Analiza statičke stabilnosti i ravnotežnog leta električno-propelerskog poslovnog zrakoplova

Perica, Ante

Undergraduate thesis / Završni rad

2021

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

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:984783

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-29**

Repository / Repozitorij:

Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Ante Perica

Zagreb, 2021.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU

FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

ANALIZA STATIČKE STABILNOSTI I RAVNOTEŽNOG LETA ELEKTRIČNO PROPELERSKOG POSLOVNOG ZRAKOPLOVA

Mentori: Student:

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

Zagreb, 2021.

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

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku, asistentu Marijanu Andriću te obitelji i ostalim kolegama na pomoći, savjetima i prenesenom znanju.

Ante Perica

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva

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

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Ante Perica** Mat. br.: 0035211203

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza statičke stabilnosti i ravnotežnog leta električno-propelerskog poslovnog zrakoplova**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Static stability and trim analysis for electric propeller buisness aircraft**

Opis zadatka:

Uvjet uzdužne statičke stabilnosti jedan je od osnovnih elemenata koji mora zadovoljiti svaka letjelica. Analizom ravnotežnog leta ostvaruje se uvid u mogućnosti uporabe zrakoplova, u smislu ovisnosti potrebnog otklona kormila visine te ravnotežnog napadnog kuta za različite uvjete leta, u različitim varijantama raspodjele mase. Dodatni rezultati navedenih analiza su i granice položaja središta mase.

Električno pogonjeni zrakoplovi imaju jednu varijaciju mase manje od zrakoplova s klasičnim pogonom koji tijekom leta troše gorivo. Od interesa je sagledati moguće varijacije položaja središta mase razmatranog električno-propelerskog poslovnog zrakoplova namijenenog prijevozu do devet putnika s dvočlanom posadom. Cilj rada je analizirati uzdužnu statičku stabilnosti i ravnotežni let električno pogonjenog poslovnog zrakoplova usvojene geometrije, a nalik na Eviation Alice.

U radu je potrebno:

- prikazati sve potrebne i korištene podatke za razmatrani električno-propelerski poslovni zrakoplov;
- napraviti procjenu aerodinamičkog koeficijenta normalne sile i momenta propinjanja promatranog zrakoplova,
- analizirati uzdužnu statičku stabilnost zrakoplova,
- analizirati ravnotežni let zrakoplova u različitim uvjetima leta i za različite mase.

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

Zadatak zadan:
30. studenoga 2020.

Zadatak zadao:
Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Datum predaje rada:
1. rok: 18 veljače 2021.
2. rok (izvanredni): 5. srpnja 2021.
3. rok: 23. rujna 2021.

Predviđeni datumi obrane:
1. rok: 22.2. – 26.2.2021.
2. rok (izvanredni): 9.7.2021.
3. rok: 27.9. – 1.10.2021.

Predsjednik Povjerenstva:
Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

1. UVOD 1

2. DOSTUPNI PODACI O POSTOJEĆEM AVIONU 3

3. GEOMETRIJA PROMATRANOG AVIONA 5

3.1. Krilo 6

3.2. V-rep 8

3.3. Trup 9

4. PROCJENA AERODINAMIČKIH KOEFICIJENATA NORMALNE SILE I MOMENTA PROPINJANJA 11

4.1. Krilo 11

4.2. Trup 13

4.3. Savijanje struje 14

4.4. Rep 16

4.5. Stacionarni koeficijent normalne sile zrakoplova 19

4.6. Stacionarni koeficijent momenta propinjanja zrakoplova 19

5. ANALIZA STATIČKE STABILNOSTI I RAVNOTEŽNOG LETA 20

5.1. Uzdužna statička stabilnost aviona 20

5.2. Ravnotežni let aviona 24

5.3. Utjecaj postavnog kuta krila 25

5.4. Utjecaj postavnog kuta repa 26

5.5. Ovisnost o brzini letenja 27

5.6. Ovisnost o visini letenja 28

5.7. Ovisnost o ukupnoj masi 30

6. ZAKLJUČAK 32

POPIS SLIKA

Slika 1.1 Eviation Alice [1] 1

Slika 2.1 Eviation Alice [2] 3

Slika 3.1 Tlocrt razmatranog aviona 5

Slika 3.2 Nacrt razmatranog aviona 6

Slika 3.3 Profil krila N-10 [4] 7

Slika 3.4 Profil NACA-0008 [4] 9

Slika 3.5 Maksimalni poprečni presjek trupa 10

Slika 4.1 Koeficijent sprega momenta propinjanja [5] 13

Slika 4.2 Položaj napadne točke normalne sile polu krila: λ=0 i λ=1 [6] 14

Slika 4.3 Krivulja ($C_{l\delta}$) [6] 17

Slika 4.4 Položaj hvatišta normalne sile upravljačke površine [6] 19

Slika 5.1 Koeficijent normalne sile C_N u ovisnosti i o napadnom kutu i otklonu kormila visine 21

Slika 5.2 Koeficijent momenta propinjanja C_m u ovisnosti i o napadnom kutu i otklonu kormila visine 22

Slika 5.3 Ovisnost δ_m o promjeni položaja centra mase i brzine letenja 23

Slika 5.4 Napadni kut α u ovisnosti i o brzini letenja V i postavnom kutu krila i_w 25

Slika 5.5 Otklon kormila visine δ_m u ovisnosti i o brzini letenja V i postavnom kuta repa i_h 26

Slika 5.6 Napadni kut α u ovisnosti i o brzini letenja V i ukupnoj masi m 27

Slika 5.7 Otklon kormila visine δ_m u ovisnosti i o brzini letenja V i ukupnoj masi m 28

Slika 5.8 Napadni kut α u ovisnosti i o visini letenja h i visini letenja V 29

Slika 5.9 Otklon kormila visine δ_m u ovisnosti i o visini letenja h i brzini letenja V 29

Slika 5.10 Promjena napadnog kuta α u ovisnosti i o ukupnoj masi m i visini letenja h 30

Slika 5.11 Promjena otklona kormila visine δ_m u ovisnosti i o ukupnoj masi m i visini letenja h 31

POPIS TABLICA

Tablica 2.1 Dostupni podaci [3] 4

Tablica 3.1 Podaci o geometrijskim karakteristikama krila i aeroprofila N-10 6

Tablica 3.2 Geometrijske karakteristike V-repa 8

Tablica 3.3 Geometrijske karakteristike trupa 9

Tablica 5.1 Ravnotežni napadni kutevi i otkloni kormila visina pri različitim ukupnim masama za brzinu krstarenja V=123,33 [m/s] pri h=3000 [m] 31

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
AR	-	vitkost krila s podtrupnim dijelom
AR_V	-	Vitkost repa
AR	-	Vitkost krila
a	m/s	Brzina zvuka
b_V	m	Raspon repa bez podtrupnog dijela
b	m	Raspon krila s podtrupnim dijelom
bw	m	Raspon krila bez podtrupnog dijela
c_0	m	Duljina tetive na osi simetrije zrakoplova
c_A	m	Aerodinamička tetiva
c_{AV}	m	Aerodinamička tetiva repa
c_{rV}	m	Duljina korijenske tetive repa
c_{tV}	m	Duljina vršne tetive repa
c_{rW}	m	Duljina korijenske tetive
c_{tW}	m	Duljina vršne tetive
$c_{l\alpha}$	-	Gradijent koeficijenta sile uzgona profila
$(C_{N\alpha})_W$	-	Gradijent uzgona normalne sile krila
$(C_N)_{BW}$	-	Koeficijent normalne sile kombinacije krilo-tijelo
$(C_{N\alpha})_V$	-	Gradijent koeficijenta normalne sile repa
$(C_{N\delta})_V$	-	Gradijent koeficijenta normalne sile na repu zbog otklona kormila visine
$(C_N)_{VB}$	-	Koeficijent normalne sile kombinacije rep-tijelo
C_N	-	Ukupni koeficijent normalne sile zrakoplova
$(C_{m0})_W$	-	Spreg krila
$(c_{m0})_{pr}$	-	Spreg profila
$(C_m)_{BW}$	-	Koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo
$(C_m)_B$	-	Koeficijent momenta od normalne sile tijela

C_m	-	Ukupni koeficijent momenta propinjanja zrakoplova
$(C_m)_{VB}$	-	Koeficijent momenta propinjanja kombinacije rep-tijelo
d_e	m	Ekvivalentni promjer
Λ_{LE}	rad	Kut strijele napadnog brida krila
$\Lambda_{1/4}$	rad	Kut strijele na 25% tetive krila
Λ_m	rad	Strijela srednje crte krila
λ	-	Suženje krila
$\overline{x}$	-	Udaljenost maksimalne debljine
α_{0L}	rad	Kut nultog uzgona za N-10 aeroprofil
x_A	m	Aerodinamička apscisa krila
β	-	Koeficijent stlačivosti
l_A	m	Udaljenost vrha nosa do aerodinamičkog centra
l_{0W}	m	Udaljenost vrha nosa do vrha krila
S_W	m^2	Površina krila
S_{ref}	m^2	Referentna površina
S_V	m^2	Ukupna površina repa
λ_V	-	Suženje repa
Λ_{LEV}	rad	Kut strijele napadnog brida
Λ_{mV}	rad	Strijela srednje crte repa
h_{0V}	m	Udaljenost vrha nosa do vrha repa
γ	rad	Kut između repa i horizontale
l_{cV} - l_{cW}	m	Udaljenost aerodinamičkog centra repa i krila
$\overline{x}_{tV}$	-	Udaljenost maksimalne debljine repa
D_{maks}	m	Maksimalna debljina trupa
S_{max}	m^2	Maksimalna površina poprečnog presjeka
L_f	m	Duljina trupa
$\overline{d}$	-	Odnos ekvivalentnog promjera i raspona krila s podtrupnim dijelom

K_{BW}	-	Koeficijent interferencije planarne konfiguracije krila
k_{BW}	-	Koeficijent interferencije otklonjene konfiguracije krila
i_w	rad	Postavni kut krila
i_h	rad	Postavni kut repa
α_{ef}	rad	Ekvivalentni napadni kut krila
K_{AR}	-	Koeficijent utjecaja vitkosti krila
K_λ	-	Koeficijent utjecaja suženja krila
K_H	-	Koeficijent utjecaja položaja horizontalnog repa u odnosu na krilo
h	m	Visina na kojoj se nalazi hvatište normalne sile u repu
$\overline{y}_c$	-	Bezdimenzijska udaljenost hvatišta normalne sile na repu
α_V	rad	Napadni kut na rep
η_h	-	Gubitak dinamičkog tlaka horizontalnog repa
$(C_{l\delta})_{prof}$	-	
Λ_{HL}	rad	Kut strijele osi otklona kormila debljine
S_δ	m^2	Upravljačka površina
K_{BV}	-	Koeficijent interferencije planarne konfiguracije repa
k_{BV}	-	Koeficijent interferencije otklonjene konfiguracije repa
η_{slot}	-	
δ_m	rad	Otklon kormila visina

SAŽETAK

U ovom završnom radu analiziraju se performanse zrakoplova nalik na električni poslovni zrakoplov Alice, koji je djelo Izraelske kompanije Eviation. U samom početku istraženi su dostupni podatci o navedenom zrakoplovu, dok su ostale vrijednosti pretpostavljene na osnovu dostupnih slika na internetu i već stečenog znanja. Nakon definiranja geometrije kreće se u proračun koeficijenata normalne sile i koeficijenta momenta propinjanja. S definiranim aerodinamičkim koeficijentima provedena je analiza uzdužne statičke stabilnosti i ravnotežnog leta zrakoplova pri pretpostavljenim uvjetima leta i očekivanim mogućnostima letjelice. U konačnici u dijagramskim prikazima prikazani su rezultati analize za određene uvjete letenja.

Ključne riječi: električni zrakoplov, koeficijent normalne sile i koeficijent momenta propinjanja, uzdužna statička stabilnost, ravnotežni let

SUMMARY

This final paper analyzes the performance of an aircraft similar to the Alice electric business aircraft, which is the work of the Israeli company Eviation. At the very beginning, the available data on the mentioned aircraft were researched, while other values were assumed on the basis of available images on the Internet and already acquired knowledge. After defining the geometry, it begins to calculate the coefficients of normal force and the coefficient of moment of pitch. With the defined aerodynamic coefficients, the analysis of longitudinal static stability and balanced flight of the aircraft was performed under the assumed flight conditions and the expected capabilities of the aircraft. Finally, the results of the analysis for specific flight conditions are presented in the diagrams.

Keywords: electric aircraft, coefficient of normal force and the coefficient of moment of pitch, longitudinal static stability, balanced flight

1. UVOD

Konstantnim razvojem tehnologija dolazimo do rješenja za koje smo prije mislili da se nikada neće moći riješiti. Trenutno su to za nas električni zrakoplovi civilne uporabe, a kasnije onda i potencijalne vojne primjene. Konstantno se borimo kako bismo imali što manje zagađenja okoliša što u automobilskoj industriji tako i u zrakoplovstvu zbog trenutnih motora s unutarnjim izgaranjem. Postoji mogućnost da se možda čak i u budućnosti kompletno riješimo svih takvih motora, a tu nam nastupaju motori pogonjeni čistom električnom energijom. No, glavno pitanje je, može li avion pogonjen na električni motor dati iste performanse bez dodatnih troškova kao motori s unutarnjim izgaranjem. Zadnjih se godina pokušava dobiti odgovor na to pitanje.

