

# Analiza ravnotežnog leta i statičke stabilnosti hidroaviona za četiri putnika

---

**Bračić, Roko**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2023**

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

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:772849>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-06-29**

*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# ZAVRŠNI RAD

**Roko Bračić**

Zagreb, 2023.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# **Analiza ravnotežnog leta i statičke stabilnosti hidroaviona za četiri putnika**

Mentor:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak, dipl. ing.

Student:

Roko Bračić

Zagreb, 2023.

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

Zahvaljujem se mentoru Prof. dr.sc. Milanu Vrdoljaku, kao i svojoj obitelji koja mi je bila podrška tijekom cijelog studija.

Roko Bračić



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 23 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 23 -	

## ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Roko Bračić** JMBAG: **0035222597**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza ravnotežnog leta i statičke stabilnosti hidroaviona za četiri putnika**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Analysis of trimmed flight and static stability of four-passenger seaplane**

Opis zadatka:

Hidroavion za četiri putnika zanimljiva je konfiguracija za koju se može procijeniti da bi bila zanimljiva na tržištu, s rekreativnom i turističkom namjernom, ali i uslužnom, posebice za obalno područje s otocima. Kao i za druge vrste letjelica od primarnog je interesa provjera statičke stabilnosti leta te značajke ostvarivog ravnotežnog leta u području uporabe letjelice. Kod hidroaviona primarna je namjena slijetanje na vodenu površinu, no od velikog značaja predstavlja i mogućnost slijetanja na klasične, pripremljene poletno-sletne staze. U tom slučaju za očekivati je da će podvozje biti uvlačivo. Tada je od interesa promatrati dvije konfiguracije: s izvučenim te s uvučenim podvozjem. Konfiguracije od interesa također mogu biti definirane kombinacijom broja putnika i tereta.

U završnom radu predmet analize je hidroavion, četverosjed, poznate geometrije u nekoliko odabranih konfiguracija. Za razmatrani avion potrebno je:

- prikazati geometriju aviona i sve korištene podatke;
- odrediti aerodinamičke koeficijente normalne sile i momenta propinjanja;
- analizirati ravnotežni let za odabrane režime leta;
- analizirati uzdužnu statičku stabilnost promatranih konfiguracija.

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

Zadatak zadan:

30. 11. 2022.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Datum predaje rada:

1. rok: 20. 2. 2023.  
2. rok (izvanredni): 10. 7. 2023.  
3. rok: 18. 9. 2023.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 27. 2. – 3. 3. 2023.  
2. rok (izvanredni): 14. 7. 2023.  
3. rok: 25. 9. – 29. 9. 2023.

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

**SADRŽAJ**

1. UVOD .....	1
2. GEOMETRIJA AVIONA .....	3
2.1. Krilo .....	7
2.2. Horizontalni rep .....	8
3. AERODINAMIČKI KOEFICIJENTI NORMALNE SILE I MOMENTA PROPINJANJA .....	9
3.1 Aerodinamički koeficijenti normalne sile krila .....	9
3.2 Aerodinamički koeficijent momenta propinjanja .....	11
3.3. Tijelo .....	12
3.4. Plovci .....	13
3.5. Horizontalni rep .....	14
3.6. Moment propinjanja od pogonske sile .....	16
3.7. Ukupni aerodinamički koeficijenti normalne sile i momenta propinjanja .....	18
4. RAVNOTEŽNI LET I UZDUŽNA STABILNOST .....	20
4.1. Horizontalni ravnotežni let .....	20
4.2. Penjanje nakon polijetanja .....	25
4.3. Prilaz za slijetanje .....	29
5. ZAKLJUČAK .....	32

**POPIS SLIKA**

Slika 1. Hidroavion.....	2
Slika 2. Nacrt i tlocrt hidroaviona .....	3
Slika 3. Bokocrt hidroaviona .....	4
Slika 4. NACA 64418.....	7
Slika 5. NACA 63015.....	8
Slika 6. Aerodinamički koeficijenti normalne sile .....	18
Slika 7. Aerodinamički koeficijenti momenta propinjanja .....	19
Slika 8. Odnos brzine i promjene ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine .	22
Slika 9. Utjecaj položaja središta mase na promjene ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine.....	23
Slika 10. Ravnotežni napadni kut i kut otklona kormila visine u ovisnosti o masi .....	25
Slika 11. Ovisnost potrebne sile o brzini i kutu penjanja .....	26
Slika 12. Ravnotežni napadni kut penjanja i kut otklona kormila visine u ovisnosti o masi ...	27
Slika 13. Ovisnost ravnotežnog napadnog kuta i otklona kormila visine u odnosu na položaj središta mase .....	28
Slika 14. Ovisnost ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine u ovisnosti o položaju središta mase .....	30
Slika 15. Ravnotežni napadni kut prilaza za spuštanje i kut otklona kormila visine o masi ....	31

## POPIS TABLICA

Tablica 1. Podaci o krilima .....	5
Tablica 2. Podaci o horizontalnom repu .....	5
Tablica 3. Podaci o vertikalnom repu .....	6
Tablica 4. Podaci o trupu .....	6



**POPIS OZNAKA**

Oznaka	Jedinica	Opis
$b$	m	Raspon krila sa podtrupnim dijelom
$b_w$	m	Raspon krila
$c$	m	Duljina tetive
$\Lambda$	°	Kut strijele
$c_r$	m	Duljina korijenske tetive
$c_t$	m	Duljina vršne tetive
$\Lambda_{LE}$	°	Kut strijele napadnog ruba
$\Lambda_{1/4}$	°	Kut strijele na 1/4 duljine
$S_w$	m <sup>2</sup>	Površina krila
$AR$	-	Vitkost krila
$S_{ref}$	m <sup>2</sup>	Površina krila sa podtrupnim dijelom
$S_h$	m <sup>2</sup>	Površina horizontalnog repa
$AR_h$	-	Vitkost horizontalnog repa
$v_k$	m/s	Brzina zrakoplova
$Ma$	-	Machov broj
$\beta$	-	Koeficijent stlačivosti
$c_{l\alpha}$	-	Gradijent aeroprofila
$(C_{L\alpha})_W$	-	Gradijent normalne sile krila
$\Lambda_{c/2}$	°	Kut strijele na 1/2 tetive
$(C_N)_{WB}$	-	Koeficijent normalne sile kombinacije krilo-tijelo
$\bar{d}$	-	Omjer debljine trupa i raspona krila
$K_{BW}$	-	Koeficijent interferencije krilo-tijelo
$k_{WB}$	-	Koeficijent interferencije tijelo-krilo
$\alpha_{0L}$	°	Kut nultog uzgona
$(C_{m0})_W$	-	Koeficijent momenta propinjanja za krilo
$c_{m0}$	-	Spreg aeroprofila

$(C_m)_{BW}$	-	Koeficijent momenta propinjanja za kombinaciju krilo-tijelo
$\bar{h}_{cw}$	-	Hvatište normalne sile krila u odnosu na srednju aerodinamičku tetivu
$\bar{h}_m$	-	Položaj središta mase u odnosu na srednju aerodinamičku tetivu
$\alpha$	°	Napadni kut
$i_w$	°	Postavni kut krila
$i_h$	°	Postavni kut horizontalnog repa
$\delta_m$	°	Kut odklona kormila visine
$K_f$	-	Koeficijent nelinearnosti
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	-	Povijanje struje
$K_A$	-	Koeficijent utjecaja vitkosti krila kod povijanja struje
$K_H$	-	Koeficijent relativne vertikalne pozicije krila i repa kod povijanja struje
$K_\lambda$	-	Koeficijent utjecaja suženja krila kod povijanja struje
$\lambda$	-	Suženje krila
$h$	m	Visina horizontalnog repa
$l_{ch}$	m	Napadna točka horizontalnog repa od vrha letjelice
$l_{cw}$	m	Napadna točka krila od vrha letjelice
$L_f$	m	Duljina trupa
$W_f$	m	Širina trupa
$(C_m)_B$	-	Koeficijent momenta propinjanja trupa
$C_{mp}$	-	Koeficijent momenta propinjanja plovaka
$C_{m0p}$	-	Nulti član koeficijenta momenta propinjanja plovaka
$C_{m\alpha p}$	-	Koeficijent momenta propinjanja plovaka po napadnom kutu
$C_{dp}$	-	Koeficijent otpora plovaka
$z_p$	m	Visina plovaka
$L_p$	m	Duljina plovaka

$\eta_h$	-	Koeficijent gubitka dinamičkog tlaka
$(C_{N\alpha})_h$	-	Koeficijent normalne sile horizontalnog repa
$AR_h$	-	Vitkost horizontalnog repa
$\alpha_h$	°	Napadni kut horizontalnog repa
$\alpha_{ef}$	°	Efektivni napadni kut
$(C_N)_{hB}$	-	Koeficijent normalne sile kombinacije horizontalni rep-tijelo
$S_h$	m <sup>2</sup>	Površina horizontalnog repa
$K_{BH}$	-	Koeficijent interferencije tijelo-horizontalni rep
$\eta_{slot}$	-	Koeficijent gubitka zbog zazora između horizontalnog repa i kormila visine
$(C_{N\delta})_h$	-	Koeficijent normalne sile kormila visine
$S_\delta$	m <sup>2</sup>	Površina kormila visine
$(C_{\ell\delta})_{prof}$	-	Gradijent profila kormila visine
$(C_m)_{hB}$	-	Koeficijent momenta propinjanja kombinacije horizontalni rep-tijelo
$\bar{h}_{ch}$	-	Hvatište normalne sile horizontalnog repa
$(h_{c\delta})_h$	-	Hvatište normalne sile kormila visine
$M^F$	Nm	Moment od pogonske sile
$z_t$	m	Visina motora po z osi koordinatnog sustava
$T$	N	Sila pogona
$\alpha_T$	°	Kut postavljanja motora
$x_t$	m	Udaljenost motora po x osi koordinatnog sustava
$C_m^F$	-	Koeficijent momenta propinjanja od pogonske sile
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	Gustoća zraka
$q_\infty$	-	Referentna sila
$L$	N	Sila uzgona
$W$	N	Sila težine
$\alpha_{rav}$	°	Ravnotežni napadni kut

---

$\bar{h}_n$	-	Položaj neutralne točke u omjeru srednje aerodinamičke tetive
$\gamma$	°	
$V_v$	m/s	Brzina penjanja

## **SAŽETAK**

Tema ovog završnog rada je proračun aerodinamičkih koeficijenata normalne sile i momenta propinjanja te analiza ravnotežnog leta i uzdužne statičke stabilnosti hidroaviona za četiri putnika. Iz prilagođenog CAD modela određena je cjelokupna geometrija zrakoplova te dimenzije koje su korištene u proračunu aerodinamičkih koeficijenata normalne sile i momenta propinjanja. Nadalje, dobiveni koeficijenti korišteni su za analizu ravnotežnog leta u tri režima leta: penjanje, horizontalni let i prilaz za slijetanje. Zatim je proračunat položaj neutralne točke, analizirana je uzdužna statička stabilnost zrakoplova i raspon položaja središta mase pri cijelom rasponu brzina u horizontalnom letu kao i za odabrane režime penjanja i spuštanja.

