

Analiza ravnotežnog leta i performansi aviona temeljem aerodinamičkog modela identificiranog ispitivanjem iz leta

Valpovac, Monika

Undergraduate thesis / Završni rad

2022

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

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:235:798798>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-11-30**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Monika Valpovac

Zagreb, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentori:

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

Student:

Monika Valpovac

Zagreb, 2022.

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

Zahvaljujem mentoru profesoru dr. sc. Milanu Vrdoljaku na danoj pomoći, strpljenju i svim savjetima koje mi je pružio tijekom izrade ovog završnog rada.

Najveća zahvala mojoj obitelji na potpori koju mi pružaju kroz cijelo školovanje.

Monika Valpovac



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 / 22 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 22 -	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Monika Valpovac** JMBAG: **0035215522**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza ravnotežnog leta i performansi aviona temeljem aerodinamičkog modela identificiranog ispitivanjem iz leta**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Aircraft trim and performance analysis based on aerodynamic model identified from flight test**

Opis zadatka:

Identifikacija aerodinamičkih karakteristika iz leta jedan je od načina određivanja aerodinamičkog modela temeljem eksperimenta. Rezultati identifikacije ograničeni su na ispitni zrakoplov i značajke mjerne opreme što se može opisati kroz odgovarajuće statističke modele. Pored toga rezultati identifikacije ovise i o metodi korištenoj za identifikaciju parametara iz rezultata mjerenja iz leta. Primjena rezultata identifikacije parametara aerodinamičkog modela moguća je u analizi dinamike leta, kao i za analizu performansi zrakoplova te ravnotežnog leta. Za analizu performansi i ravnotežnog leta, pored aerodinamičkog modela, potrebno je definirati inercijske značajke kao i značajke pogonske grupe.

Predmet završnog rada je analiza ravnotežnog leta i odabranih performansi aviona temeljem aerodinamičkog modela identificiranog iz podataka iz ispitnih letova koji su provedeni na Zurich University of Applied Sciences (ZHAW), Centre for Aviation na avionu opće avijacije Piper Pa-28. Za promatrani avion opće avijacije potrebno je:

- prikazati sve potrebne i korištene podatke što treba uključiti i značajke aerodinamičkog modela te podatke za masu i raspodjelu mase;
- prikazati značajke pogonske grupe;
- analizirati ravnotežni let;
- analizirati odabrane performanse;
- usporediti dobivene rezultate s postojećim rezultatima.

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

Zadatak zadan:

30. 11. 2021.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Datum predaje rada:

1. rok: 24. 2. 2022.
 2. rok (izvanredni): 6. 7. 2022.
 3. rok: 22. 9. 2022.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 28. 2. – 4. 3. 2022.
 2. rok (izvanredni): 8. 7. 2022.
 3. rok: 26. 9. – 30. 9. 2022.

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

POPIS SLIKA	4
POPIS TABLICA.....	5
POPIS OZNAKA	6
SAŽETAK.....	7
SUMMARY	8
1. UVOD.....	9
2. POTREBNI PODACI ZA ANALIZU.....	10
2.1. Testni zrakoplov Piper PA-28.....	10
2.2. Značajke aerodinamičkog modela	13
2.2.1. Koeficijent momenta propinjanja, C_m	13
2.2.2. Koeficijent uzgona, C_L	14
2.2.3. Koeficijent otpora, C_D	15
2.3. Masa i raspodjela mase	15
2.4. Značajke pogonske grupe.....	16
2.5. Podaci za Piper 1	16
3. RAVNOTEŽNI LET	21
3.1. Analiza ravnotežnog leta.....	21
3.1.1. Ravnotežni let – Piper 1	23
3.2. Polara zrakoplova.....	27
3.2.1. Polara za Piper 1	29
3.3. Odnos C_L i C_D za odabrane režime leta	30
3.3.1. Aerodinamička finesa za režim najvećeg doleta - Piper PA-28.....	30
3.3.2. Odnos uzgona i otpora za režim najduljeg trajanja leta - Piper PA-28.....	31
3.4. Usporedba režima najduljeg trajanja i najvećeg doleta.....	32
4. UTJECAJ POGONA	35
4.1. Model motora za Piper PA-28	35
4.2. Utjecaj pogona na performanse za Piper 1	37
4.3. Usporedba utjecaja pogona	40
5. ANALIZA PERFORMANSI.....	42
5.1. Ovojnica za Piper PA-28.....	42
5.2. Ovojnica za Piper 1	44
5.3. Usporedba ovojnica Piper PA-28 i Piper 1	46
5.3.1. Utjecaj aerodinamike	46
5.3.2. Utjecaj pogona	47
5.3.3. Usporedba ovojnica s obzirom na polare zrakoplova	48
5.4. Servisne ovojnice	49
5.5. Dolet.....	51
5.5.1. Usporedba doleta	52
5.6. Najdulje trajanje leta	53
5.6.1. Usporedba trajanja leta.....	54
6. ZAKLJUČAK.....	56
LITERATURA.....	58