Sve glavne zrakoplovne kompanije su počele istraživati tu mogućnost, no moraju se prvo riješi glavni problemi kod električnih zrakoplova. To su nedovoljna snaga baterija, težina svih kabela, debljina tih kabela kako bi se mogla dovesti željena snaga na motore, prostor potreban za pohranu toga svega i mnoge druge. Jedna od kompanija koja je počela baviti time je izraelska kompanija Eviation koja je 2017. godine počela s izradom svog električnog zrakoplova Alice koji bi se koristila prvenstveno u poslovne svrhe zbog mogućnosti prijevoza samo devet putnika s dva člana posade.



Slika 1.1 Eviation Alice [1]

Potrebnu energiju i snagu za pokretanje i letenje daju mu litij-ionske baterije raspoređene po cijelom zrakoplovu. One čine čak 60% ukupne mase zrakoplova koja iznosi 6350 kg. Te iste baterije kada se u potpunosti napune omogućuju letenje do 1000 km s brzinom krstarenja od 444 km/h. To je odlična realizacija ekološki prijateljskog interkontinentalnog letenja što i je prvotni cilj toga zrakoplova, da se ne koriste ogromni zrakoplovi napravljeni za transkontinentalni let za tako male relacije.

Zrakoplov je još u razvoju, tj. točnije trenutno je u procesu certificiranja kako bi ga se proglasilo plovnim. U radu se razmatra avion nalik na Alice, koji će imati određena odstupanja prvenstveno za podatke o Alice koji nisu dostupni. Prvi dio završnog sadrži procjenu podatke koji su nam potrebni te istraživanje ostalih podataka. Potom slijedi proračun ukupnog koeficijenta normalne sile i koeficijenta momenta propinjanja za zrakoplov. Za kraj se provela analiza u programu MATLAB iz kojeg su ujedno dobiveni svi dijagrami koji se vide u dokumentu.

2. DOSTUPNI PODACI O POSTOJEĆEM AVIONU

Dostupni podaci o zrakoplovu Eviation Alice su limitirani na opće podatke o konstrukciji i mogućnostima baterije kao što je već rečeno. Procjena ostalih podataka se vršila preko dostupnih slika s interneta i karakteristika sličnih zrakoplova kojima se već leti. U tablici 2.1. se nalaze dostupni podaci o zrakoplovu koji su dani.



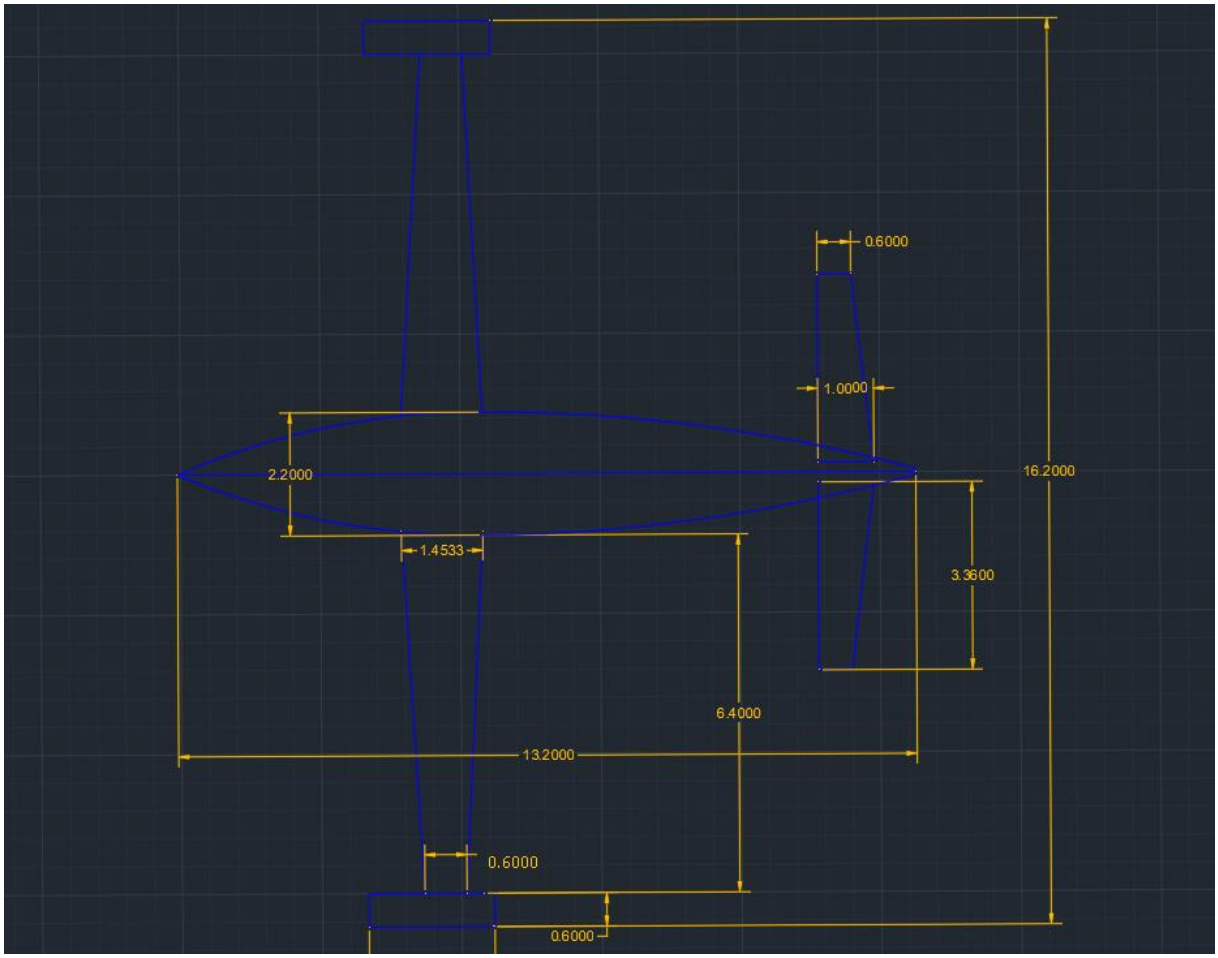
Slika 2.1 Eviation Alice [2]

Tablica 2.1 Dostupni podaci [3]

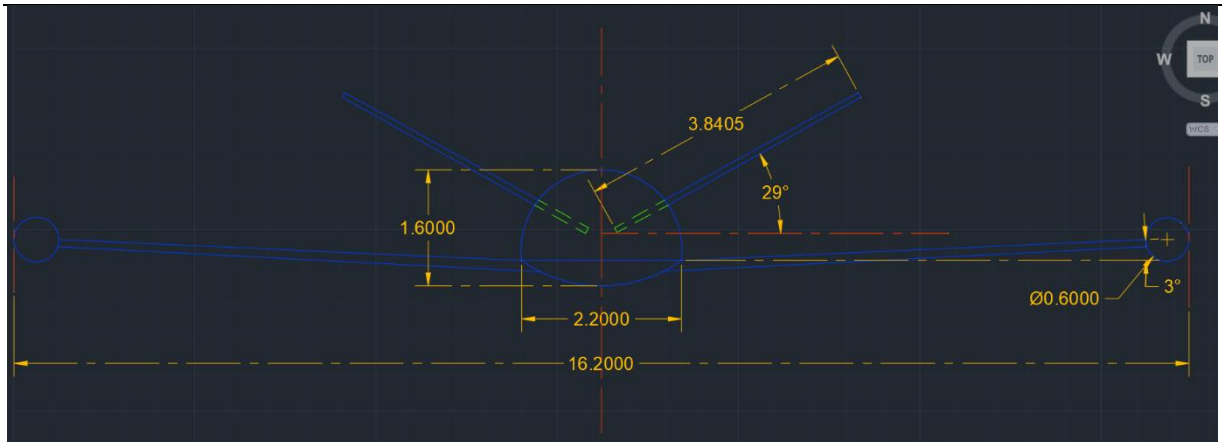
Raspon krila	16,12 m
Dužina trupa	13,2 m
Visina	4,2 m
Maksimalna snaga	900 kW
Brzina krstarenja	444 km/h
Ukupna masa (MTOW)	6350 kg
Masa baterije	3600 kg (≈ 60% MTOW)
Okretni moment	1407 Nm
Maksimalni broj okretaja	3000 o/min
Bazni broj okretaja	1900 o/min
Nominalni napon	540 V
Domet	1000 km
Operativna visina(komprimiran)	10000 m
Operativna visina(nekomprimiran)	3000 m

3. GEOMETRIJA PROMATRANOG AVIONA

Tablica 3.1 prikazuje dimenzije krila i podatke za N-10 aeroprofil korištene pri procjeni koeficijenata normalne sile i momenta propinjanja dobivene računanjem u programu MATLAB i korištenjem programa XFLR5, dok slika 3.1 i slika 3.2 prikazuju procijenjene glavne dimenzije letjelice.



Slika 3.1 Tlocrt razmatranog aviona



Slika 3.2 Nacrt razmatranog aviona

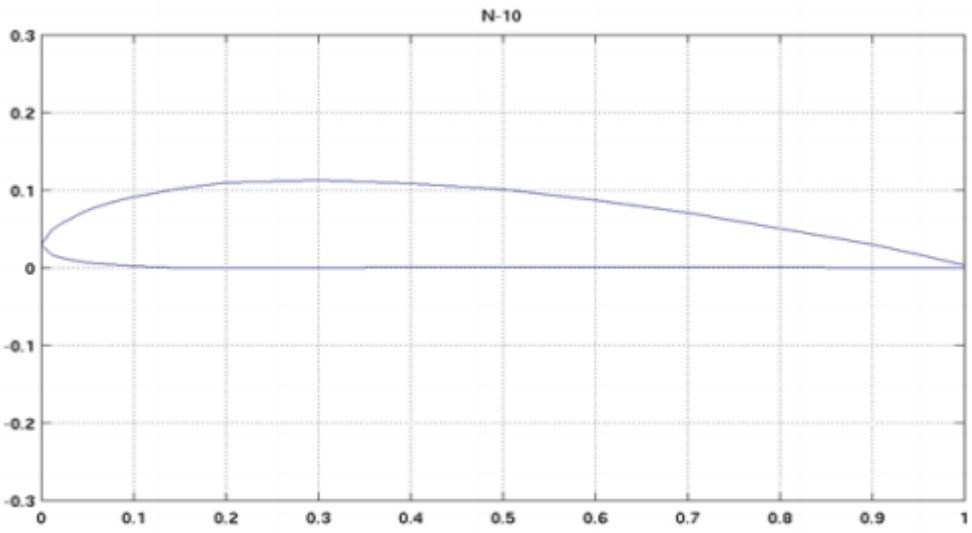
3.1. Krilo

Prikupljeni podaci o krilu aviona kojeg se promatra nadupunjeni su procjenama te pregledno navedeni u tablici 3.1. Na slici 3.3 nalazi se poprečni presjek profila N-10.

Tablica 3.1 Podaci o geometrijskim karakteristikama krila i aeroprofila N-10

Aeroprofil	N-10
Referentna površina, S_{ref}	16,93 m^2
Površina krila, S_W	14,37 m^2
Srednja aerodinamička tetiva krila, c_A	1,09 m
Raspon krila bez podtrupnog dijela, b_W	14 m
Vitkost krila, AR	13,64
Kut strijele napadnog brida krila, Λ_{LE}	9°
Kut strijele na 25% tetive krila, $\Lambda_{1/4}$	0°
Suženje krila, λ	0,41
Udaljenost vrha nosa do vrha krila, l_{0W}	4,06 m
Strijela srednje crte krila, Λ_m	0°
Korijenska tetiva, c_r	1,453 m
Spreg profila N-10, $(c_{m0})_{pr}$	-0,085
Udaljenost maksimalne debljine, $\overline{x}$	0,3
Gradijent profila N-10, $c_{l\alpha}$	6,16

Kut nultog uzgona za N-10 aeroprofil, α_0	-5,6°
Tetiva na središnjici, c_0	1,5 m
Aerodinamička apscisa krila, x_A	0,4776 m
Vršna tetiva, c_t	0,6 m
Koeficijent stlačivosti, β	0,9319
Udaljenost vrha nosa do aerodinamičkog centra, l_A	4,5376 m



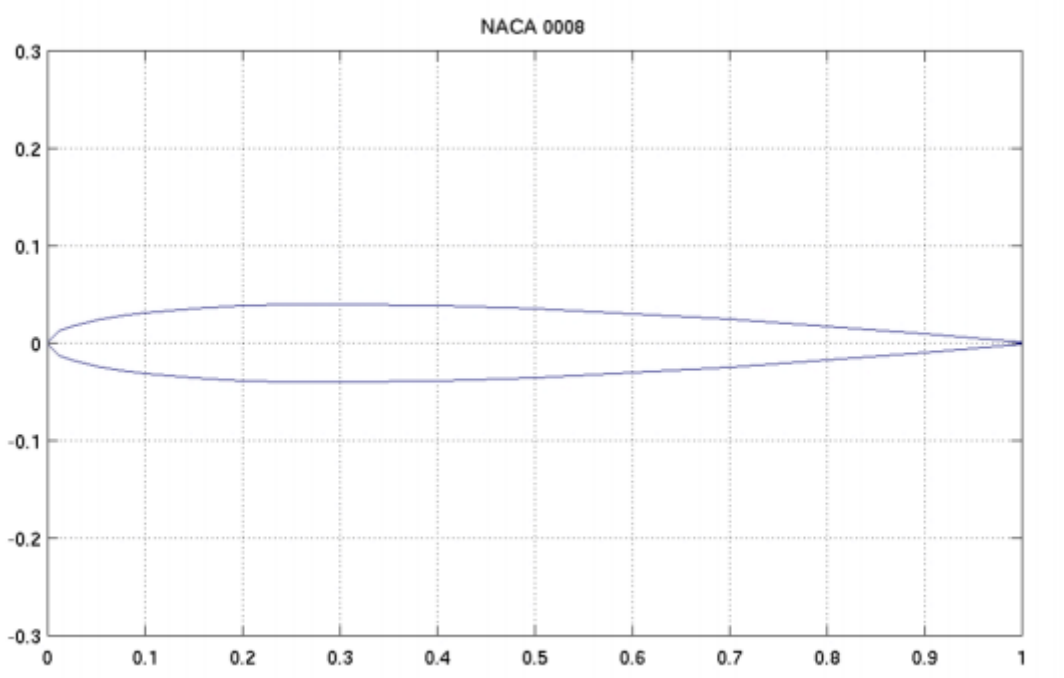
Slika 3.3 Profil krila N-10 [4]

3.2. V-rep

Prikupljeni podaci o V- repu nadopunjeni su procjena te pregledno navedeni u tablici 3.2. Na slici 3.4 nalazi se poprečni presjek profila NACA-0008.