Ključne riječi: hidroavion, moment propinjanja, performanse zrakoplova, ravnotežni let, uzdužna statička stabilnost, samogradnja

## **SUMMARY**

Topic of this paper is the calculation of aerodynamic coefficients of lift and pitching moment, as well as the analysis of trimmed flight and static stability of a four passenger seaplane. The complete geometry of the aircraft and the dimensions used in the calculation of the aerodynamic coefficients of lift and pitching moment were determined from the adapted CAD model. These coefficients were used for the analysis of trimmed flight in three flight regimes: climb, cruise and landing approach. Furthermore, the position of neutral point was calculated and the longitudinal static stability of the aircraft was analyzed. Also, the range of center of mass positions throughout the entire speed range in level flight, as well as for climbing and descending regimes, have been assessed.

Key words: seaplane, pitching moment, aircraft performance, trimmed flight, longitudinal static stability, self-construction

## 1. UVOD

Predmet razmatranja ovog rada je hidroavion za četiri putnika. Radi se o zrakoplovu rekreativne i turističke namjene, koji osim na vodene površine, mora slijetati i na pripremljene staze. S tim obilježjima osigurava se mogućnost posjeta, kako udaljenijih otoka i nepristupačnih jezera, tako i kontinentalnih područja. Zrakoplov je trenutno u izradi, a projektant zrakoplova je pok. g. Trpin. Jedna zanimljivost vezana za zrakoplov je i materijal njegove izrade, a radi se o kompozitu s karbonskim vlaknima. Karbon je poznat po izuzetnim mehaničkim svojstvima, što zrakoplovu daje veliku čvrstoću te nisku masu.

Prvi zadatak ovog rada je definirati geometriju aviona, što uključuje CAD modele, sve dimenzije od značaja za proračun i sva eventualna pojednostavljenja samog zrakoplova prije proračuna. Samim proračunom odrediti će se aerodinamički koeficijenti: Aerodinamički koeficijent normalne sile i aerodinamički koeficijent momenta propinjanja.

Od interesa je i analizirati uzdužnu statičku stabilnost zrakoplova kako bi se mogla odrediti upravljivost i stabilnost te analizirati značajke ostvarivog ravnotežnog leta, ponajprije ravnotežni napadni kut i otklon kormila visine za odabrane režime leta. CAD model zrakoplova prikazan je na slici 1.

U sljedećem poglavlju opisana je geometrija zrakoplova, kao i dimenzije korištene u proračunu. U trećem poglavlju izračunavaju se aerodinamički koeficijent normalne sile i aerodinamički koeficijent momenta propinjanja. U četvrtom poglavlju analiziran je ravnotežni let za faze penjanja, horizontalnog leta te prilaza za slijetanje. U zadnjem poglavlju navedeni su zaključci rada.

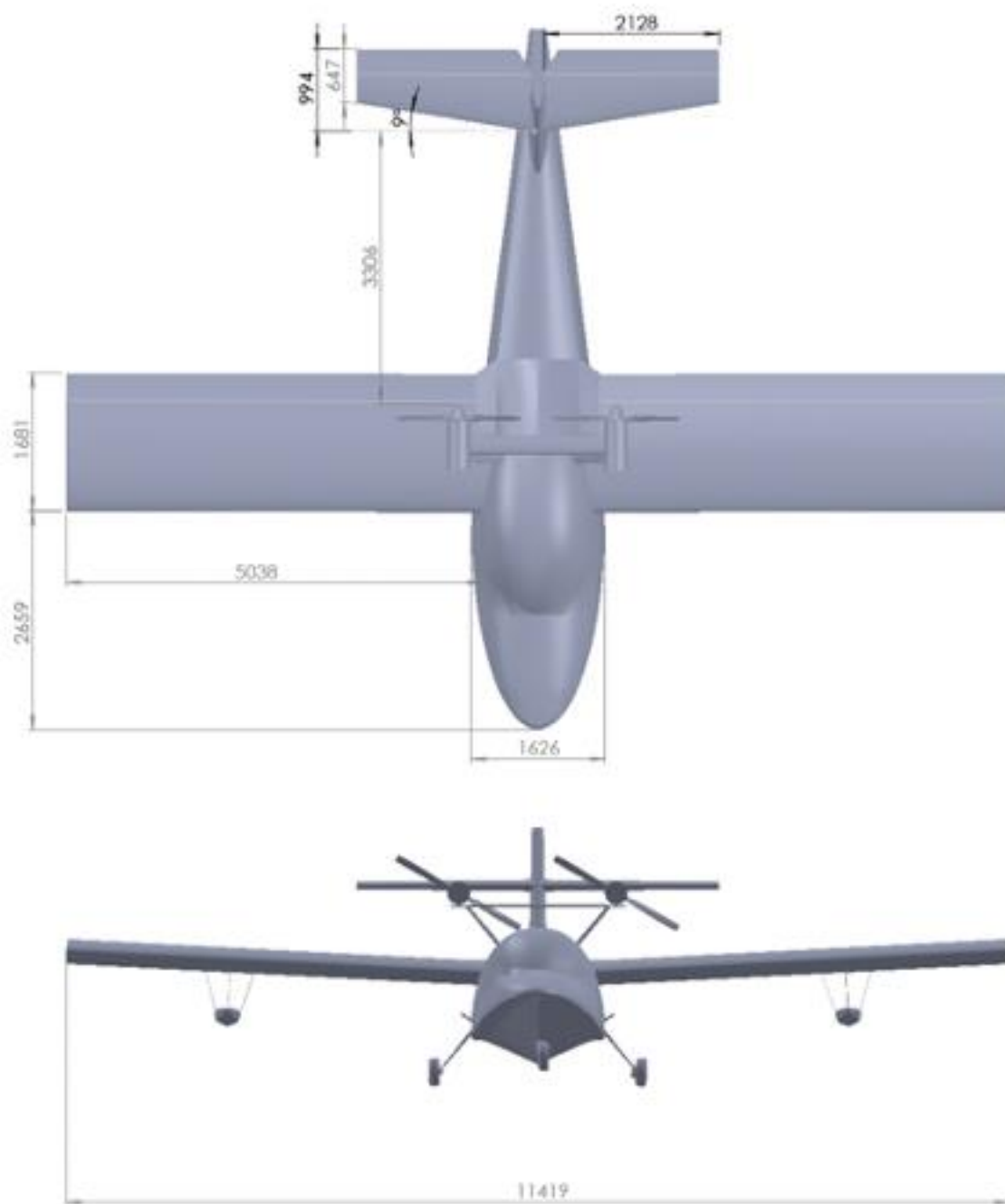


**Slika 1. Hidroavion**

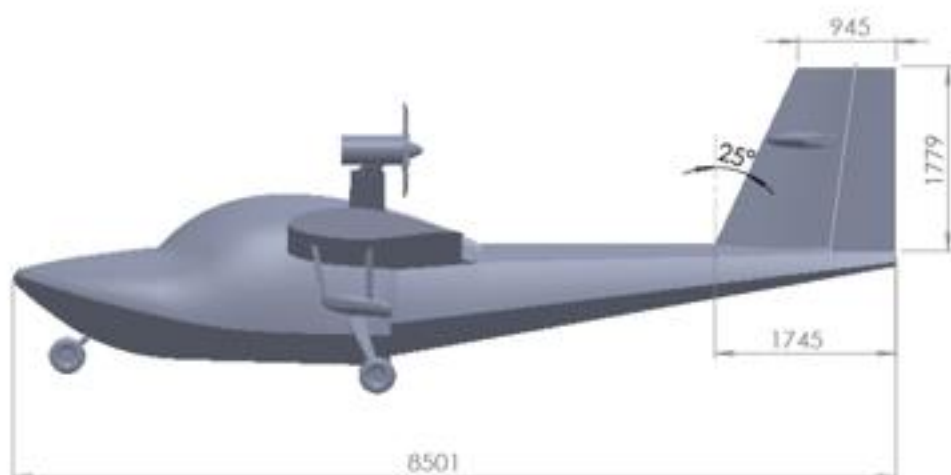


## 2. GEOMETRIJA AVIONA

Prije samog proračuna potrebno je odrediti kompletnu geometriju zrakoplova, što podrazumijeva sve potrebne veličine te pojednostavljena geometrije. Iste su prikazane na slikama 2. i 3.



Slika 2. Nacrt i tlocrt hidroaviona



**Slika 3. Bokocrt hidroaviona**

Od značajnijih pojednostavljenja same geometrije, potrebno je naglasiti kako je krilo sa strijelom zamijenjeno ekvivalentnim pravokutnim krilom. Utjecaj tog pojednostavljenja će u većini proračuna biti zanemariv, a na mjestima gdje bi on imao značajan utjecaj na dobivene vrijednosti, konačne vrijednosti množe se sa korekcijskim faktorom kako bi bile relevantne.

Veličine korištene u proračunu date su u tablicama 1,2,3,4.