POPIS DATOTEKA 59

POPIS SLIKA

Slika 1. Testni zrakoplov Piper PA-28-161 Warrior III [2]	10
Slika 2. Nacrt, tlocrt i bokocrt Piper PA-28 [4]	12
Slika 3. Geometrijske karakteristike - Piper 1 [3]	18
Slika 4. α , δ i C_T – Piper PA-28	22
Slika 5. Provjera rezultata – $h = 5000$ m	23
Slika 6. Ravnotežni α i δ - Piper 1	24
Slika 7. Trim – usporedba Piper PA-28 (pune linije) i Piper 1 (crtkane linije)	25
Slika 8. Promjena utjecajnih parametara za C_m u ovisnosti o brzini V	26
Slika 9. Polara - Piper PA-28 u funkciji napadnog kuta	27
Slika 10. Prošireni oblik polare - Piper PA-28	28
Slika 11. Usporedba – polare	29
Slika 12. Režim maksimalnog doleta (R) - Piper PA-28	31
Slika 13. Režim maksimalnog trajanja leta (E) - Piper PA-28	32
Slika 14. Režim maksimalnog doleta (R) – usporedba Piper PA-28 i Piper 1	33
Slika 15. Režim maksimalnog trajanja leta (E) – usporedba Piper PA-28 i Piper 1	34
Slika 16. Performanse simulink modela za period simulacije 4 s	35
Slika 17. Performanse simulink modela motora kao funkcija brzine V	36
Slika 18. Pogonska sila i snaga - Piper PA-28	37
Slika 19. Pogon - Piper 1	38
Slika 20. Pogonska sila i snaga - Piper 1	39
Slika 21. Pogon – usporedba Piper PA-28 i Piper 1	40
Slika 22. Pogonska sila i snaga – usporedba Piper PA-28 i Piper 1	41
Slika 23. Ovojnica - Piper PA-28	43
Slika 24. Ovojnica - Piper PA-28 - pojednostavljena polara	44
Slika 25. Ovojnica - Piper 1	45
Slika 26. Ovojnica Piper PA 28 - pogon Piper 1	46
Slika 27. Ovojnica Piper PA-28 - aerodinamika Piper 1	47
Slika 28. Usporedba ovojnice - Piper PA-28 za dva oblika polare i Piper 1	48
Slika 29. Usporedba ovojnica Piper PA-28 i servisna ovojnica Piper PA-28	49
Slika 30. Usporedba ovojnica Piper 1 i servisna ovojnica Piper 1	50
Slika 31. Dolet - Piper PA-28	52
Slika 32. Dolet - usporedba Piper PA-28 (pune linije) i Piper 1 (crtkane linije)	53
Slika 33. Trajanje leta - Piper PA-28	54
Slika 34. Trajanje leta - usporedba Piper PA-28 (pune linije) i Piper 1 (crtkane linije)	55