Tablica 3.2 Geometrijske karakteristike V-repa

Aeroprofil	NACA-0008
Korijenska tetiva, c_{rV}	1 m
Vršna tetiva, c_{tV}	0,6 m
Raspon repa bez podtrupnog dijela, b_V	6,72 m
Udaljenost maksimalne debljine, $\overline{\boldsymbol{x}}_{tV}$	0,3
Ukupna površina, S_V	5,376 m^2
Vitkost repa, AR_V	8,4
Suženje repa, λ_V	0,6
Srednja aerodinamička tetiva repa, c_{AV}	0,8167 m
Kut strijele napadnog brida, Λ_{LEV}	9°
Strijela srednje crte, Λ_{mV}	0°
Udaljenost vrha nosa do vrha repa, l_{0V}	11,68 m
Gradijent profila NACA-0008, $c_{l\alpha V}$	5,73
Kut između repa i horizontale, γ	29°
Udaljenost aerodinamičkog centra repa i krila, l_{cV} - l_{cW}	7,6 m
Raspon repa sa podtrupnim dijelom, b_{Vpod}	7,68 m
Ekvivalentni promjer repa, d_{eV}	0,5 m



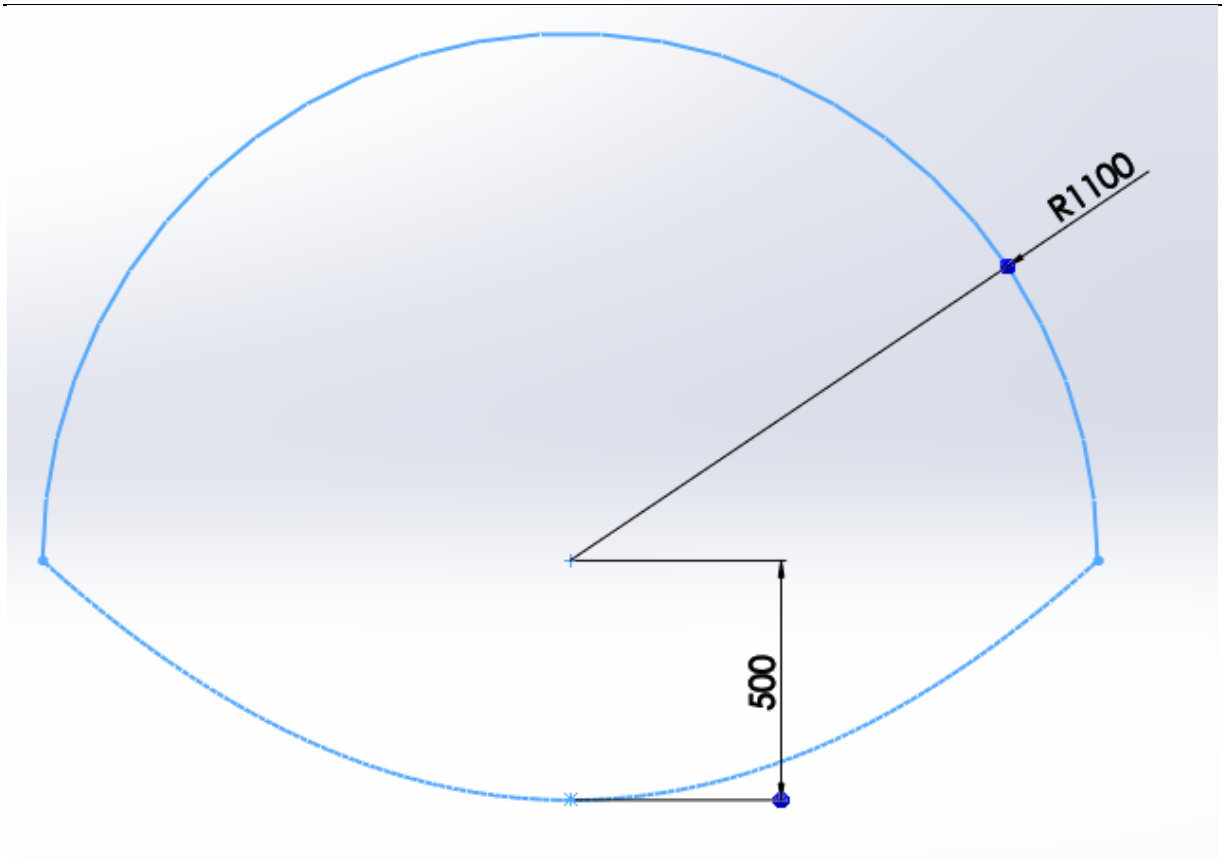
Slika 3.4 Profil NACA-0008 [4]

3.3. Trup

Zbog jednostavnosti proračuna i manjka dostupnih podataka za poprečni presjek je uzet primjer sa slike 3.5, gdje se vidi da se on sastoji od jednog polukruga i jedne poluelipse. U tablici 3.3 prikazane su geometrijske karakteristike trupa.

Tablica 3.3 Geometrijske karakteristike trupa

Maksimalna debljina trupa, D_{max}	2,2 m
Maksimalna površina poprečnog presjeka, S_{max}	2,7646 m^2
Duljina trupa, L_f	13,2 m
Odnos ekvivalentnog promjera i raspona krila s podtrupnim dijelom, $\overline{\boldsymbol{d}}$	0,1365
Ekvivalentni promjer	1,8762 m



Slika 3.5 Maksimalni poprečni presjek trupa

4. PROCJENA AERODINAMIČKIH KOEFICIJENATA NORMALNE SILE I MOMENTA PROPINJANJA

4.1. Krilo

Preko podataka iz tablice 2 prvo se započelo s izračunom gradijenta uzgona normalne sile krila.

$$(C_{L\alpha})_W = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR}{c_{l\alpha}}\right)^2 (1 + \frac{tg^2 \Lambda_m}{\beta^2})}} = 5{,}3129 \tag{4.1}$$

Isto tako je potrebno odrediti udaljenost hvatišta normalne sile od aerodinamičkog ishodišta krila podijeljena s aerodinamičkom tetivom, a za se koriste sljedeći parametri:

$$\lambda = 0{,}4129 \tag{4.2}$$

$$AR \cdot \beta = 7{,}8279 \tag{4.3}$$

$$AR \cdot tg\Lambda_m = 0{,}8304 \tag{4.4}$$

Iz njih se dobiva :

$$\overline{h_C} = 0{,}26 \tag{4.5}$$

K_{BW} i k_{BW} su koeficijenti interferencije planarne i otklonjene kombinacije tijelo-krilo , njih se dobiva na idući način:

$$\overline{d} = \frac{D_{maks}}{b} = 0{,}1365 \tag{4.6}$$

$$K_{BW} = 1 + 3\overline{d} - \lambda\overline{d} \cdot \left(1 - \overline{d}\right) = 1{,}3608 \tag{4.7}$$

$$k_{BW} = \left(\frac{1 + 0.41\overline{d}}{1 + \overline{d}}\right)^2 K_{BW} = 1{,}1748 \tag{4.8}$$

Uzeta je veća vrijednost za $\overline{d}$ koristeći maksimalni promjer tijela kada ga se smatra cilindričnim kako bi se poslije moglo zanemariti iznos normalne sile tijela $(C_N)_B = 0$.

Pomoću ovih vrijednosti nastavlja se dalje te se traži ekvivalentni napadni kut krila

$$\alpha_{ef} = K_{BW}\alpha + k_{BW}(i_W - \alpha_{0L}) \tag{4.9}$$

$$\alpha_{ef} = 1{,}3608\alpha + 1{,}1748 i_W + 0{,}11482 \tag{4.10}$$

te je konačno koeficijent normalne sile kombinacije krilo-tijelo

$$(C_N)_{WB} = (C_{L\alpha})_W \frac{S_W}{S_{ref}} \alpha_{ef} = 6{,}14\alpha + 5{,}3 i_W + 0{,}52 \tag{4.11}$$

Kako bi se odredili koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo potreban je prvo spreg krila sveden na referentu površinu

$$(C_{m0})_W = (c_{m0})_{pr} \frac{AR cos\Lambda_m}{AR + 2cos\Lambda_m} \cdot \frac{S_W}{S_{ref}} = -0{,}0627 \tag{4.12}$$

Koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo za središte mase koje je udaljeno $\overline{h}_m$ od aerodinamičkog ishodišta bit će:

$$(C_m)_{WB} = (C_{m0})_W - (C_N)_{WB}(\overline{h}_C - \overline{h}_m) \tag{4.13}$$

$$(C_m)_{WB} = -0{,}197 + 0{,}52\overline{h}_m - (1{,}6 - 6{,}14\overline{h}_m)\alpha - \left(1{,}38 - 5{,}3\overline{h}_m\right) i_w \tag{4.14}$$

4.2. Trup

Kako je već prije rečeno uzet je veći K_{BW} kako bi se moglo zanemariti iznos normalne sile tijela pošto je ona inače neznatna na ukupni iznos sile i ne pridonosi velike promjene.

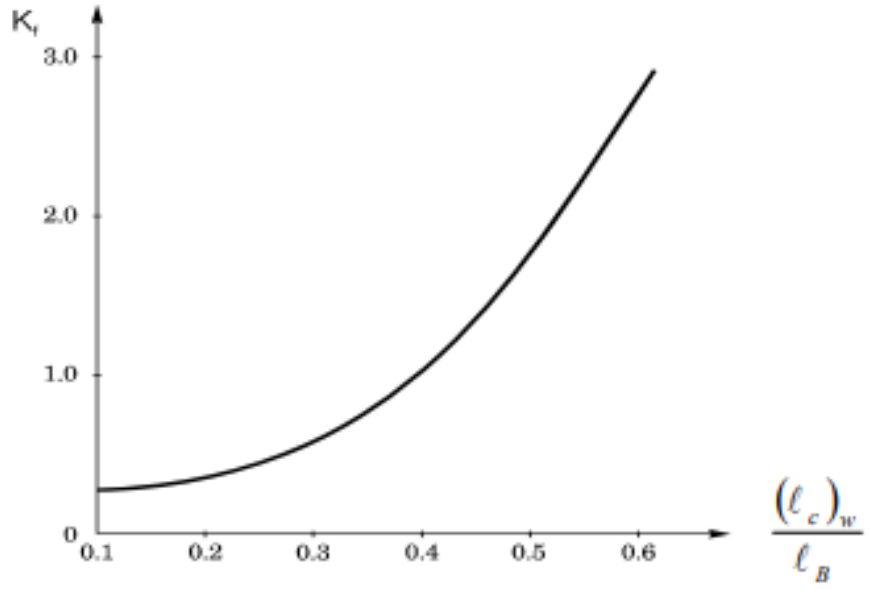
$$(C_N)_B = 0 \tag{4.15}$$

No, spreg koji utječe ne može se zanemariti na isto način te se njega računa preko sljedeće formule.

$$(C_m)_B = \frac{K_f d_e^2 L_f}{c_A S_{ref}} \alpha \tag{4.16}$$

Potrebno je odrediti iznos K_f , koeficijent sprega propinjanja trupa, koji će se dobiti iz dijagrama sa slike 4.1 nakon što se odredi relativni položaj krila na tijelu preko idućeg slučaja.

$$\frac{l_{CW}}{L_f} = \frac{l_{0W} + c_A \overline{h}_c}{L_f} = 0{,}33 \tag{4.17}$$



Slika 4.1 Koeficijent sprega momenta propinjanja [5]

S određenim koeficijentom imamo sve potrebno vrijednosti te se prelazi na izračun sprega.