Tablica 1. Podaci o krilima

<b>KRILO</b>	<b>DIMENZIJE</b>
Aeroprofil	NACA 64418
Raspon krila sa podtrupnim dijelom	$b = 11.42m$
Raspon dva polu krila	$b_w = 10.08m$
tetiva	$c = 1.68m$
Kut strijele	$\Lambda = 0^\circ$

Tablica 2. Podaci o horizontalnom repu

<b>HORIZONTALNI REP</b>	<b>DIMENZIJE</b>
Aeroprofil	NACA 63015
Raspon	$b = 4.26m$
Korijenska tetiva	$c_r = 0.994m$
Vršna tetiva	$c_t = 0.647m$
Kut strijele napadnog ruba	$\Lambda_{LE} = 9^\circ$
Kut strijele na 25% tetive	$\Lambda_{1/4} = 5.8^\circ$

Tablica 3. Podaci o vertikalnom repu

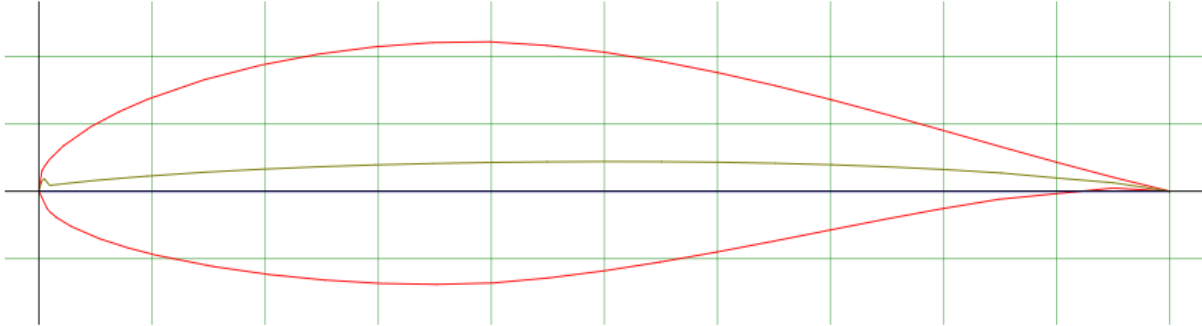
<b>VERTIKALNI REP</b>	<b>DIMENZIJE</b>
Aeroprofil	NACA 63015
Raspon	$b = 1.78m$
Korijenska tetiva	$c_r = 1.75m$
Vršna tetiva	$c_t = 0.95m$
Kut strijele napadnog kuta	$\Lambda_{LE} = 25^\circ$
Kut strijele na 25% tetive	$\Lambda_{1/4} = 8.6^\circ$

Tablica 4. Podaci o trupu

<b>TRUP</b>	<b>DIMENZIJE(m)</b>
Duljina	$8.5m$
Maksimalna širina	$1.63m$
Kut srednje crte stražnjeg dijela trupa	$5^\circ$

## 2.1. Krilo

Za krilo je korišten aeroprofil NACA serije 64418. Radi se o aeroprofilu koji ima maksimalnu debljinu od 17.9% na udaljenosti 35% tetive.



Slika 4. NACA 64418

Površina krila računa se po formuli:

$$S_w = c \cdot b_w = 16.93\text{m}^2 \quad (1)$$

Vitkost krila dobijemo iz izraza:

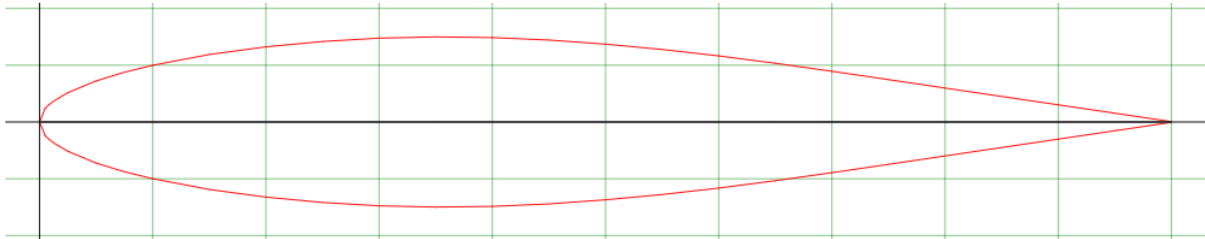
$$AR = \frac{b_w^2}{S_w} = 6 \quad (2)$$

Površina krila sa podtrupnim dijelom iznosi:

$$S_{ref} = c \cdot b = 19.19\text{m}^2 \quad (3)$$

## 2.2. Horizontalni rep

Horizontalni rep sadrži aeroprofil NACA 63015. Riječ je o aeroprofilu čija maksimalna debljina iznosi 15% na udaljenosti 35% tetive.



**Slika 5. NACA 63015**

Površina horizontalnog repa računa se po sljedećoj formuli:

$$S_h = \frac{c_{rh} + c_{th}}{2} \cdot b_h = 3.49\text{m}^2 \quad (4)$$

Vitkost horizontalnog repa iznosi:

$$AR_h = \frac{b_h^2}{S_h} = 5.19 \quad (5)$$

### 3. AERODINAMIČKI KOEFICIJENTI NORMALNE SILE I MOMENTA PROPINJANJA

Normalna sila je aerodinamička sila koja je vezana za negativnu os  $z$  koordinatnog sustava letjelice. Aerodinamički koeficijent normalne sile označava odnos normalne sile i napadnog kuta krila, postavnog kuta krila i horizontalnog repa te otklona kormila visine. Moment propinjanja je moment koji mijenja nagib zrakoplova oko osi  $y$  koordinatnog sustava letjelice. Ovi koeficijenti su ključni prilikom projektiranja, kako bi se dobio uvid u stabilnost zrakoplova te kako bi se mogao analizirati ravnotežni let zrakoplova. Formule korištene za proračun preuzete su iz literature [2] i [3]

#### 3.1 Aerodinamički koeficijenti normalne sile krila

Ishodište koordinatnog sustava se postavlja na početak aerodinamičke tetive krila.

Brzina leta zrakoplova je:

$$v_k = 45 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (6)$$

Iz čega slijedi:

$$Ma = \frac{v_k}{c} = 0.14 \quad (7)$$

Te je koeficijent stlačivosti:

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2} = 0.99 \quad (8)$$

Gradijent profila NACA 64418 iznosi  $c_{l\alpha} = 6.36$ .

Gradijent uzgona normalne sile krila računa se prema jednadžbi:

$$(C_{L\alpha})_W = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{\text{tg}^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)}} = 4.56 \quad (9)$$

Normalna sila kombinacije krilo-tijelo zadana je u sljedećem obliku:

$$(C_N)_{WB} = (C_{N\alpha})_W \frac{S_W}{S_{ref}} [K_{BW}\alpha + k_{WB}(i_W - \alpha_{0L})] \quad (10)$$

Te su za njeno računanje potrebni koeficijenti interferencije.

Za odnos:

$$\bar{d} = \frac{d_e}{b} = 0.162 \quad (11)$$

Koeficijenti interferencije iznose:

$$K_{BW} = 1 + 3\bar{d} - \lambda\bar{d} \cdot (1 - \bar{d}) = 1.35 \quad (12)$$

i

$$k_{WB} = \left( \frac{1 + 0.41\bar{d}}{1 + \bar{d}} \right)^2 K_{BW} = 1.14 \quad (13)$$

S obzirom da kut nultog uzgona za aeroprofil NACA 64418 iznosi:

$$\alpha_{0L} = -3^\circ$$

Koeficijent normalne sile kombinacije krilo-tijelo iznosi:

$$(C_N)_{WB} = 5.44\alpha + 4.59i_W + 0.24 \quad (14)$$



### 3.2 Aerodinamički koeficijent momenta propinjanja

Aerodinamički koeficijent momenta propinjanja krila računa se prema jednadžbi:

$$(C_{m0})_W = (c_{m0})_{pr} \frac{AR_W \cos \Lambda_m}{AR_W + 2 \cos \Lambda_m} \cdot \frac{S_W}{S_{ref}} \quad (15)$$

Za  $c_{m0} = -0.06$

$$(C_{m0})_W = (c_{m0})_{pr} \frac{AR_W \cos \Lambda_m}{AR_W + 2 \cos \Lambda_m} \cdot \frac{S_W}{S_{ref}} = -0.04 \quad (16)$$

Aerodinamički koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo računa se po jednadžbi:

$$(C_m)_{BW} = (C_{m0})_W - (C_N)_{BW}(\bar{h}_{cw} - \bar{h}_m) \quad (17)$$

Pri čemu je  $\bar{h}_{cw} = 0.24$ .

Konačno, koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo iznosi:

$$(C_m)_{BW} = -0.04 - (5.44\alpha + 4.59i_W + 0.24) \cdot (0.24 - \bar{h}_m). \quad (18)$$

Iza krila dolazi do savijanja struje zraka, što će imati utjecaj na repni dio zrakoplova, ponajprije na horizontalne stabilizatore. Kako bi se što preciznije mogle proračunati sile koje djeluju na horizontalni stabilizator, potrebno je definirati struju zraka koja na njega dolazi.

Savijanje struje zraka računamo prema jednadžbi:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44 \left( K_A K_\lambda K_H \sqrt{\cos \Lambda_{1/4}} \right)^{1.19} \quad (19)$$

gdje su koeficijenti:

$$K_A = \frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1.7}} = 0.121 \quad (20)$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7} = 1 \quad (21)$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{h}{b}}{\sqrt[3]{\frac{\ell_{ch} - \ell_{cw}}{b/2}}} = 0.913 \quad (22)$$

iz čega slijedi:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44(K_A K_\lambda K_H \sqrt{\cos \Lambda_{1/4}})^{1.19} = 0.3236. \quad (23)$$

### 3.3. Tijelo

Aerodinamički koeficijent momenta propinjanja tijela računa se prema jednadžbi:

$$(C_m)_B = \frac{K_f W_f^2 L_f}{c_A S_{ref}} \alpha. \quad (24)$$

Gdje je  $K_f = 0.56$ , nakon čega aerodinamički koeficijent momenta propinjanja tijela iznosi:

$$(C_m)_B = 0.392\alpha. \quad (25)$$

### 3.4. Plovci

Plovci se razmatraju kao dva manja tijela zrakoplova, pri čemu se zanemaruje normalna sila plovaka.

Moment propinjanja od plovaka sastoji od dva dijela:

$$C_{mp} = C_{m0p} + C_{maxp}. \quad (26)$$

Prvi dio se računa prema jednadžbi:

$$C_{m0p} = \frac{C_{dp} \cdot z_p}{c_A} \quad (27)$$

pri čemu je  $C_{dp}$  otpor plovaka i iznosi  $C_{dp} = 0.0031$ , a krak sile otpora plovaka po visini i iznosi  $z_p = 0.6$ .