POPIS TABLICA

Tablica 1. Geometrijske karakteristike Piper PA-28 [2]	11
Tablica 2. Procijenjeni parametri za Cm [1]	14
Tablica 3. Procijenjeni parametri za CL [1]	14
Tablica 4. Procijenjeni parametri za CD [1]	15
Tablica 5. Izmjerena i procijenjena masa [2]	16
Tablica 6. Geometrijske karakteristike Piper 1 [3]	17
Tablica 7. Parametri modela aerodinamičkih koeficijenata za Piper 1 [3]	19
Tablica 8. Tlak punjenja i brzina vrtnje - Piper 1 [3]	38

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
B	m	Raspon krila
c_r	m	Duljina korijenske tetive krila
c_t	m	Duljina vršne tetive krila
\bar{c}	m	Srednja aerodinamička tetiva krila
S_{ref}	m ²	Referentna površina krila
AR	-	Vitkost krila
C_D	-	Koeficijent otpora
C_L	-	Koeficijent uzgona
C_m	-	Koeficijent momenta propinjanja
C_T	-	Koeficijent potiska
Q	-	Kutna brzina propinjanja
H	m	Visina
K_f	-	Koeficijent zbog nelinearnosti
C_N	-	Koeficijent normalne sile
i_w	rad	Postavni kut krila
i_h	rad	Postavni kut horizontalnog stabilizatora
h_m	-	Udaljenost središta mase od prednjeg ruba krila normirana sa srednjom aerodinamičkom tetivom
RPM	s ⁻¹	Broj okretaja u sekundi
MAP	Pa	Tlak punjenja
BHP	-	Snaga motora
T	N	Potisak motora
p_s	Pa	Tlak punjenja
α	rad	Napadni kut
β	rad	Kut klizanja
η_P	-	Koeficijent učinkovitosti propelera
ω	rad/s	Kutna brzina
C_P	-	Specifična masena potrošnja goriva
δ	rad	Otklon kormila visine

SAŽETAK

Zadatak završnog rada je provjera utjecaja modela aerodinamičkih koeficijenata na performanse zrakoplova u režimu ravnotežnog, horizontalnog leta. Prikazani su korišteni podaci za potrebe proračuna koji uključuju podatke o masi i raspodjeli mase, podatke o pogonskoj grupi zrakoplova i geometrijske karakteristike zrakoplova. Provedena je analiza ravnotežnog leta i u sklopu iste određene su polare zrakoplova. Za potrebe analize performansi, prikazane su i značajke pogonske grupe, temeljem Simulink modela motora, odnosno razvijene MATLAB funkcije za raspoloživu snagu. Iste funkcije, te ranije navedene jednadžbe polara, koriste se u daljnjoj analizi odabranih performansi. Od performansi promatra se ovojnica zrakoplova koja je određena za različite konfiguracije, odnosno za različite modele aerodinamičkih i pogonskih karakteristika te dolet i najdulje trajanje leta. Iz analize ravnotežnog leta važno je izdvojiti parametar napadnog kuta. U ovisnosti o napadnom kutu prikazane su aerodinamička finesa zrakoplova za maksimalni dolet i odnos uzgona i otpora za maksimalno trajanje leta. Analiziraju se performanse za zrakoplov generalne avijacije Piper PA-28 Warrior III, a rezultati se uspoređuju s postojećima za "mali putnički zrakoplov" koji je nalik na Piper PA-28 180 Cherokee. Programski kodovi su pisani u MATLAB-u uz dodatno korištenje Simulink modela motora promatranog zrakoplova.