$$(C_m)_B = 1{,}52\alpha \tag{4.18}$$

4.3. Savijanje struje

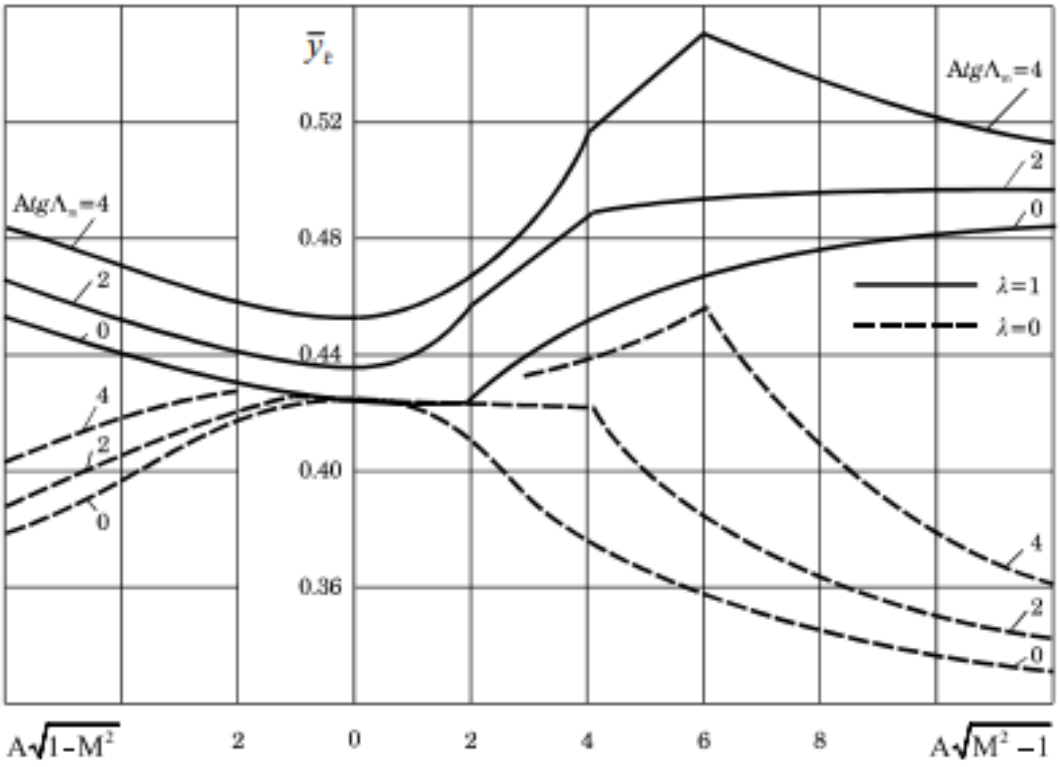
Kako bi se moglo izračunati savijanje struje potrebni su sljedeći koeficijenti:

$$K_{AR} = \frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1.7}} = 0{,}0556 \tag{4.19}$$

$$K_{\lambda} = \frac{10 - 3\lambda}{7} = 1{,}2516 \tag{4.20}$$

$$K_{H} = \frac{1 - \frac{h}{b}}{\sqrt[3]{\frac{l_{ch} - l_{cw}}{b/2}}} = 0{,}3507 \tag{4.21}$$

Pošto se radi o tipu V-repa bilo je potrebno naći visinu na kojoj se nalazi hvatište normalne sile polovice noseće površine, to se odredilo tako da se prvo našlo bezdimenzijska udaljenost hvatišta $\overline{y}_c$ iz dijagrama sa slike 4.2.



Slika 4.2 Položaj napadne točke normalne sile polu krila: λ=0 i λ=1 [6]

$$\overline{y}_c = 0{,}45 \tag{4.22}$$

Potom se dobio iznos za visinu h iz izraza:

$$h = \overline{y}_c sin\gamma \frac{b_V}{2} \tag{4.23}$$

gdje je kut gama (γ), kut između V-repa i horizontale, a b_v raspon V-repa bez podtrupnog dijela

$$h = 0{,}733 \tag{4.24}$$

Pomoću gornja tri koeficijenta je sada moguće izračunati savijanje struja

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4{,}44\left(K_{AR}K_H K_\lambda \sqrt{cos\Lambda_{1/4}}\right)^{1{,}19} = 0{,}0535 \tag{4.25}$$

$$tan\Lambda_{1/4} = tan\Lambda_{LE} - 0{,}25 \cdot \frac{c_r - c_t}{b_V/2} \tag{4.26}$$

4.4. Rep

Za početak će se odrediti napadni kut na rep

$$\alpha_V = \alpha - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha_{ef} = 0{,}93\alpha\ -\ 0{,}063 i_w\ -\ 0{,}0061 \tag{4.27}$$

Zatim se određuje veličina β, koeficijent stlačivnosti:

$$\beta = \sqrt{1 - \eta_h Ma^2} = 0{,}9333 \tag{4.28}$$

gdje je

$$\eta_h = 0{,}98 \tag{4.29}$$

Gradijent koeficijenta normale za profil repa NACA 0008 se dobiva istom formulom koja je korištena za krilo samo s vrijednostima za rep

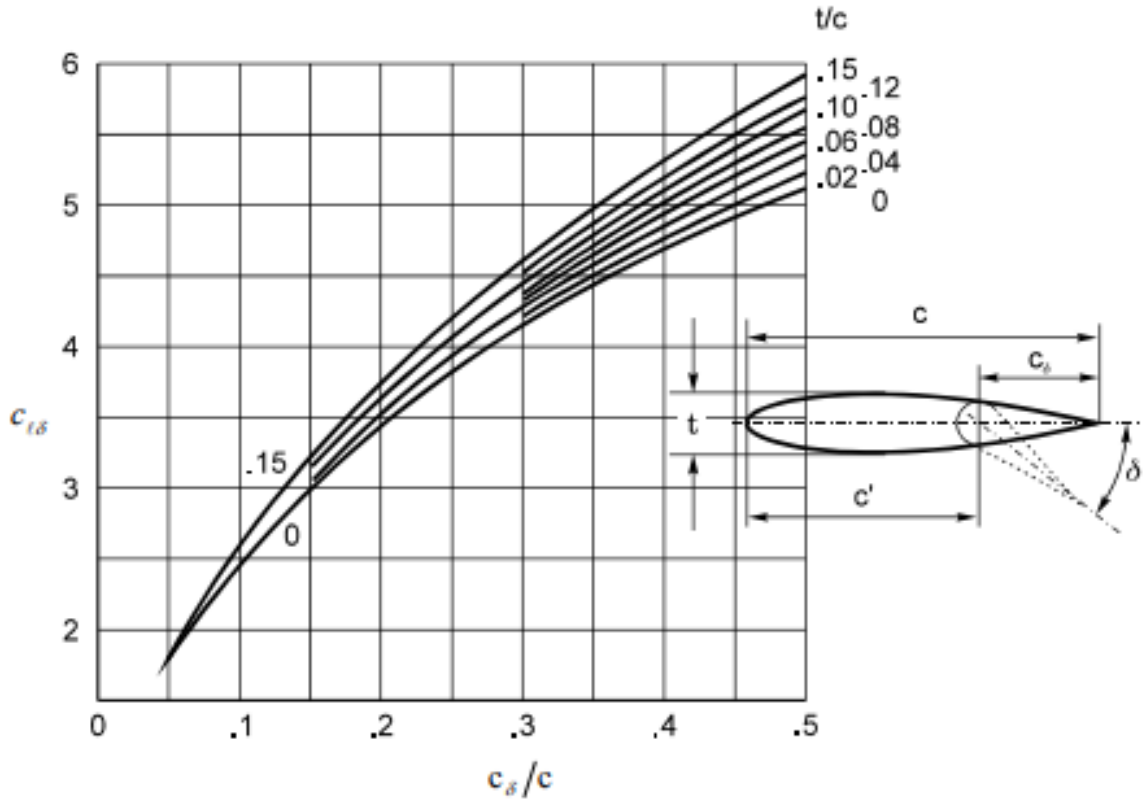
$$(C_{N\alpha})_V = \frac{2\pi AR_V}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR_V}{c_{l\alpha_V}}\right)^2 (1 + \frac{tg^2 \Lambda_{mV}}{\beta^2})}} = 4{,}6 \tag{4.30}$$

Nakon što se odredi taj gradijent potreban je isto gradijent normalne sile na repu zbog otklona kormila visina, njega se dobiva iz sljedeće formule

$$(C_{N\delta})_V = 0{,}9 \frac{S_\delta}{S_h} \frac{(C_{N\alpha})_V}{c_{l\alpha_V}} (C_{l\delta})_{prof} cos\Lambda_{HL} K_f \tag{4.31}$$

Uzeta je pretpostavka $\frac{S_\delta}{S_h} = 1$, koja govori da se upravljačka površina nalazi po čitavom rasponu noseće površine, u ovom slučaju repa.

Vrijednost $(C_{l\delta})_{prof}$ očitava se iz dijagrama sa slike 4.3, za $\frac{c_\delta}{c} = 0{,}2$, vrijednost preko koje se zna na kolikom dijelu repa se nalaze upravljačke površine i za $\frac{t}{c} = 0{,}08$.



Slika 4.3 Krivulja ($C_{l\delta}$) [6]

$$(C_{l\delta})_{prof} = 3{,}60 \tag{4.32}$$

Potrebno je još izračunati kut Λ_{HL} kako bi se moglo dobiti $(C_{N\delta})_V$, njega se dobiva preko sljedećeg izraza:

$$tan\Lambda_{HL} = tan\Lambda_{LEV} - \overline{x}_{tV}\frac{c_{rV} - c_{tV}}{b_V/2} \tag{4.33}$$

$$\Lambda_{HL} = -2° \tag{4.34}$$

$$(C_{N\delta})_V = 2{,}58K_f \tag{4.35}$$

Za izračun koeficijenta normalne sile potrebno je još izračunati koeficijente interferencije za kombinaciju rep-tijelo, njih se dobiva iz sljedećih izraza:

$$K_{BV} = 1 + 3\overline{d}_V - \lambda_V\overline{d}_V\left(1 - \overline{d}_V\right) = 1{,}1588 \tag{4.36}$$

$$k_{BV} = \left(\frac{1 + 0.41\overline{d}_V}{1 + \overline{d}_V}\right)^2 K_{BV} = 1{,}0767 \tag{4.37}$$

gdje je

$$\overline{d}_V = \frac{d_{eV}}{b_{Vpod}} = 0{,}0651 \tag{4.38}$$

Pomoću ovih vrijednosti je sada moguće izračunati potrebni koeficijent normalne sile kombinacije rep-tijelo

$$(C_N)_{VB} = \eta_h \eta_{slot} \frac{S_V}{S_{ref}} [(C_{N\alpha})_V (K_{BV}\alpha_V + k_{BV} i_h) + (C_{N\delta})_V \delta_m] \tag{4.39}$$

$$(C_N)_{VB} = 1{,}31\alpha - 0{,}089 i_w - 0{,}0087 + 1{,}31 i_h + 0{,}68 \delta_m Kf \tag{4.40}$$

Ova sila se sastoji od dvaju dijelova. Prvi $1{,}31\alpha - 0{,}089 i_w - 0{,}0087 + 1{,}31 i_h$ od repa kada nema otklona kormila visine i drugi $0{,}68 \delta_m Kf$ u kojem se uzima u obzir otklon kormila visine. Prvi dio ima hvatište u napadnoj točki normalne sile horizontalnog repa $\overline{h}_{c\alpha} = 6{,}76$. Do te točke se dolazi na sljedeći način:

$$h_{c\alpha} = h_{0h} + 0{,}23 c_{AV} = 7{,}33 \tag{4.41}$$

$$h_{0h} = l_{0h} - l_A \tag{4.42}$$

$$\overline{h}_{c\alpha} = \frac{h_{c\alpha}}{c_A} = 6{,}76 \tag{4.43}$$

Za drugi dio je potrebno dobiti hvatište upravljačke sile na udaljenosti od aerodinamičkog ishodišta zrakoplova, koje se dobiva na sljedeći način:

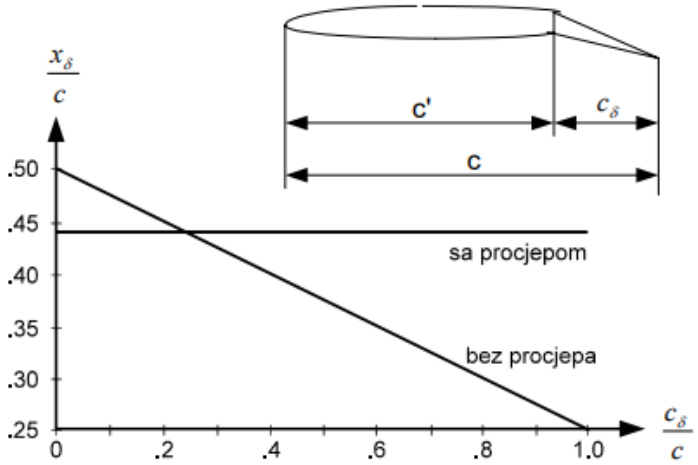
$$\overline{h}_{c\delta} = \frac{h_{0h} + c_{AV} \frac{x_\delta}{c}}{c_A} = 6{,}92 \tag{4.44}$$

gdje je:

$$\frac{x_\delta}{c} = 0{,}45 \tag{4.45}$$

dobiven iz dijagrama sa slike 4.4 za:

$$\frac{c_\delta}{c} = 0{,}2 \tag{4.46}$$



Slika 4.4 Položaj hvatišta normalne sile upravljačke površine [6]

Sada koeficijent momenta propinjanja horizontalnog repa za središte mase na udaljenosti $\overline{h}_m$ od aerodinamičkog središta letjelice glasi

$$(C_m)_{VB} = -(8{,}83 - 1{,}31\overline{h}_m)\alpha + (0{,}6 - 0{,}089\overline{h}_m)i_w - (8{,}85 - 1{,}31\overline{h}_m)i_h + (0{,}059 - 0{,}0087\overline{h}_m) - (4{,}72 - 0{,}68\overline{h}_m)\delta_m K f \tag{4.47}$$

4.5. Stacionarni koeficijent normalne sile zrakoplova

$$C_N = (C_N)_{WB} + (C_N)_{VB} \tag{4.48}$$

Nakon uvrštavanja svih vrijednosti te sređivanja jednadžbe dobije se konačni oblik:

$$C_N = 7{,}446\alpha + 5{,}211 i_w + 1{,}31 i_h + 0{,}683\delta_m K_f + 0{,}51 \tag{4.49}$$

4.6. Stacionarni koeficijent momenta propinjanja zrakoplova

$$C_m = (C_m)_{WB} + (C_m)_B + (C_m)_{VB} \tag{4.50}$$

Nakon sređivanja jednadžbe dobije se konačni oblik:

$$C_m = -(8{,}907 - 7{,}446\overline{h}_m)\alpha - (0{,}78 - 5{,}211\overline{h}_m)i_w - (8{,}847 - 1{,}31\overline{h}_m)i_h - (4{,}724 - 0{,}683\overline{h}_m)\delta_m K_f + (-0{,}14) + (0{,}51)\overline{h}_m \tag{4.51}$$