Drugi dio momenta se računa prema jednadžbi:

$$C_{maxp} = \frac{K_f W_p^2 L_p}{c_A S_{ref}} \alpha \quad (28)$$

pri čemu su plovci maksimalne širine  $W_p = 2 \cdot 0.1m$  i duljine  $L_p = 1.681m$  te iznosi:

$$C_{maxp} = 0.00234\alpha. \quad (29)$$

Cjelokupni moment propinjanja od plovaka:

$$C_{mp} = C_{m0p} + C_{maxp} = 0.00234\alpha + 0.0011. \quad (30)$$

### 3.5. Horizontalni rep

Koeficijent stlačivosti na horizontalnom repu računa se prema izrazu:

$$\beta = \sqrt{1 - \eta_h M a^2} = 0.99 \quad (31)$$

Pri čemu je  $\eta_h = 0.98$  koeficijent koji uzima u obzir gubitak dinamičkog tlaka u odnosu na neporemećenu struju zraka.

Gradijent normalne sile računa se prema jednadžbi:

$$(C_{N\alpha})_h = \frac{2\pi AR_h}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR_h}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{\text{tg}^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)}} = 4.02. \quad (32)$$

S obzirom da je konačni cilj objediniti normalne sile krila i horizontalnog repa, a normalna sila horizontalnog repa je prikazana u ovisnosti o napadnom kutu horizontalnog repa, napadni kut horizontalnog repa se prikazuje u ovisnosti o napadnom kutu krila.

Polazna jednadžba je veza između dva napadna kuta:

$$\alpha_h = \alpha - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha_{ef} \quad (33)$$

$\alpha_{ef}$  iz jednadžbe:

$$\alpha_{ef} = K_{BW}\alpha + k_{WB}(i_w - \alpha_{0L}) \quad (34)$$

S obzirom da je kut nultog uzgona za odabrani aeroprofil  $\alpha_{0L} = -3^\circ$

$$\alpha_{ef} = 1.35\alpha + 1.14i_w + 0.059 \quad (35)$$

Iz čega slijedi:

$$\alpha_h = 0.563\alpha - 0.369i_w - 0.019. \quad (36)$$

Normalna sila na horizontalni stabilizator se računa prema jednadžbi:

$$(C_N)_{hB} = \eta_h \frac{S_h}{S_{\text{ref}}} [(C_{N\alpha})_h (K_{BH} \alpha_h + k_{WB} i_h) + \eta_{\text{slot}} (C_{N\delta})_h \delta_m] \quad (37)$$

Za računanje koeficijenta interferencije horizontalni stabilizator-tijelo, prvo se određuje odnos širine trupa i raspona horizontalnog stabilizatora:

$$\bar{d} = \frac{d_e}{b} = 0.14. \quad (38)$$

Koeficijenti interferencije su:

$$K_{Bh} = 1 + 3\bar{d} - \lambda\bar{d} \cdot (1 - \bar{d}) = 1.34 \quad (39)$$

i

$$k_{WB} = \left( \frac{1 + 0.41\bar{d}}{1 + \bar{d}} \right)^2 K_{BW} = 1.15. \quad (40)$$

Posljednji član jednadžbe za proračun normalne sile na horizontalni stabilizator odnosi se na otklon kormila visine. Taj član se računa prema jednadžbi:

$$(C_{N\delta})_h = 0.9 \cdot \frac{S_\delta}{S_h} \left( \frac{C_{N\alpha}}{c_{\ell\alpha}} \right)_h (C_{\ell\delta})_{prof} \cos \Lambda_{HL} \cdot K_f. \quad (41)$$

S obzirom da je ovaj zrakoplov ograničen na let u subsoničnom području i da je upravljačka površina pola raspona noseće površine, koeficijent  $\frac{S_\delta}{S_h} = 0.5$ , nakon čega jednadžba (41) poprima oblik:

$$(C_{N\delta})_h = 0.9 \cdot \left( \frac{C_{N\alpha}}{c_{\ell\alpha}} \right)_h (C_{\ell\delta})_{prof} \cos \Lambda_{HL} \cdot K_f. \quad (42)$$

Za  $\frac{c_\delta}{c} = 0.5$  i  $\frac{t}{c} = 0.15$ ,  $(C_{\ell\delta})_{prof} = 5.7$  iz čega gradijent normalne sile zbog otklona kormila visine iznosi:

$$(C_{N\delta})_h = 1.8 \cdot K_f. \quad (43)$$

Uz  $\eta_h = 0.98$  i  $\eta_{slot} = 0.85$  koeficijent normalne sile iznosi:

$$(C_N)_{hB} = 0.46\alpha - 0.3i_w + 0.71i_h - 0.016 + 0.27K_f\delta_m. \quad (44)$$

Koeficijent momenta propinjanja horizontalnog stabilizatora iznosi:

$$(C_m)_{hB} = -(C_N)_{hB} \cdot (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_m) - (C_{N\delta})_h \cdot ((h_{c\delta})_h - \bar{h}_m). \quad (45)$$

Odnosno za  $\bar{h}_{ch} = 3.08$  i  $(h_{c\delta})_h = 3.37$ :

$$(C_m)_{hB} = -(0.46\alpha - 0.3i_w + 0.71i_h - 0.016) \cdot (3.08 - \bar{h}_m) - 0.27K_f\delta_m \cdot (3.37 - \bar{h}_m). \quad (46)$$

### 3.6. Moment propinjanja od pogonske sile

S obzirom na poziciju motora poviše krila, u obzir moramo uzeti i utjecaj momenta propinjanja od pogonske sile elise na moment propinjanja zrakoplova.

Moment propinjanja od pogonske sile elise računa se prema jednadžbi:

$$M^F = z_T T \cos \alpha_T - x_T (T \sin \alpha_T - F_{p\sigma} \alpha_p) \quad (47)$$

Pri čemu se članovi  $x_T (T \sin \alpha_T - F_{p\sigma} \alpha_p)$  u slučaju ovog rada mogu zanemariti zbog uzdužnog položaja samih motora pa jednadžba (47) poprima oblik:

$$M^F = z_T T \cos \alpha_T \quad (48)$$

T predstavlja silu potrebnu za pogon zrakoplova koja iznosi  $T = 1300N$ , pri brzini  $V_t = 45m/s$ , na visini  $h = 2000m$ , a  $z_T$  predstavlja udaljenost motora po z osi i iznosi  $z_T = 0.89m$ .

Moment tada iznosi:

$$M^F = 1157Nm \quad (49)$$

a koeficijent momenta pogonske sile iznosi:

$$C_m^F = \frac{M^F}{q_\infty S_{ref} c_A} = 0.035 \quad (50)$$

pri čemu je  $q_\infty$  dinamički tlak i iznosi:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_k^2. \quad (51)$$

### 3.7. Ukupni aerodinamički koeficijenti normalne sile i momenta propinjanja

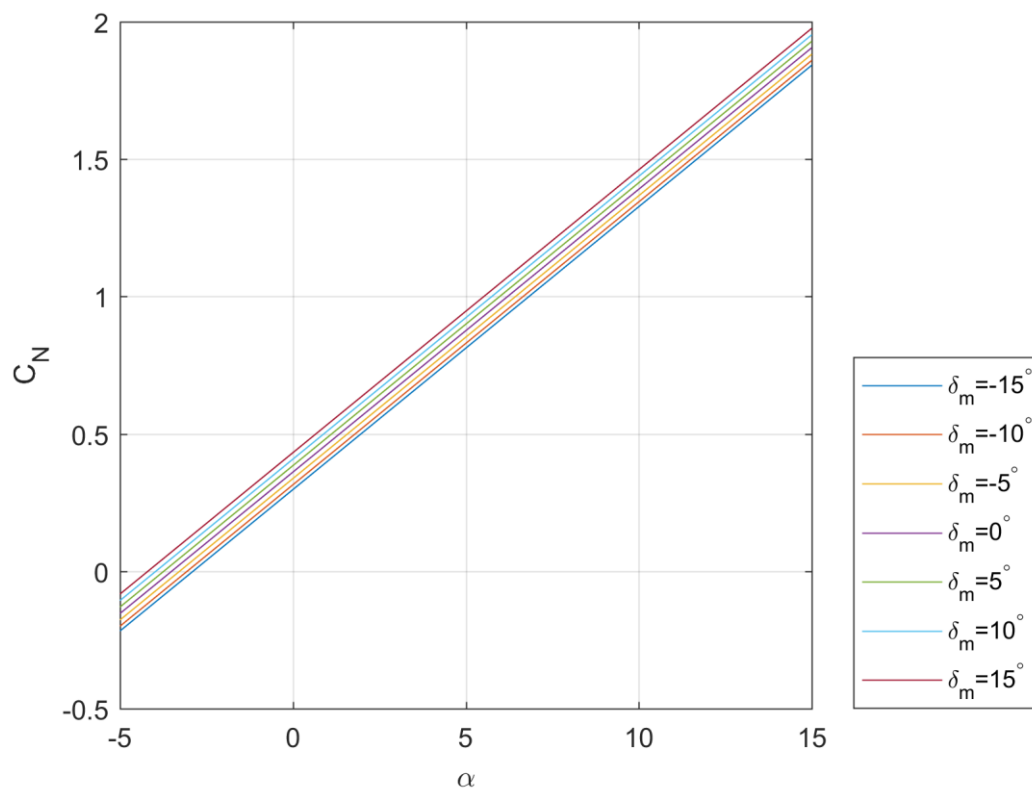
Ukupni aerodinamički koeficijent normalne sile računa se kao zbroj aerodinamičkih koeficijenata normalne sile kombinacije krilo-tijelo i horizontalnog repa:

$$C_N = (C_N)_{WB} + (C_N)_{hB} \quad (52)$$

Što iznosi:

$$C_N = 5.9\alpha + 4.29i_w + 0.71i_h + 0.224 + 0.27K_f\delta_m \quad (53)$$

Aerodinamički koeficijenti normalne sile u ovisnosti o kutu  $\alpha$  prikazani su na slici 6. za postavni napadni kut krila  $i_w = 2^\circ$  i postavni kut horizontalnog repa  $i_h = -1^\circ$ .



