-415 tvrtke Heller napravljene u mjerilu 1:72. Tako definirana geometrija korištena je pri daljnjem proračunu zrakoplova. Provedena je procjena inercijskih značajki zrakoplova pri čemu su se definirale četiri konfiguracije, svaka s vodom i bez nje. Cilj ovih konfiguracija je da predstavljaju nekoliko različitih slučajeva raspodijele nošenog tereta odnosno vode i goriva koji bi mogli odgovarati stvarnoj raspodijeli tokom eksploatacije Canadair-a CL-415. Nakon toga proračunati su otpori svih dijelova te u konačnici i ukupni otpor cijelog zrakoplova čija je vrijednost bila blizu i očekivane. Proračunati su aerodinamički koeficijent normalne sile te aerodinamički koeficijent momenta propinjanja, nakon čega je prikazana i njihova ovisnost o napadnom kutu. Nakon toga krenulo se u analizu statičke stabilnosti. Izračunat je položaj neutralne točke $\bar{h}_n = 0.4164$ te s obzirom na to da se položaj težišta kreće od $\bar{h}_m = 0.26$ do $\bar{h}_m = 0.36$, uz ispunjen uvjet da je $C_{m\alpha} < 0$, zaključeno je kako zrakoplov zadovoljava uvjet statičke stabilnosti odnosno statički je stabilan. Analiziran je ravnotežni let za sve navedene konfiguracije, dobivene su potrebne vrijednosti napadnog kuta i kuta otklona kormila visine te su iscrtani dijagrami koji opisuju stanje ravnotežnog leta. Zaključeno je kako se smanjenjem mase za istu brzinu leta nagib pravca otklona kormila visine smanjuje, dok su iznosi napadnog kuta sa smanjenjem mase za iste brzine manji. Zatim izrađen je uzdužni model zrakoplova za svaku konfiguraciju te za svaku od njih s vodom i bez nje. Dobiveno je ukupno osam posebnih matrica A i B te se krenulo u analizu dinamičke stabilnosti. S obzirom na veliku količinu vode koju zrakoplov može primiti, što znatno utječe na stabilnost moglo se vidjeti na dobivenim dijagramima odziva sustava konfiguracija s vodom, da su se nakon kratkog impulsa pojavile oscilacije koje se nisu mogle prigušiti. Zbog toga je dodano poglavlje koje se bavi upravo stabilizacijom uzdužnog gibanja. Sustavu je dodana povratna veza po kutnoj brzini propinjanja q te kutu propinjanja θ što je eliminiralo oscilacije i učinilo odzive sustava stabilnim.

Kao konačni zaključak koji proizlazi iz izvršene analize i obrade, može se reći kako je promatrani zrakoplov vrlo zanimljiv zbog svoje primjene, robusne konstrukcije te velike nosivosti vode koja mu omogućava superiorniju učinkovitost gašenja od svojih konkurenata. Ovaj dobiveni uzdužni model dobra je osnova za početak stvaranja punog modela protupožarnog zrakoplova za simulator leta, npr. prvo je potrebno prilagoditi povratne veze, zatim napraviti linearni model bočnog gibanja, sustav stabilizacije bočnog gibanja, implementirati razvijene modele gibanja u simulacijsku platformu, itd.

LITERATURA

- [1] Žabec K., „Tajna Objekta 210: Ekipa u Zagrebu dio je velikog projekta gradnje prvog borbenog aviona šeste generacije!“
Dostupno: https://www.jutarnji.hr/vijesti/hrvatska/tajna-objekta-210-ekipa-u-zagrebu-dio-je-velikog-projekta-gradnje-prvog-borbenog-aviona-seste-generacije-15505594?cx_linkref=jl_home_najnovije [22. listopada 2024.]
- [2] Janković, Slobodan. „Mehanika leta zrakoplova“, 3.el.izdanje, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2005.
Dostupno: https://titan.fsb.hr/~mvrdojla/knjiga_mehanika-leta-zrakoplova/
[20. studenog 2024.]
- [3] JETPHOTOS,
Dostupno: <https://www.jetphotos.com/photo/11039695> [22. listopada 2024.]
- [4] Wikipedia,
Dostupno: https://en.wikipedia.org/wiki/Canadair_CL-415#cite_note-bombardier.com-1
[22. listopada 2024.]
- [5] AvioRadar,
Dostupno: <https://avioradar.net/canadair-cl-415-2/> [22. listopada 2024.]
- [6] Wikipedia,
Dostupno: https://en.wikipedia.org/wiki/747_Supertanker#:~:text=The%20aircraft%20is%20rated%20to,of%20fire%20retardant%20or%20water. [22. listopada 2024.]
- [7] Wikipedia,
Dostupno: https://en.wikipedia.org/wiki/DC-10_Air_Tanker [22. listopada 2024.]
- [8] Dostupno: <https://www.youtube.com/watch?v=fuLk5hXMRZY>, 6:00 min
[22. listopada 2024.]
- [9] Ministarstvo Obrane, „PRIRUČNIK ZA UPORABU ZRAKOPLOVA CL-415“, 2014.
[22. listopada 2024.]
- [10] Heller, Canadair CL-415,
Dostupno: <https://www.heller.fr/en/80370-canadair-cl-415-1000803700>

- [27. listopada 2024.]
- [11] WinAir,
Dostupno: <https://winair.ca/blog/everything-need-know-canadair-cl-415/>
[2. studenog 2024.]
- [12] Angelfire,
Dostupno: <https://www.angelfire.com/journal2/grizzlyairways/CL-415.html>
[2. studenog 2024.]
- [13] Dostupno: <http://struna.ihjj.hr/naziv/steinerov-poucak-za-moment-tromosti/7720/>
[3. studenog 2024.]
- [14] Dostupno: <https://www.fer.unizg.hr/download/repository/2018-7a.pdf>
[3. studenog 2024.]
- [15] Dostupno: <https://www.youtube.com/watch?v=fuLk5hXMRZY>, 5:38 min
[3. studenog 2024.]
- [16] JSBSim, Aircraft mass properties,
Dostupno: <http://jsbsim.sourceforge.net/MassProps.html> [5. studenog 2024.]
- [17] PLANESPOTTERS.NET,
Dostupno: <https://www.planespotters.net/photo/1480939/888-croatian-air-force-canadair-cl-415> [7. studenog 2024.]
- [18] Raymer, D. „Aircraft Design: A Conceptual Approach“, AIAA Education Series, Washington, 1992. [7. studenog 2024.]
- [19] AIRPLANEPICTURES,
Dostupno: <https://www.airplane-pictures.net/photo/985506/844-croatia-air-force-canadair-cl-415-all-marks/> [9. studenog 2024.]
- [20] SIUZ, Dodatni nastavni materijali, „Kriteriji ocjene kvalitete upravljanja zrakoplova“
[25. studenog 2024.]
- [21] A background to the handling qualities of aircraft,
Dostupno: <https://www.scribd.com/document/753044240/A-background-to-the-handling-qualities-of-aircraft-IHS-ESDU> [26. studenog 2024.]