5. ANALIZA STATIČKE STABILNOSTI I RAVNOTEŽNOG LETA

U sklopu ovog završnog potrebno je analizirati uzdužnu statičku stabilnost zrakoplova isto kao i ravnotežni let zrakoplova u različitim uvjetima leta i za različite mase. Upravo će ukupna masa biti jedan od parametara koji će se mijenjati prvenstveno zbog ekonomskih razloga. Pošto svi zrakoplovi koji će se konstruirati neće biti namijenjeni letenju na dionicama do 1000 km jasno je za zaključiti kako će se raditi zrakoplovi s manjom količinom baterije, tj. u koje će se ugrađivati baterije manjih volumena, te manjih masa, u smislu uštede na njegovoj izradi te u krajnjoj ruci uštedi njegovih kupaca što možda potakne veće količine narudžbi. Tesla već neko vrijeme primjenjuje taj princip rada gdje ona u svojim automobilima ugrađuje različite vrste baterija s različitim volumenima jer su neki auti namijenjeni samo na gradsku vožnju dok su neki namijenjeni za duže vožnje. Drugi primjer promjene ukupne mase će se uzeti kada se u zrakoplovu nalazi samo posada, tj. pilot i kopilot s 50 posto baterija, treći slučaj će se promatrati kada se u zrakoplovu nalaze opet samo članovi posade ali u ovom slučaju sa 100 postotnom količinom baterija. Dok će se za zadnji slučaj promatrati ponašanje aviona s maksimalnom take-off težinom. Osim ukupne mase u svrhu analiziranja ponašanja zrakoplova mijenjat će se još napadni kut (α), otklon kormila visine (δ_m), položaj centra mase ($\overline{h}_m$), visina na kojoj taj zrakoplov leti (h), isto kao i sama brzina kojom leti (V). Zatim će se analizama pokušati doći do optimalnih vrijednosti svih tih parametara kako bi avion bio što stabilniji, balansiraniji a ujedno onda i lakšim za upravljanje.

5.1. Uzdužna statička stabilnost aviona

Kada se govori o uzdužnoj stabilnosti onda postoje dvije vrste, dinamička i statička. Zanimljivo je kada je avion statički stabilan on ne mora nužno biti i dinamički stabilan, no kada je određeni avion dinamički stabilan onda je uvijek i statički stabilan. Glavni uvjeti kako bi se avion proglasio statički stabilnim su ti da se položaj centra mase nalazi ispred neutralne točke, tj. $\overline{h}_m < \overline{h}_n$, isto tako da gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu $M_\alpha < 0$. Prema gore dobivenim rezultatima vidi se da je ovaj drugi uvjet ispunjen. Sada jedino preostaje ispitati gdje se nalazi neutralna točka ovoga aviona kako bi se moglo reći je li ovaj avion uzdužno statički stabilan ili ne. Tome se pristupa na sljedeći način:

$$C_{m\alpha} = C_{N\alpha}(\overline{h}_m - \overline{h}_n) \tag{5.1}$$

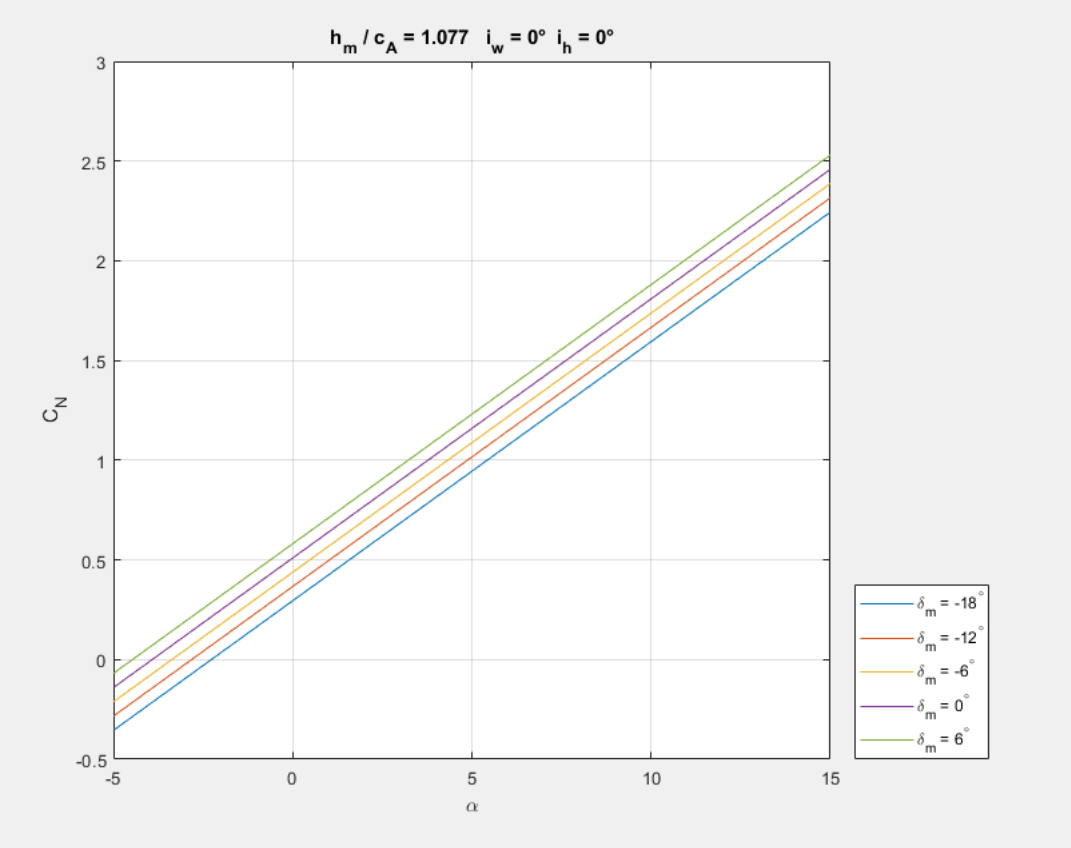
gdje je položaj centra mase jednak:

$$\overline{h}_m = 1{,}077 \tag{5.2}$$

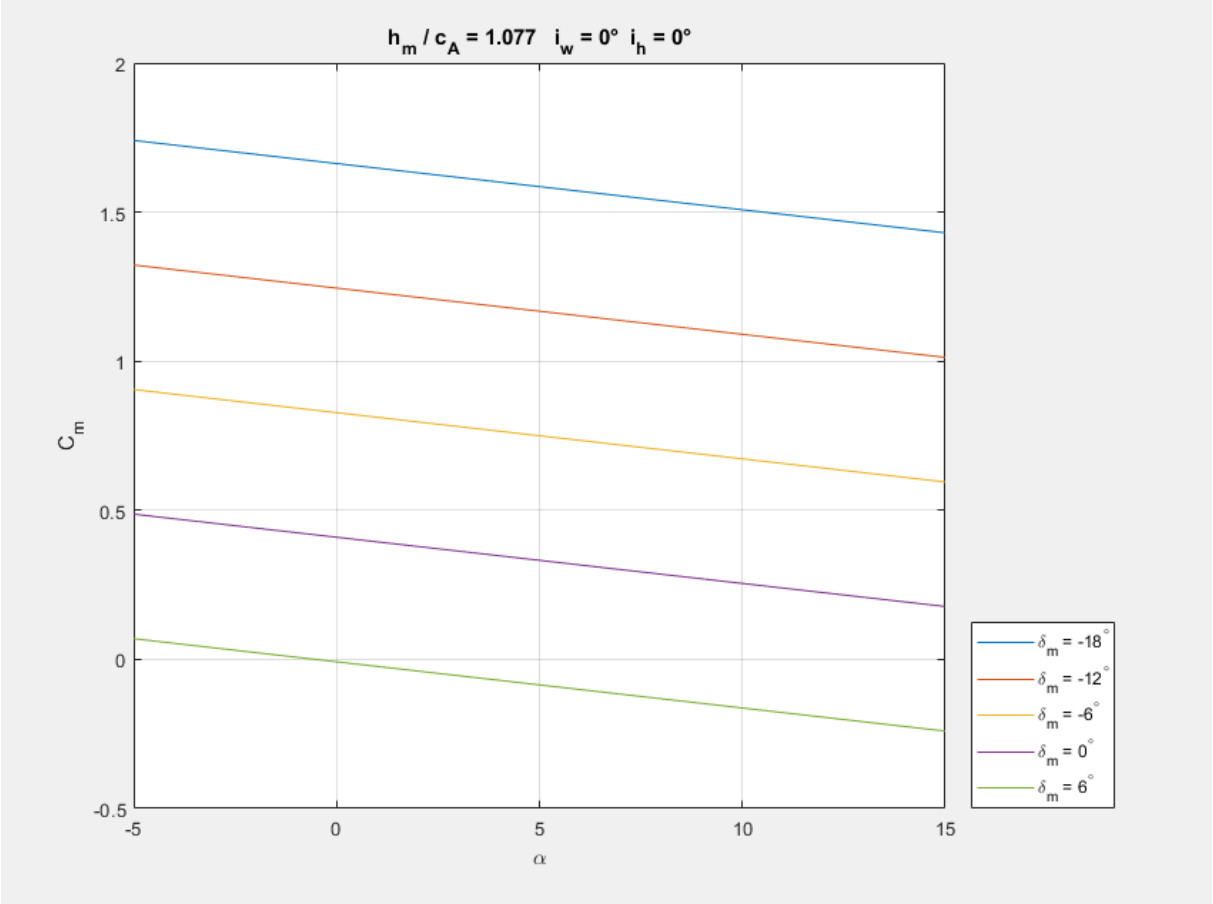
Nakon izračuna dobivamo da naš avion je uzdužno statički stabilan, do toga zaključka se moglo doći i analognim putem gdje bi se prvo našao položaj neutralne točke, te se onda vidjelo za koje sve vrijednosti položaja centra mase vrijedi već rečena stabilnost. Tome bi se pristupilo tako da bi se centra mase postavio u samu neutralnu točku. Iz tog zahtjeva bi se dobilo da je položaj neutralne točke jednak:

$$\overline{h}_n = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{N\alpha}} = 1{,}1962 \tag{5.3}$$

To bi značilo da će avion biti statički stabilan sve dok se ne ispuni sljedeća tvrdnja $\overline{h}_m > \overline{h}_n$. No, o tome više u poglavlju gdje ćemo analizirati kako položaj centra mase utječe na stabilnost aviona. Na slikama 5.1 i 5.2 se jasno vidi stabilnost zrakoplova, gdje se na slici 5.1 nalazi C_N koji se mijenja s napadnim kutem i s različitim otklonima kormila visine pri čemu postavni kut krila $i_w = 0°$, postavni kut repa $i_h = 0°$ i centar mase $\overline{h}_m = 1{,}077$ ostaju konstantni. Dok se na slici 5.2 nalazi C_m koji se mijenja prema istim parametrima.

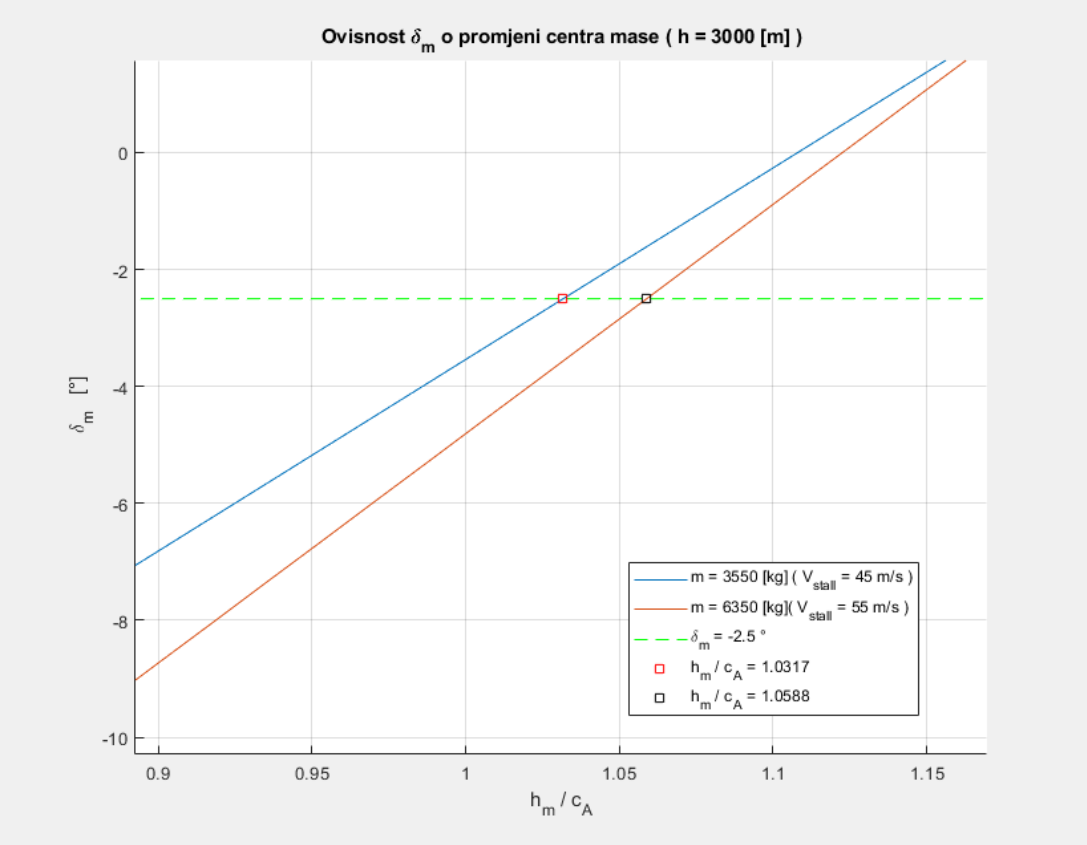


Slika 5.1 Koeficijent normalne sile C_N u ovisnosti i o napadnom kutu i otklonu kormila visine



Slika 5.2 Koeficijent momenta propinjanja C_m u ovisnosti i o napadnom kutu i otklonu kormila visine

Nakon dobivenih rezultata za pretpostavljeni položaj centra mase krenulo se u traženje krajnjih položaja centra mase, prednjeg i stražnjeg. Za stražnji krajnji položaj uzeta je vrijednost statičke margine od 5 %[7]. To bi značilo da se krajnji stražnji položaj nalazi na vrijednosti $\overline{h}_m = 1{,}1462$. Za krajnji prednji položaj je pretpostavljeno da je određeni maksimalni otklon kormila visine u iznosu od -2,5° te su dobiveni rezultati prikazani u dijagramu sa slike 5.3.