Slika 6. Aerodinamički koeficijenti normalne sile



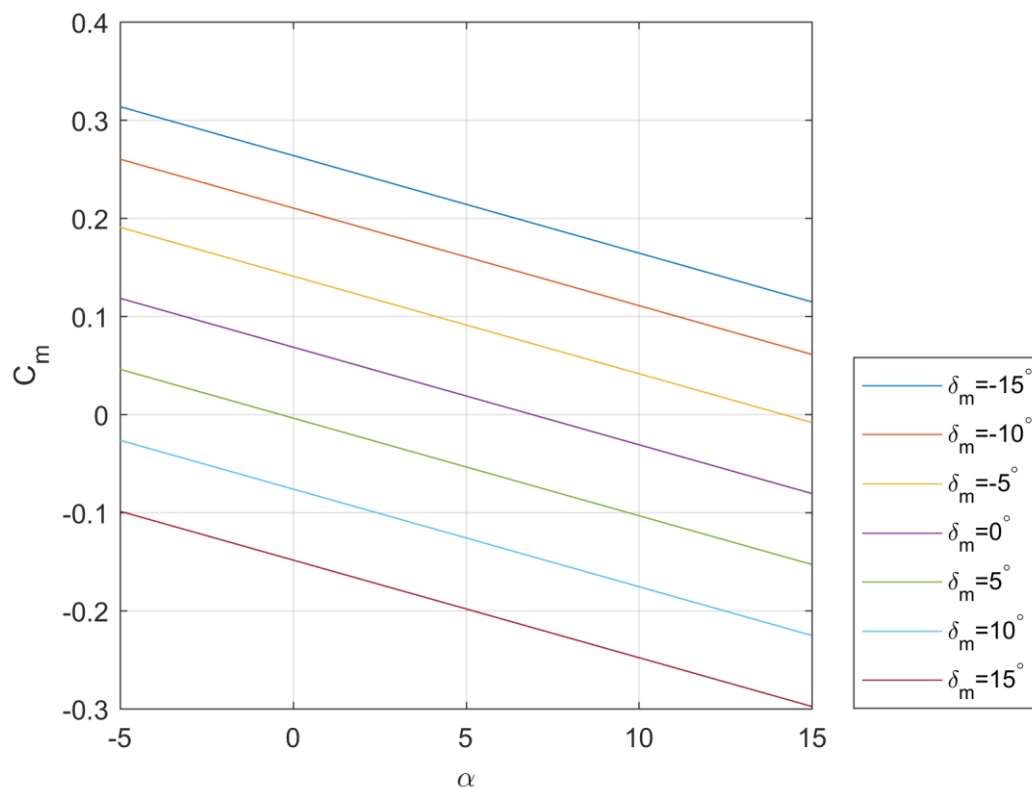
Ukupni aerodinamički koeficijent momenta propinjanja računa se kao zbroj aerodinamičkih koeficijenata momenata propinjanja kombinacije krilo-tijelo, horizontalnog repa, plovaka te momenta propinjanja od pogonske sile:

$$C_m = (C_m)_{WB} + (C_m)_B + (C_m)_{hB} + C_{mp} + C_m^F \quad (54)$$

Što iznosi:

$$C_m = -(2.34 - 5.9\bar{h}_m)\alpha - (2.02 - 4.89\bar{h}_m)i_w - (2.19 - 0.71\bar{h}_m)i_h - (0.0139 - 0.224\bar{h}_m) - (0.91 - 0.27\bar{h}_m)K_f\delta_m. \quad (55)$$

Aerodinamički koeficijenti momenta propinjanja u ovisnosti o kutu  $\alpha$  prikazani su na slici 7. za postavni napadni kut krila  $i_w = 2^\circ$  i postavni kut horizontalnog repa  $i_h = -1^\circ$ .



Slika 7. Aerodinamički koeficijenti momenta propinjanja

## 4. RAVNOTEŽNI LET I UZDUŽNA STABILNOST

Ravnotežni let je režim leta u kojem su momenti koji djeluju oko središta mase letjelice u ravnoteži odnosno rezultantni moment jednak je nuli. To znači da se letjelica tijekom ravnotežnog leta neće okretati, to jest neće mijenjati napadni kut. Ravnotežni let je bitan jer omogućava zrakoplovima stabilan let u svim fazama uključujući polijetanje, krstarenje i slijetanje. Većina aviona svoj let obavlja upravo u ovim ili jako sličnim uvjetima.

Ravnotežni let biti će i stabilan ako se, nakon nekog vanjskog poremećaja opet uspostavi ravnotežan let. Vanjski poremećaji mogu biti, na primjer, udar vjetra ili ulazak u oblak.

Razlikujemo statičku i dinamičku stabilnost koje se kod aviona razmatraju oko sve tri osi. U ovom radu fokus je na statičkoj uzdužnoj stabilnosti, odnosno statičkoj stabilnosti oko y osi koordinatnog sustava letjelice. Zrakoplov je uzdužno statički stabilan ako promjena napadnog kuta stvara moment propinjanja koji nastoji poništiti tu promjenu.

Uvjet koji mora biti zadovoljen kako bi se moglo reći da je zrakoplov uzdužno stabilan je da položaj neutralne točke mora biti iza središta mase zrakoplova. Neutralna točka je točka na zrakoplovu gdje se aerodinamički moment propinjanja ne mijenja s napadnim kutem.

### 4.1. Horizontalni ravnotežni let

Kad nema bočnog vjetra, na zrakoplov u letu djeluju ukupna sila uzgona i ukupna sila momenta propinjanja. U ravnotežnom horizontalnom letu ukupna sila uzgona jednaka je težini letjelice kako bi suma tih sila bila jednaka nuli. Kako ne bi došlo do promjene napadnog kuta zrakoplova suma momenata propinjanja isto tako mora biti jednaka nuli.

Polazne jednačbe su:

$$L = W \quad (56)$$

i

$$C_m = 0 \quad (57)$$

Ako su postavni kut krila i postavni kut horizontalnog repa nepromjenjive veličine tokom leta i iznose  $i_w = 2^\circ$  te  $i_h = -1^\circ$ , to znači da tijekom leta pilot može utjecati na napadni kut preko

otklona kormila visine, tako da za uvjete horizontalnog ravnotežnog leta tražimo upravo te dvije veličine, koje se izračunavaju iz sustava jednadžbi (56) i (57) sa dvije nepoznanice. Veličine  $i_w = 2^\circ$  te  $i_h = -1^\circ$  su korištene dalje u proračunu u ovom poglavlju.

Iz jednadžbe (56) slijedi da je:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v_k^2 \cdot C_L = W \quad (58)$$

A iz jednadžbe (57) slijedi:

$$\begin{aligned} -(2.34 - 5.9\bar{h}_m)\alpha - (2.02 - 4.89\bar{h}_m)i_w - (2.19 - 0.71\bar{h}_m)i_h \\ - (0.0139 - 0.224\bar{h}_m) - (0.91 - 0.27\bar{h}_m)K_f\delta_m = 0 \end{aligned} \quad (59)$$

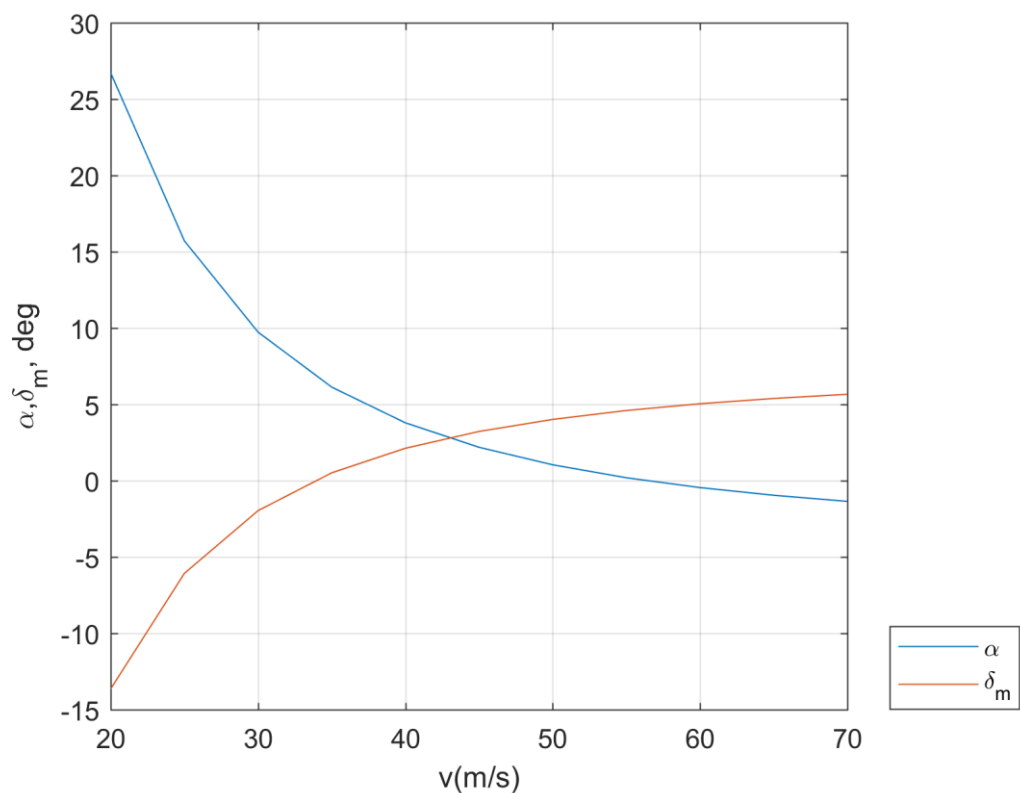
Rješavanjem sustava dobiva se:

$$\alpha_{rav} = 2.19^\circ$$

$$\delta_m = 3.22^\circ$$

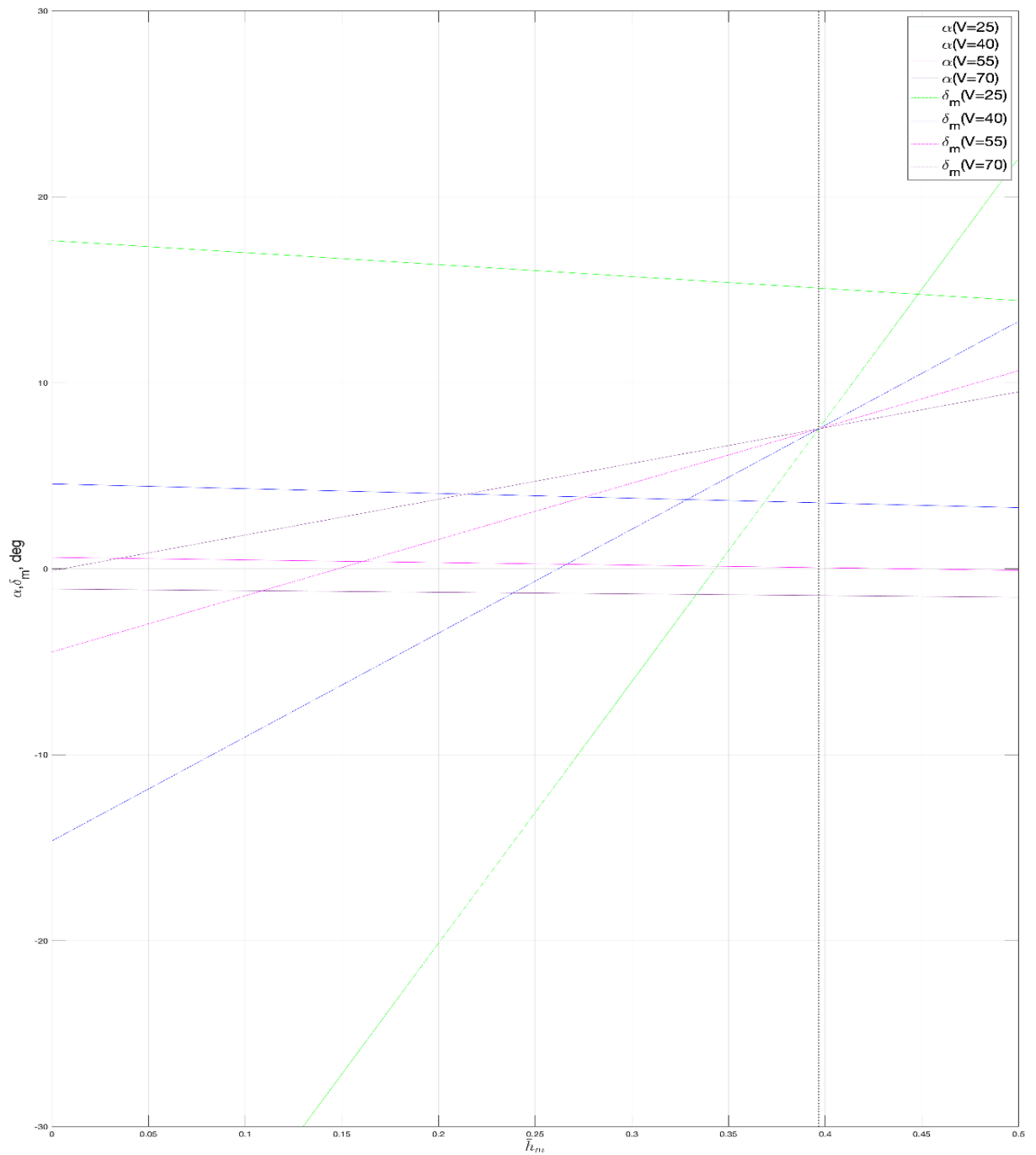
Dobivena su rješenja za brzinu zrakoplova  $v_k = 45\text{m/s}$ , visinu  $h = 2000\text{m}$ , masu  $m = 1200\text{kg}$  te položaj središta mase  $\bar{h}_m = 0.3$ .

Te dvije veličine ovise o brzini zrakoplova, te je odnos brzine i promjene ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine prikazan na slici 8. za masu zrakoplova  $m = 1200\text{kg}$  te položaj središta mase  $\bar{h}_m = 0.3$ .



**Slika 8. Odnos brzine i promjene ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine**

Zanimljiv za razmatranje je i utjecaj položaja središta mase na promjene ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine. Taj utjecaj vidljiv je na slici 9., a zadan je za raspon brzina od  $v_k = 25$  m/s do  $v_k = 70$  m/s te masu zrakoplova  $m = 1200$  kg.



Slika 9. Utjecaj položaja središta mase na promjene ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine

Na slici 9. vidljivo je da se potrebni otklon kormila visine smanjuje s pomicanjem središta mase prema vrhu srednje aerodinamičke tetive. Isto tako, s obzirom na koncentraciju linija, očito je da, iako je mogući raspon kormila visine od  $\delta_m = -15^\circ$  do  $\delta_m = 15^\circ$ , očekivani stvarno korišteni raspon će biti od  $\delta_m = -15^\circ$  do  $\delta_m = 12^\circ$ .

Stabilnost zrakoplova ovisiti će o položaju neutralne točke. Neutralna točka je točka na zrakoplovu gdje se moment propinjanja ne mijenja s promjenom napadnog kuta ili položaja upravljačkih površina kao što je kormilo visine.

S obzirom da je položaj neutralne točke:

$$\bar{h}_n = 0.3966$$

A položaj središta mase:

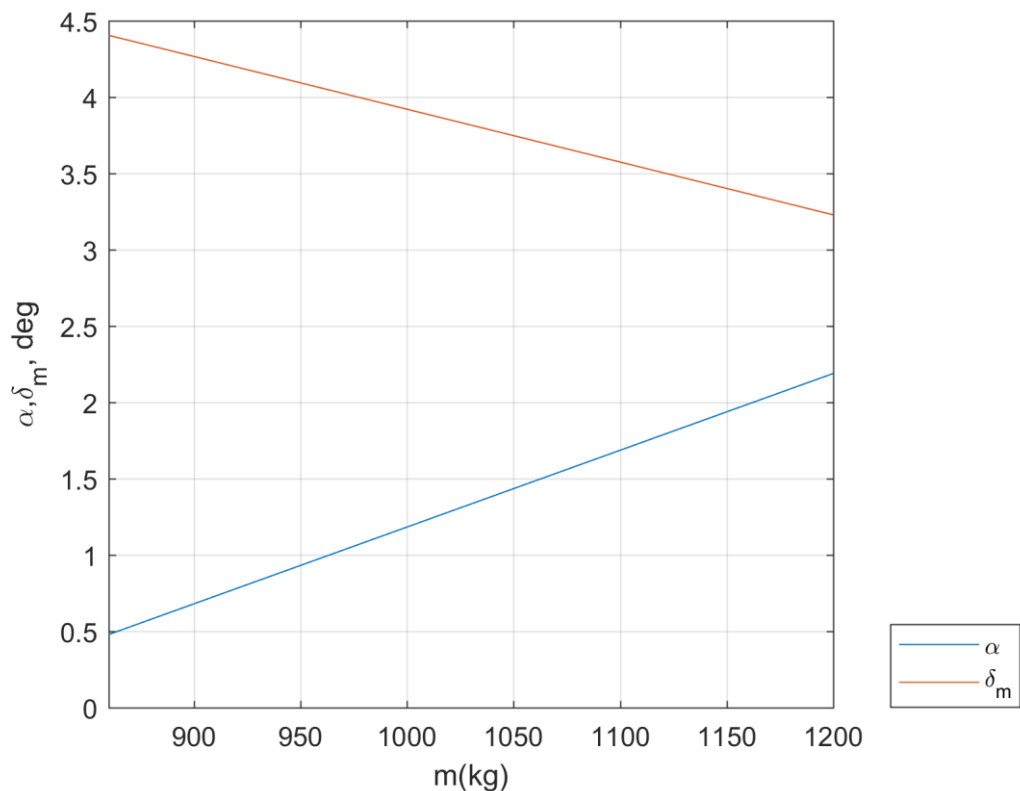
$$\bar{h}_m = 0.3.$$

Razlika između položaja neutralne točke i položaja središta mase iznosi  $\bar{h}_n - \bar{h}_m = 0.0966$  što znači da je zrakoplov stabilan.

Potrebno je definirati i raspon položaja središta mase koji pilot provjerava prije svakog leta. Sa stražnje strane je taj raspon određen neutralnom točkom. U slučaju ovog zrakoplova, udaljenost  $\bar{h}_n - \bar{h}_m = 0.0966$ , ali zbog sigurnosti, uzima se pola te vrijednosti, tako da je maksimalno dozvoljeni položaj središta mase sa stražnje strane  $\bar{h}_{m,max} = 0.35$ .

Maksimalni dozvoljeni prednji položaj središta mase ovisi o otklonu kormila visine, odnosno o maksimalnom otklonu kormila visine u negativnu stranu, što je u slučaju ovog zrakoplova  $\delta_m = -15^\circ$ . Sa slike 9 se može očitati za kut  $\delta_m = -15^\circ$  i kritičnu brzinu  $V = 25\text{m/s}$ , maksimalni dozvoljeni prednji položaj središta mase  $\bar{h}_{m,min} = 0.24$ .

Na slici 10 je prikazana promjena ravnotežnog napadnog kuta i pripadajućeg otklona kormila visine o promjeni mase. Promjena mase odgovara promjeni broja putnika od konfiguracije sa jednim putnikom do konfiguracije sa četiri putnika. Dijagram je zadan za brzinu zrakoplova  $v_k = 45\text{m/s}$ , visinu  $h = 2000\text{m}$  te položaj središta mase  $\bar{h}_m = 0.3$ .



Slika 10. Ravnotežni napadni kut i kut otklona kormila visine u ovisnosti o masi

## 4.2. Penjanje nakon polijetanja

Faza penjanja zrakoplova nakon polijetanja uključuje zrakoplov koji napušta zemlju i kreće se prema svojoj ciljanoj visini. Radi se o jednoj od kritičnih faza leta jer zrakoplov mora izaći iz zone aerodroma koja se smatra zonom opasnosti. Faza penjanja završava nakon što zrakoplov dosegne ciljane visinu i prijeđe u fazu krstarenja.

Kako bi faza penjanja bila i ravnotežna, sile i momenti koji djeluju na zrakoplov u toj fazi moraju biti uravnoteženi. Isto tako ne smije biti naglih promjena u napadnom kutu, visini ili brzini.