Slika 5.3 Ovisnost δ_m o promjeni položaja centra mase i brzine letenja

Iz dijagrama sa slike 5.3, može se vidjeti da se smanjenjem mase povećava vrijednost krajnjeg prednjeg položaja centra mase. Što znači da avion i pri malim iznosima maksimalnog otklona kormila visine pri masi od 3550 kg (posada + 50 % volumena baterija) ima raspon iznosa statičke margine od 16,5 % do 5 %, koji odgovara maksimalnom hodu otklona položaja centra mase, od krajnjeg prednjeg položaja – određenog uvjetom upravljivosti, do krajnjeg stražnjeg položaja – određenog uvjetom stabilnosti. To bi značilo da se raspon položaja središte mase kreće od 1,12 m do 1,2443 m. Dok se pri masi od 6350 kg krajnji prednji položaj centra mase nalazi na statičkoj margini od 13,7 %. Zaključuje se da bi se trebao odabrati nešto veći iznos maksimalnog otklona kormila visine kako bi centar mase nalazio na većoj udaljenosti od neutralne točke i time osigurala veća stabilnost. Za krajnji prednji položaj se uzima vrijednost pri masi od 6350 kg. Naravno kada bi se pričalo o nekoj većoj brzini sloma uzgona onda bi se i uzela veća vrijednost krajnjeg prednjeg položaja kako bi bilo moguće osigurati bolju stabilnost aviona. No, zahtjevi za stabilnost aviona i njegovu upravljivost su kontradiktorni što znači da povećanjem jednoga smanjujemo drugi i obrnuto. To je proces gdje se za odgovarajuću stabilnost treba pronaći dostatna upravljivost što nije tema ovoga rada te se u to nije dalje ulazilo.

5.2. Ravnotežni let aviona

Ravnotežni let se ostvaruje kada su sve sile koje djeluju na avion u međusobnoj ravnotežni i kada je rezultirajući moment jednaki nuli. To bi značilo da ako avion ima neku kutnu brzinu on ju neće mijenjati, jer bi se onda avion počeo okretati jer promjena momenta mijenja tu kutnu brzinu. To bi značilo da kako bi se ostvario ravnotežni let ukupni moment propinjanja mora biti jednak nuli. No, sila uzgona mora biti jednaka ukupnoj težini zrakoplova kojeg promatramo.

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta}\delta_m \tag{5.4}$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta}\delta_m \tag{5.5}$$

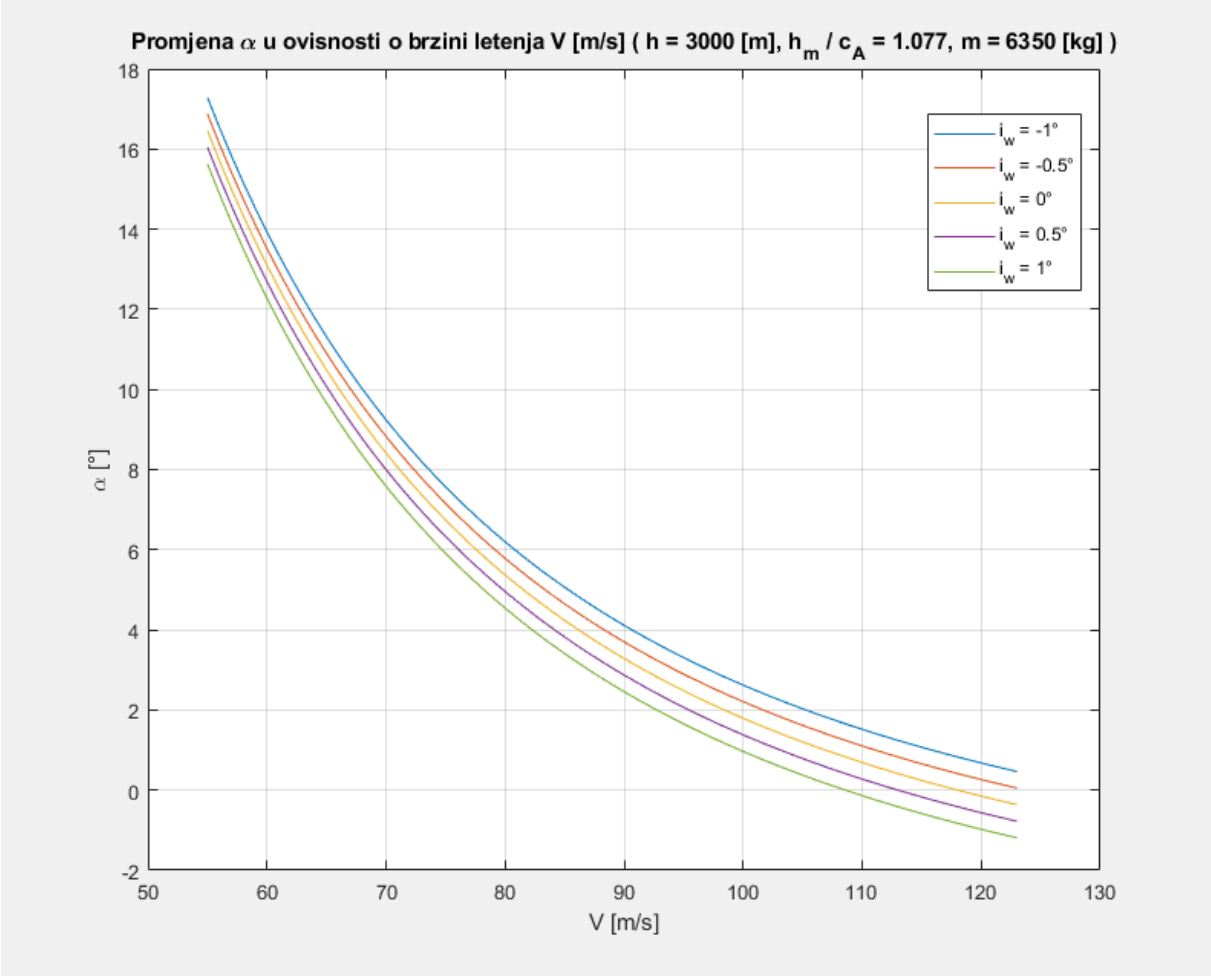
$$C_{L_{rav}} = \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref}} \tag{5.6}$$

$$C_m = 0 \tag{5.7}$$

Pomoću ovih jednadžbi napravljena je matrica u programskom jeziku MATLAB preko koje su se radile daljnje analize, koje uključuju ovisnost napadnog kuta (α) i otklona kormila visine (δ_m) o ukupnoj masi aviona, o brzini kojom taj avion leti, isto kao i visini na kojoj leti. No, prije svega će se uzeti u obzir ovisnost otklona kormila visine o postavnom kutu repa gdje će se prokomentirati najbolje odabrani postavni kut repa kako bi avion bio što balansiraniji jer iz slika nije bilo moguće precizno odrediti taj kut te je za početne analize uzeto $i_h = 0°$. Dok će se moći i vidjeti utjecaji različitih postavnih kuteva krila na napadni kut.

5.3. Utjecaj postavnog kuta krila

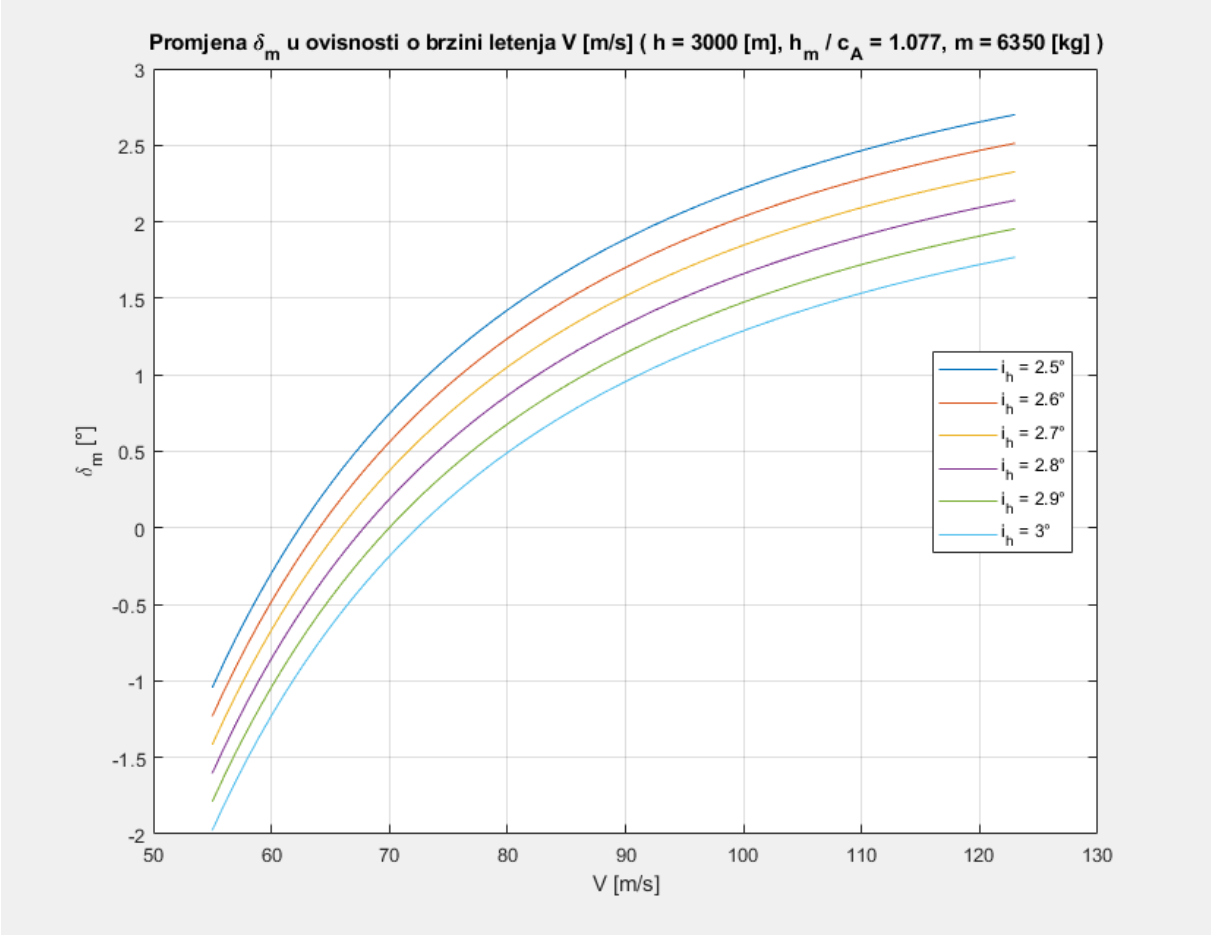
Iz slike 5.4 se vidi kako se α mijenja s obzirom na brzinu letenja i postavni kut krila. Za daljnje analize uzet je postavni kut krila $i_w = 1°$, jer on daje manje iznose α kroz cijeli raspon brzina. Daljnjim povećavanjem postigli bi još manje iznose α pri V_{stall} no time bi se povećao α pri brzini krstarenja te je uzet ovaj kut kao optimalan.



Slika 5.4 Napadni kut α u ovisnosti i o brzini letenja V i postavnom kutu krila i_w

5.4. Utjecaj postavnog kuta repa

Nakon pronalaska postavnog kuta krila krenulo se u traženje optimalnog postavnog kuta repa. Na slici 5.5 se vide razne vrijednosti za δ_m u ovisnosti o brzini letenja isto kao i postavnog kutu repa. Sa slike se može vidjeti da je optimalan postavni kut repa jednak $i_h = 2{,}9°$. Pošto otklon kormila visine operira u intervalu [-2°, 2°] na visini letenja od 3000 m, dok kod drugih postavnih kuteva δ_m vuče ili više prema pozitivnim kutevima ili prema negativnim.