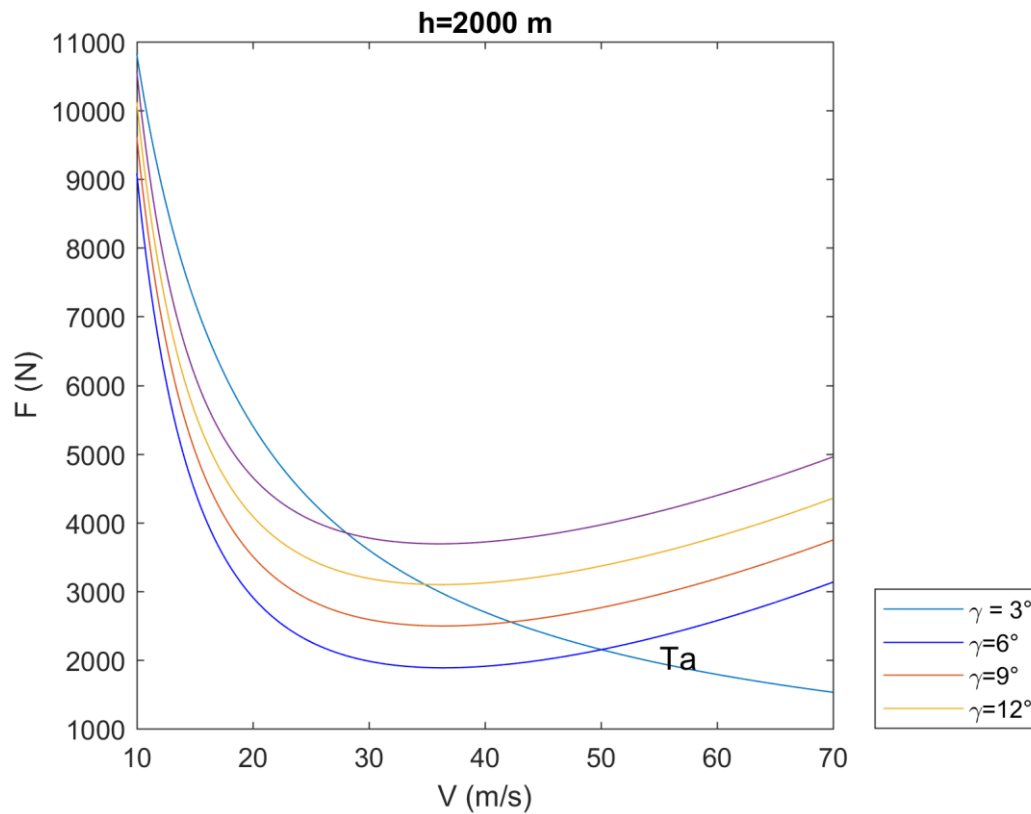
Početna jednadžba za proračun ravnotežnog leta prilikom penjanja:

$$L = W \cos \gamma. \quad (60)$$

Isto tako mora vrijediti da je  $C_m = 0$ .

Analiza penjanja može se vršiti preko dva kriterija: Izražavanjem najvećeg kuta penjanja(eng. Best Angle of Climb) i izražavanjem najveće brzine penjanja(engl. Best Rate of Climb).

U daljnjem proračunu koristit će se metoda izražavanja najveće brzine penjanja.



**Slika 11. Ovisnost potrebne sile o brzini i kutu penjanja**

Na slici 11. prikazana je ovisnost potrebne sile o brzini i kutu penjanja za visinu od 2000 metara. Na sjecištu krivulja  $T_a$  i  $T_r$  dobiva se brzina  $V_{max}$  koja ovisi o kutu penjanja i predstavlja maksimalnu brzinu penjanja koju zrakoplov može postići na toj visini. Drugim riječima u svakoj točki presjeka dobiva se par vrijednosti  $V_{max}$  i  $\gamma$ . Pošto je  $V_v = V \sin \gamma$  moguće je odrediti maksimalnu brzinu penjanja na visini  $h = 2000\text{m}$  koja iznosi  $V_v = 6\text{m/s}$ , za  $\gamma = 12.04^\circ$  i  $V = 28.75\text{m/s}$ .

Rješavanjem sustava jednačbi dobije se:

$$\alpha_{rav} = 10.61^\circ$$

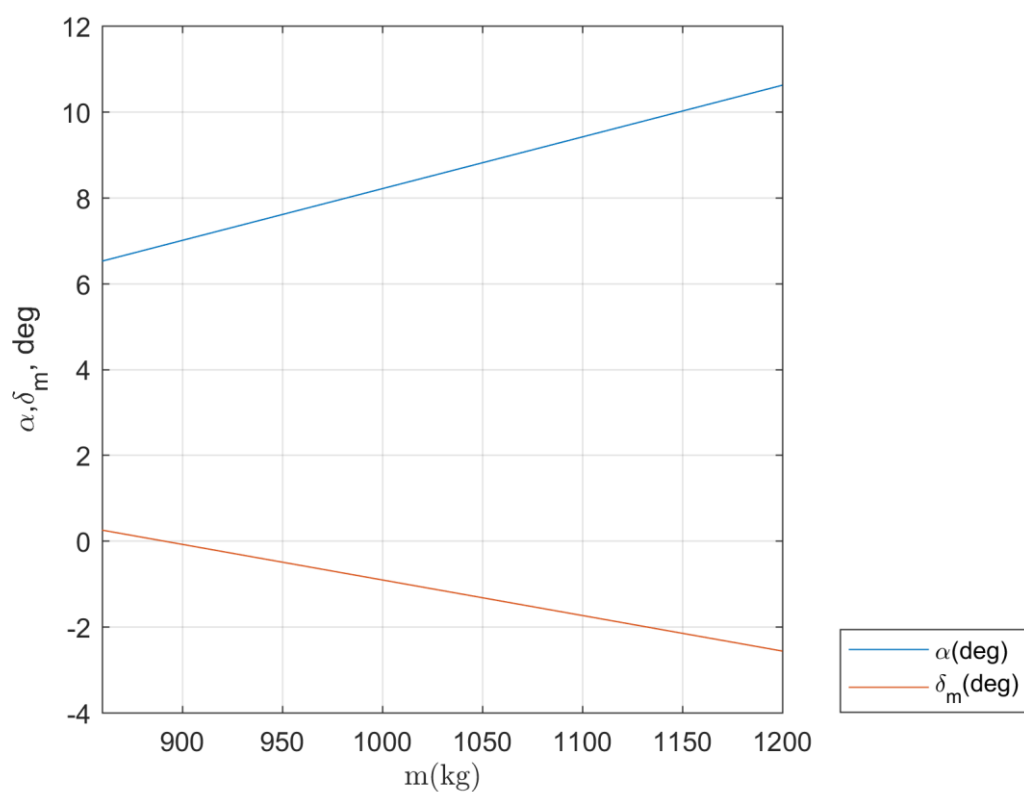
Sa otklonom kormila visine:

$$\delta_m = -2.57^\circ.$$



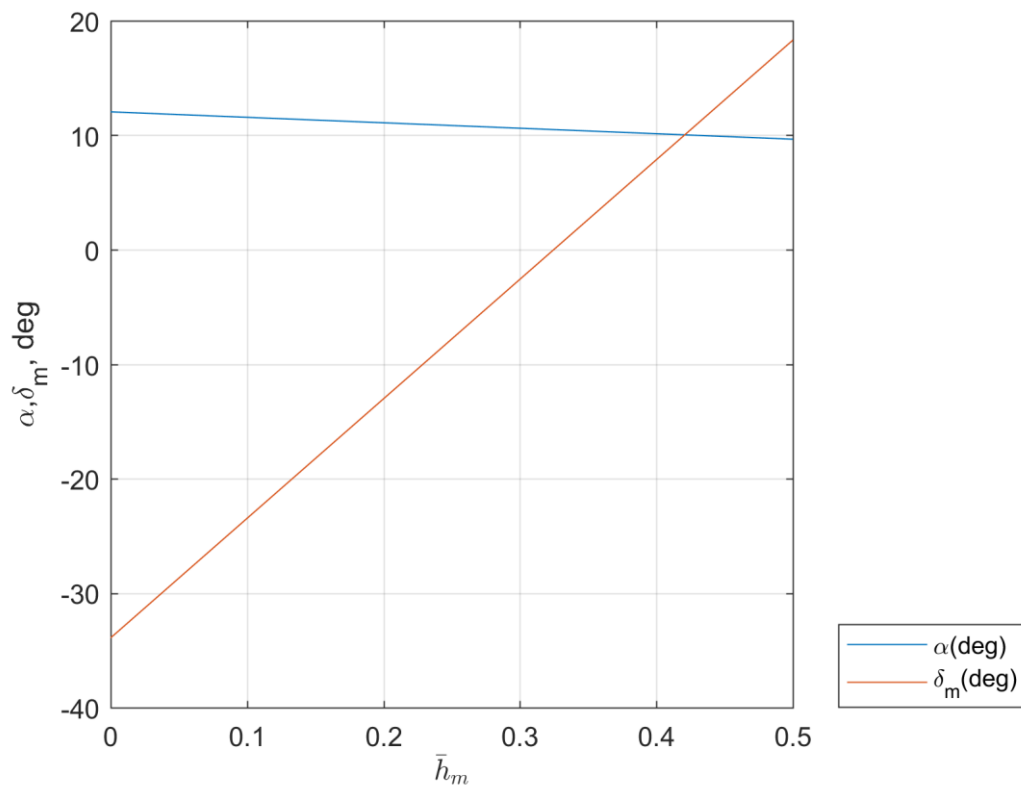
Rezultati su dobiveni za masu zrakoplova  $m = 1200\text{kg}$  te položaj središta mase  $\bar{h}_m = 0.3$ .

Na slici 12 je prikazana ovisnost ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine o masi zrakoplova za brzinu zrakoplova  $v_k = 28.75\text{m/s}$ , visinu  $h = 2000\text{m}$  te položaj središta mase  $\bar{h}_m = 0.3$ .



**Slika 12.** Ravnotežni napadni kut penjanja i kut otklona kormila visine u ovisnosti o masi

Na slici 13. prikazana je ovisnost ravnotežnog napadnog kuta i otklona kormila visine u odnosu na položaj središta mase za brzinu zrakoplova  $v_k = 28.75\text{m/s}$ , visinu  $h = 2000\text{m}$  te masu zrakoplova  $m = 1200\text{kg}$ .



**Slika 13. Ovisnost ravnotežnog napadnog kuta i otklona kormila visine u odnosu na položaj središta mase**

### 4.3. Prilaz za slijetanje

Prilaz za slijetanje je faza leta u kojoj se zrakoplov spušta, prilazi pisti i priprema se za slijetanje. Ovo je kritična faza leta koja zahtjeva pažljivo upravljanje brzinom, nagibom i visinom te komunikaciju sa zračnom kontrolom.

Tijekom prilaza za slijetanje u pravilu dolazi do smanjenja brzine i visine te je bitno da pilot odabere ispravni napadni kut kako bi zadržao nosivost krila. Napadni kut se prilagođava kako bi se postigao ravnotežni prilazni kut koji je optimalan za slijetanje.

Početne jednadžbe za računanje ravnotežnog napadnog kuta i otklona kormila visine su:

$$L = W \cos \gamma \quad (61)$$

i

$$C_m = 0. \quad (62)$$

Brzina korištena u proračunu je  $v = 30\text{m/s}$ , što je jako blizu  $V_{stall}$ , sa određenom sigurnosti. Kut prilaza je  $\gamma = -3^\circ$ .

Rješavanjem sustava dvije jednadžbe s dvije nepoznanice dobiva se:

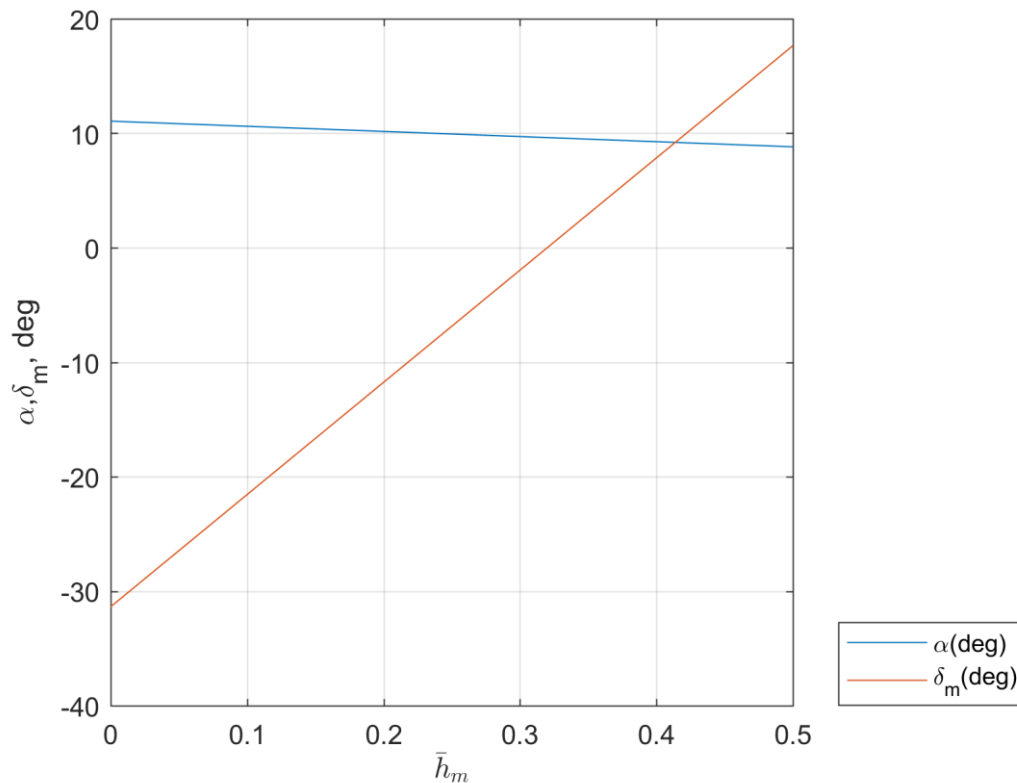
$$\alpha_{rav} = 9.72^\circ$$

i

$$\delta_m = -1.95^\circ.$$

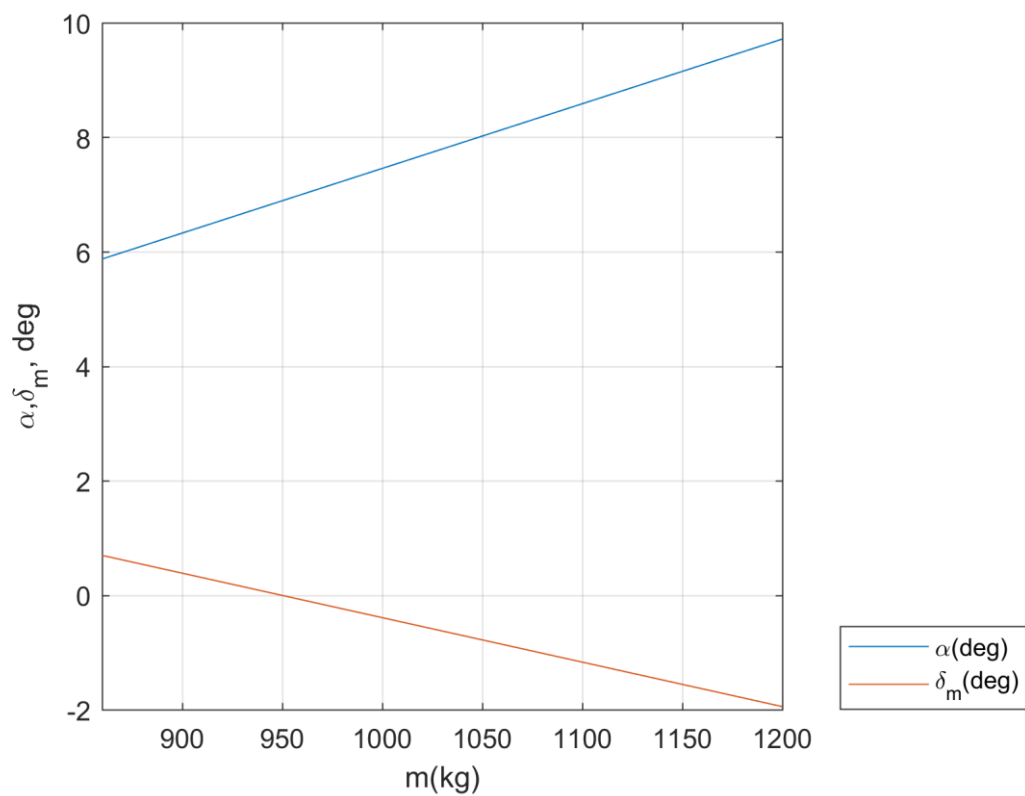
Rezultati su dobiveni za masu zrakoplova  $m = 1200\text{kg}$ , visinu  $h = 2000\text{m}$  te položaj središta mase  $\bar{h}_m = 0.3$ .

Na slici 14. prikazana je ovisnost ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine u ovisnosti o položaju središta mase za brzinu zrakoplova  $v_k = 30\text{m/s}$ , visinu  $h = 2000\text{m}$  te masu zrakoplova  $m = 1200\text{kg}$ .



**Slika 14. Ovisnost ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine u ovisnosti o položaju središta mase**

Na slici 15 je prikazana ovisnost ravnotežnog napadnog kuta i kuta otklona kormila visine o masi zrakoplova za brzinu zrakoplova  $v_k = 30\text{m/s}$ , visinu  $h = 2000\text{m}$ , položaj središta mase  $\bar{h}_m = 0.3$ .



Slika 15. Ravnotežni napadni kut prilaza za spuštanje i kut otklona kormila visine o masi

## 5. ZAKLJUČAK

U radu je prvo definirana geometrija promatranog hidroaviona za četiri putnika, te su prikazane dimenzije korištene pri proračunu. Proračunati su aerodinamički koeficijent normalne sile i aerodinamički koeficijent momenta propinjanja, pri čemu je prikazana i njihova ovisnost o napadnom kutu. Nadalje, proračunat je položaj neutralne točke zrakoplova, te ravnotežni napadni kut i otklon kormila visine za let u ravnotežnom stanju prilikom penjanja, horizontalnog leta te prilaza za slijetanje.

Vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta normalne sile i aerodinamičkog koeficijenta momenta propinjanja su očekivane. U radu je provedena analiza za statičku marginu od 10% srednje aerodinamičke tetive što bi predstavljalo očekivanu statičku stabilnost za promatrani zrakoplov. Vrijednost ravnotežnog napadnog kuta za horizontalni let iznosi  $\alpha_{rav} = 2.04^\circ$ , a kut otklona kormila visine  $\delta_m = 6.5^\circ$  što je u granicama očekivanog, kao i vrijednosti ravnotežnog napadnog kuta za penjanje  $\alpha_{rav} = 0.89^\circ$  i otklona kormila visine prilikom penjanja  $\delta_m = 7.3^\circ$ . Brzina penjanja je određena metodom izražavanja najveće brzine penjanja te iznosi  $V_v = 2.62$  m/s. Ravnotežni napadni kut prilikom prilaza za slijetanje iznosi  $\alpha_{rav} = 9.5^\circ$ , a otklon kormila visine prilikom prilaza za slijetanje  $\delta_m = 1.33^\circ$ . Gore navedene vrijednosti su određene za brzinu zrakoplova  $V = 45$  m/s, visinu  $h = 2000$  m te položaj središta mase  $\bar{h}_m = 0.3$ . U promatranom rasponu brzina zrakoplov ima očekivane vrijednosti ravnotežno napadnog kuta i kuta otklona kormila visine, a predviđeni raspon otklona kormila visine od  $\delta_m = -15^\circ$  do  $\delta_m = 15^\circ$  omogućava ravnotežni let pri svim brzinama leta, što se potvrdilo i za penjanje te prilaz za slijetanje. Raspon položaja središta mase je od  $\bar{h}_{m,min} = 0.24$  do  $\bar{h}_{m,max} = 0.35$ . U smislu potpune analize pretpostavljeno je da je ovisnost momenta propinjanja i normalne sile o otklonu kormila visine linearna što je točno za otklone do  $\delta_m = 10^\circ$ . Kod većih otklona potrebno je uzeti u obzir smanjenje učinkovitosti kormila visine zbog nelinearnosti tako da je za očekivati da će se izračunati raspon položaja središta mase smanjiti.

Za potpunu analizu mogućnosti zrakoplova, potrebno je proračunati napadni kut i kut otklona upravljačkih površina prilikom samog slijetanja, kao i dužinu piste te brzinu potrebnu za polijetanje. Bilo bi korisno analizirati slijetanje i polijetanje i sa vodenih površina kao i utjecaj smanjenja učinkovitosti kormila visine zbog nelinearnosti na raspon položaja središta mase.

**LITERATURA**

- [1] Trpin, A.: Konstruktor aviona u samogradnji, osobna komunikacija, 14.10.2022.
- [2] Janković, S.: Mehanika leta zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2001.
- [3] Stinton, D. Flying Qualities and Flight Testing of the Aeroplane, Blackwell Science, Oxford, 1996.
- [4] Rožić, P. Procjena otpora i odabranih performansi hidroaviona za četiri putnika, Zagreb, 2023.
- [5] XFLR5, Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers, 2009.
- [6] Abbott I. H.; Doenhoff A.E. Theory of Wingsections, 1959.
- [7] Raymer, D.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Washington, 1992.