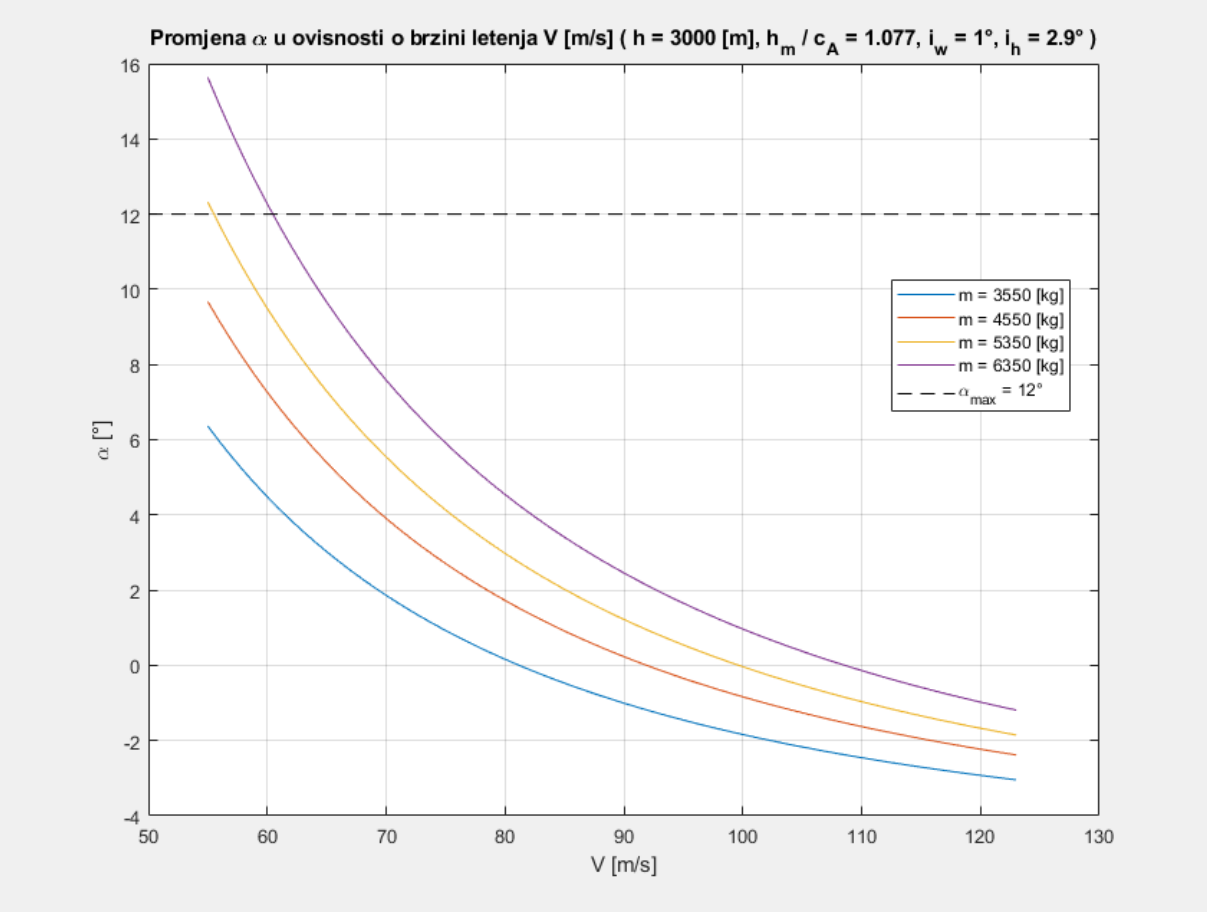


Slika 5.5 Otklon kormila visine δ_m u ovisnosti i o brzini letenja V i postavnom kuta repa i_h

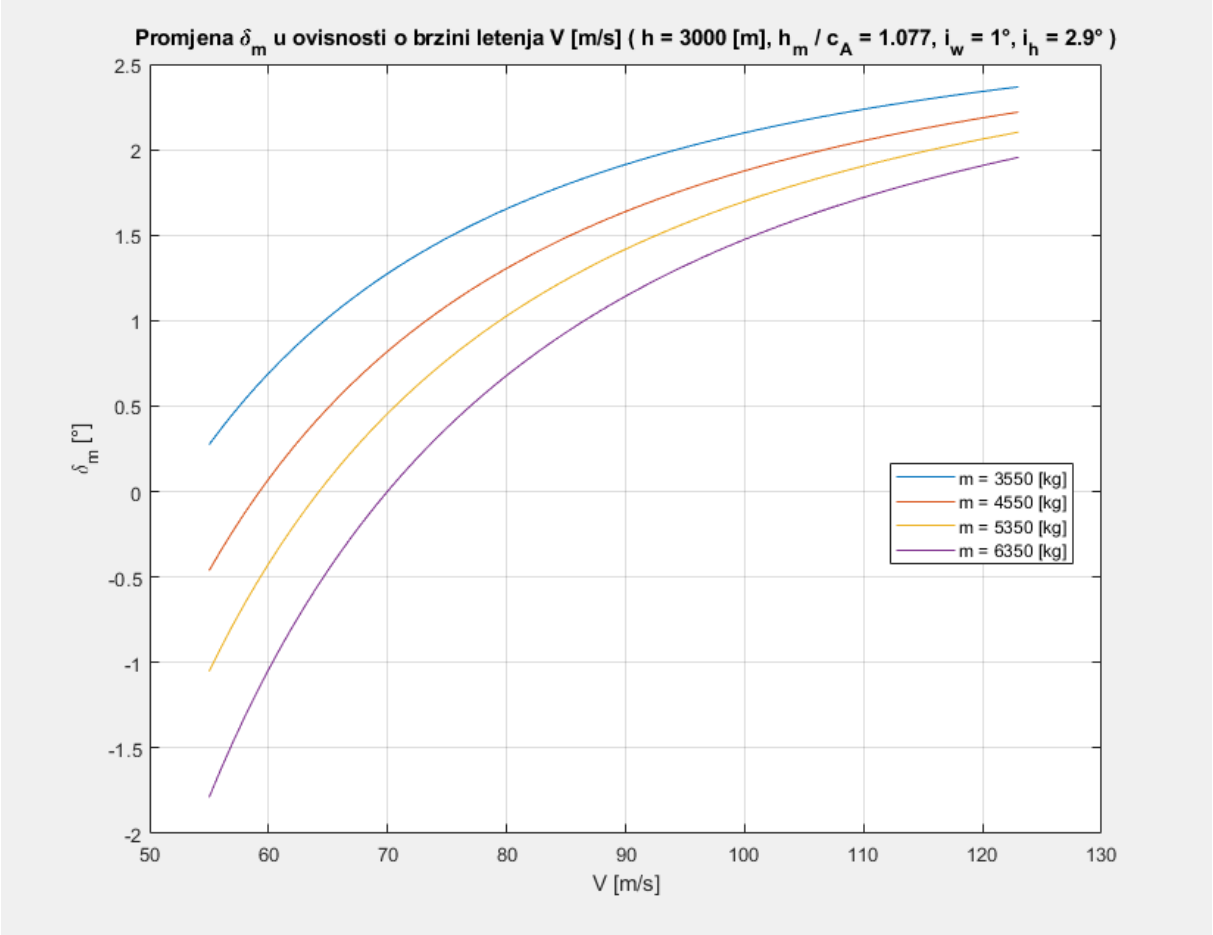
Sada kada su određeni optimalni postavni kutevi može se nastaviti u analizu ravnotežnog leta zrakoplova.

5.5. Ovisnost o brzini letenja

Prema dijagramima sa slika 5.6 i 5.7 može se zaključiti kako će avion moći ostvariti ravnotežni let za bilo koji slučaj koji se nalazi ispod crne isprekidane linije $\alpha_{maks} = 12\,°$. Zanimljiviji dijagram bi bio kada bi se moglo proučiti kako će se avion ponašati za promjenjive položaje centra mase, no pošto nije moguće znati točne položaje centre mase za različite težine uzete su ukupne mase kao nadomjesne varijable. Maksimalnu brzinu od 123,33 m/s prepisao je proizvođač dok je za minimalnu brzinu uzeta brzina od 55 m/s, koja je dobivena analizom ovojnice promatranog aviona [8].



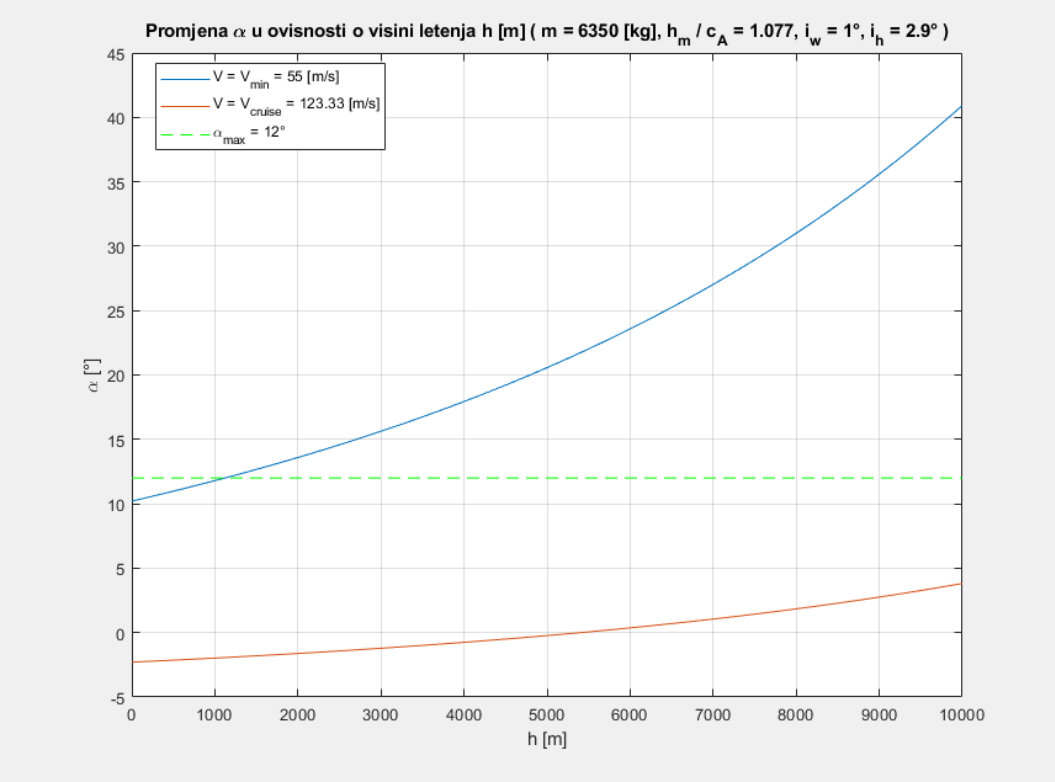
Slika 5.6 Napadni kut *α* u ovisnosti i o brzini letenja *V* i ukupnoj masi *m*



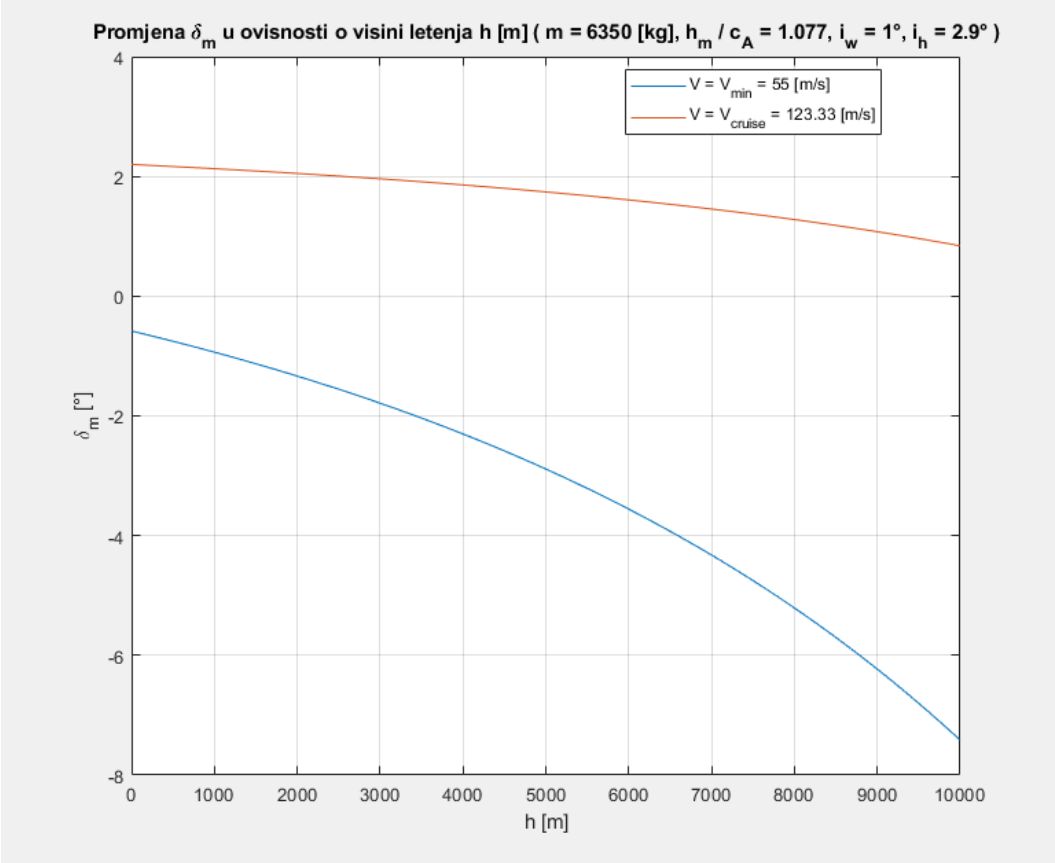
Slika 5.7 Otklon kormila visine δ_m u ovisnosti i o brzini letenja V i ukupnoj masi m

5.6. Ovisnost o visini letenja

Iz dijagrama sa slika 5.8 i 5.9 vidi se mogućnost ravnotežnog leta pri brzini krstarenja isto kao i pri najmanjoj mogućoj brzini, ali samo do visine od oko 1000 m, pošto je $\alpha_{maks} \cong 12°$. Razlog takvog porasta ravnotežnog napadnog kuta je taj da s većom visinom letenja opada gustoća zraka, što za posljedicu ima da se mora kompenzirati ukupna težina. To se radi povećavanjem sile uzgona, dok je on direktno povezan s napadnim kutem aviona. Promatrajući ovojnicu aviona [8] došlo se do vrijednosti od 8900 m kao maksimalnu vrijednost visine operativnosti letjelice, što je manje nego od one koju proizvođač tvrdi da komprimirani model aviona može dostići. No, to se može pripisati nekim pretpostavkama, te je ovdje za analizu uzeta maksimalna visine za komprimirani model koji je dao proizvođač.



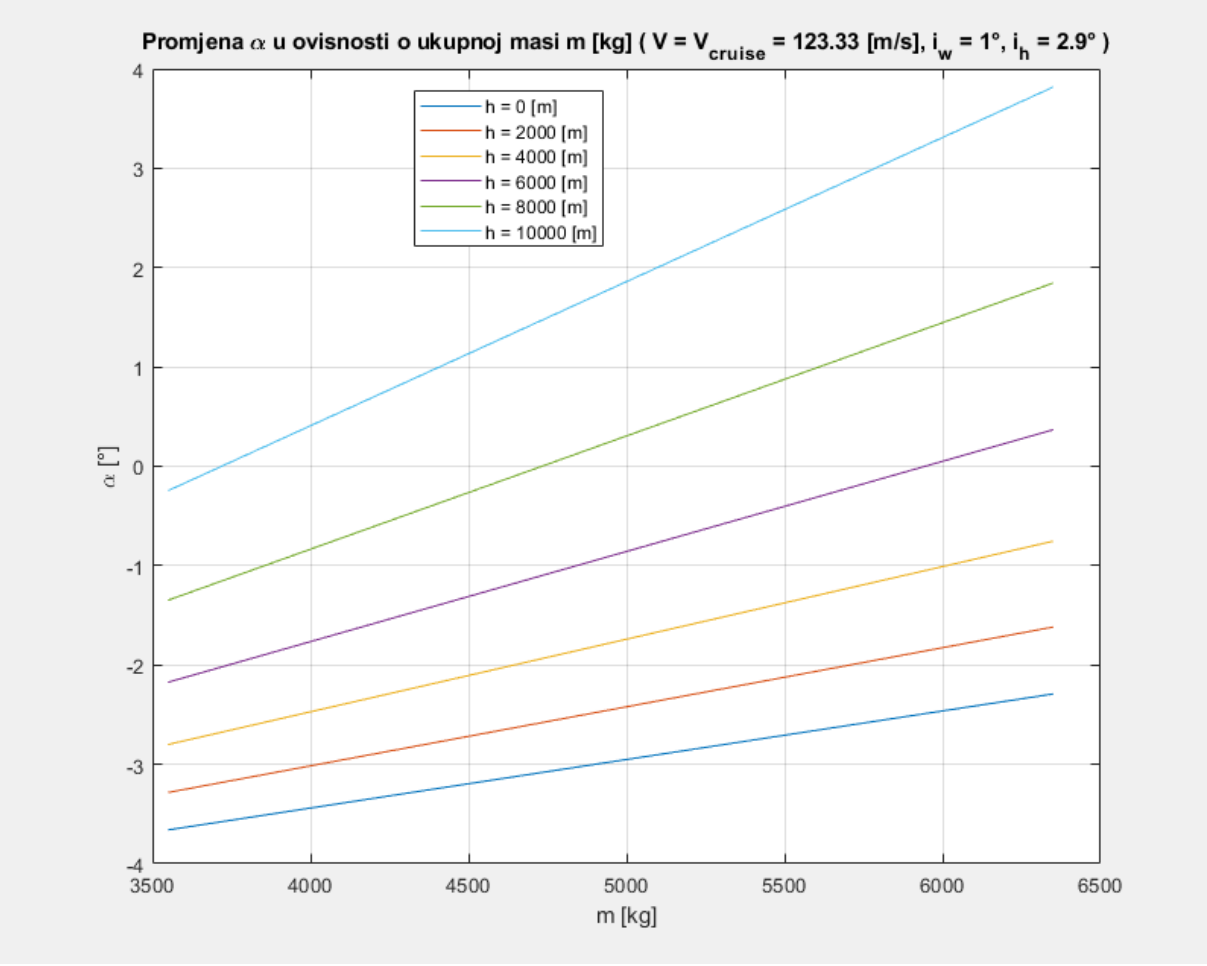
Slika 5.8 Napadni kut α u ovisnosti i o visini letenja h i visini letenja V



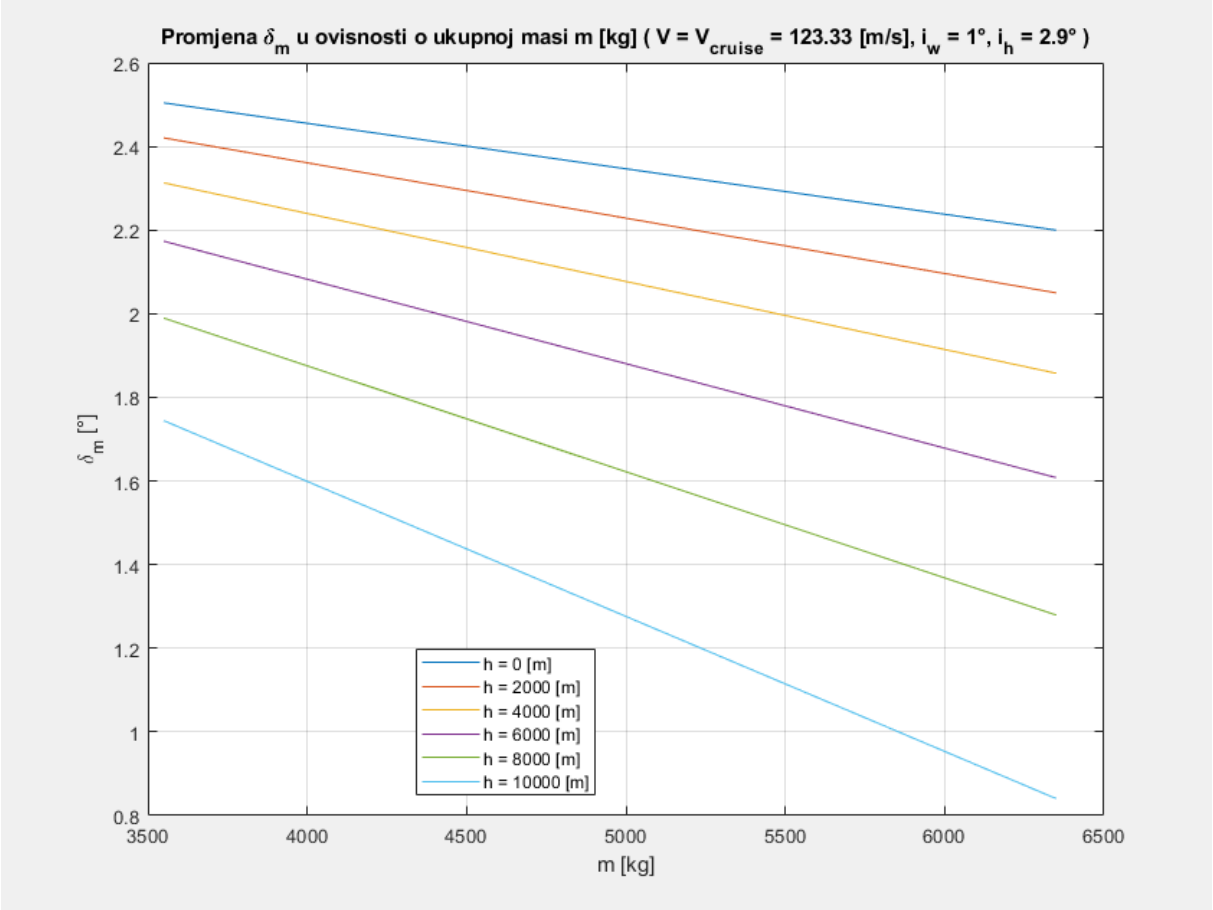
Slika 5.9 Otklon kormila visine δ_m u ovisnosti i o visini letenja h i brzini letenja V

5.7. Ovisnost o ukupnoj masi

Kada se mijenja ukupna masa aviona, mijenja se ujedno i položaj centra mase. To za posljedicu ima i promjenu statičke margine, gdje ako se teret poveća u smislu težine putnika ili posade gdje se oni većinskim dijelom nalaze bliže nosu aviona ona će se povećavati. Istom logikom se da zaključiti da će se povećanjem mase prtljage, koja se nalazi na samom kraju trupa, statička margina smanjiti. U dijagramima na slikama 5.10 i 5.11 se jasno da vidjeti kako je moguće ostvariti ravnotežan let aviona bez obzira na njegovu ukupnu masu ili visinu na kojoj leti. Kako je gore već rečeno, porast ravnotežnog napadnog kuta aviona pripisujemo smanjenoj gustoći zraka pri višim visinama. Iz dijagrama za otklon kormila visine δ_m sa slike 5.11 vidi se jasan pad potrebnog otklona kormila visine pri povećavanju visine letenja kako bi se ostvario ravnotežni let.



Slika 5.10 Promjena napadnog kuta α u ovisnosti i o ukupnoj masi m i visini letenja h



Slika 5.11 Promjena otklona kormila visine δ_m u ovisnosti i o ukupnoj masi *m* i visini letenja *h*

U tablici 5.1 se nalaze neke karakteristične vrijednosti, iščitane iz dijagrama sa slika 5.10 i 5.11, potrebnih ravnotežnih napadnih kuteva i otklona visina kormila kako bi se ostvario ravnotežni let za različite mase pri brzini krstarenja.

Tablica 5.1 Ravnotežni napadni kutevi i otkloni kormila visina pri različitim ukupnim masama za brzinu krstarenja *V*=123,33 [m/s] pri *h*=3000 [m]

m [kg]	α_{rav} [°]	δ_m [°]
3550	-3,06	2,37
4550	-2,4	2,22
5350	-1,87	2,11
6350	-1,21	1,96

6. ZAKLJUČAK

Izvršenom analizom statičke stabilnosti aviona, da se zaključiti da ovaj avion zadovoljava uvjete uzdužne statičke stabilnosti. Osim stabilnog leta ovaj avion može ostvariti i ravnotežni let za razni niz brzina, masa, a i visina letenja koje su sve promatrane u ovom radu. Pošto je u ovom radu rađena analiza na što bliže pretpostavljenoj replici stvarnoga aviona, ne može se očekivati da će se promatrani avion ponašati na isti način, ali se može očekivati dovoljno slično ponašanje.

Dobiveni ukupni koeficijenti normalne sile i momenta propinjanja su realna rješenja s obzirom na to da nije uzeto u obzir utjecaj motora koji se nalaze na samim vrhovima krila isto kao i razmatrana konfiguracija s uvučenim kotačima. Utjecaj motora nije uzet u obzir, no oni bi još samo pomogli smanjiti otpor na vrhovima krila i povećati koeficijent uzgona jer bi se ponašali kao wingleti [9]. U analizama je uzeta statička margina od 11,9 %, kako bi se mogao negirati utjecaj kretanja putnika po aviona, isto kao i moguća potreba za povećanjem mase prtljage koja se nalazi između kabine i repa. Taj iznos je približan iznosu za krajnji prednji položaj centra mase koji se prikazao na slici 5.3, no to bi se riješilo kada bi se uzeo veći $|\delta_m|_{maks}$.

Obavljenom analizom za ravnotežni let, došlo se do sljedećih zaključaka:

- Povećanjem postavnog kuta krila, potrebni ravnotežni napadni kut pada, te bi se dalo zaključiti da je bolje povećati postavni kut krila. No, to ujedno utječe i kako će se otklon kormila ponašati kod raznih postavnih kuteva repa. Pošto je to slučaj minimizacije, tj. traženja najboljeg para postavnog kuta krila i repa, u ovom radu u poglavljima 5.3. i 5.4. uzeta je jedna od njihovih kombinacija, te su analize napravljene s njihovim vrijednostima.
- Smanjenjem mase aviona postiže se da je potreban ravnotežni napadni kut α manji pri manjim brzinama leta, no pri većim brzinama taj isti napadni kut mora poprimiti veći negativni iznos. Potreban ukupni raspon otklona kormila δ_m visine kako bi se ostvario ravnotežni let se smanjuje kako se smanjuje masa aviona.
- Što se tiče ukupne visine letenja, zaključuje se da je moguće ostvariti ravnotežni let aviona za bilo koju visinu letenja, ako se on kreće brzinom krstarenja.

Ovaj rad je dao uvid samo u neke od mogućnosti ovoga aviona, daljnjim analizama bi se mogli još proučiti horizontalni zaokreti, penjanje, spuštanje, te dinamička stabilnost aviona.

LITERATURA

[1] Jaggi R., Robb Report, The Electric Airplane Revolution May Come Sooner Than You Think, veljača 2021.

[2] Alcock C., Eviation's Electric Alice Aircraft Catches Fire During Ground Tests, veljača 2021.

[3] Eviation | Eviation Alice, https://www.eviation.co/aircraft/, veljača 2021.

[4] Airfoil database search, http://airfoiltools.com/search/index, veljača 2021.

[5] Vrdoljak M., Janković S.: Performanse zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2016.

[6] Janković S.: Mehanika leta zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2000.

[7] Raymer, D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2nd ed., AIAA, Washington, 1992.

[8] Jelašić M.: Analiza performansi električnog propelerskog poslovnog aviona, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2020.

[9] Patterson J.C.Jr., Bartlett G.R.: Evaluation of installed performance of a wing-tip-mounted pusher turboprop on a semispan wing, NTRS, 1987.