Ključne riječi: model aerodinamičkih koeficijenata, Piper PA-28, performanse zrakoplova, ravnotežni let

SUMMARY

The task of this bachelor thesis is to check the influence of aerodynamic coefficient models on aircraft performance in equilibrium horizontal flight. Data used for calculation purposes are presented, which include data on mass and mass distribution, data on aircraft propulsion group and geometric characteristics of aircraft. An equilibrium flight analysis was performed and the polar curves of the aircraft were determined. For the purposes of performance analysis, the characteristics of the powertrain based on the Simulink engine model or the developed MATLAB function for available power, are also presented. The same functions and the previously mentioned polar equations are used in further analysis of selected performances. From the performance, aircraft envelope is observed, which is determined for different configurations, ie. for different models of aerodynamic and propulsion characteristics, as well as the range and the longest flight duration. From the analysis of equilibrium flight, it is important to single out the parameter of the angle of attack. Depending on the angle of attack, the aerodynamic finesse of the aircraft for maximum range and the lift and drag ratio for maximum flight duration are shown. Performance for the Piper PA-28 Warrior III general aviation aircraft is analyzed and the results are compared with those for the "small commercial aircraft" that is similar to the Piper PA-28 180 Cherokee. The program codes were written in MATLAB with the additional use of the Simulink model of the observed aircraft engine.

Key words: aerodynamic coefficients model, Piper PA-28, aircraft performance, equilibrium flight

1. UVOD

Cilj ovog završnog rada je usporedba performansi zrakoplova određenih temeljem modela aerodinamičkih koeficijenata iz mjerenja i modela određenog procjenom prema projektnoj aerodinamici. Iz navedenog se mogu donositi zaključci o kvaliteti različitih metoda procjene. Zadatak diplomskih radova [1] i [2] bio je odrediti modele aerodinamičkih koeficijenata metodom procjene temeljem prikupljenih podataka iz testnih letova. Postupak određivanja modela uključivao je kombinaciju mjerenja odabranih parametara tijekom različitih letačkih manevara te implementaciju istih u metodu procjene. Ključnu ulogu za proučavanje performansi zrakoplova imaju upravo aerodinamički koeficijenti. Kako bismo što točnije opisivali performanse, poželjno je da su veličine koje koristimo za proračun valjana aproksimacija realnih situacija. Procijenjeni modeli aerodinamičkih koeficijenata uzgona, otpora, te momenta propinjanja su korišteni u provedenoj analizi. Analiziraju se performanse zrakoplova (koji je korišten kao testni zrakoplov za određivanje spomenutih modela aerodinamičkih koeficijenata) ako se iste proračunavaju koristeći modele aerodinamičkih karakteristika i karakteristika pogona iz spomenutih diplomskih radova. U sklopu kolegija Performanse zrakoplova, na Fakultetu strojarstva i brodogradnje, primjenom metode projektne aerodinamike određeni su modeli aerodinamičkih koeficijenata, a pogon zrakoplova je modeliran prema karakteristici klipnog motora. Detaljan opis procjene pomoću projektne aerodinamike može se pronaći u [3]. U ovom završnom radu prikazana je i usporedba rezultata. Zrakoplov s kojim uspoređujemo sve rezultate je nalik na Piper PA-28 180 Cherokee. Teško su dostupni podaci o stvarnom zrakoplovu i veličine potrebne za proračun su uglavnom procijenjene i zato se analizirani zrakoplov u sklopu nastave smatra isključivo aproksimacijom.

2. POTREBNI PODACI ZA ANALIZU

2.1. Testni zrakoplov Piper PA-28

Analizirali smo aerodinamiku i performanse testnog zrakoplova Piper PA-28-161 Warrior III iz Centra za zrakoplovstvo na Sveučilištu primijenjenih znanosti u Zürichu. Prvenstveno valja navesti sve korištene podatke za daljnju analizu te osnovne informacije o već spomenutom zrakoplovu, u daljnjem tekstu Piper PA-28. Piper PA-28 je avion generalne avijacije, koji je korišten kao testni avion za određivanje i procjenu modela aerodinamičkih koeficijenata. Pogonjen je propelerskim klipnim motorom s dvokrakom elisom nepromjenjiva koraka i jednokrila je s fiksnom konstrukcijom podvozja tricikla. Tijekom provedenih testnih letova opremljen je s različitim mjernim instrumentima što je važno za napomenuti jer svaki mjerni uređaj dodatno utječe na performanse i aerodinamiku radi dodatne mase te radi raspodjele mase na zrakoplovu.

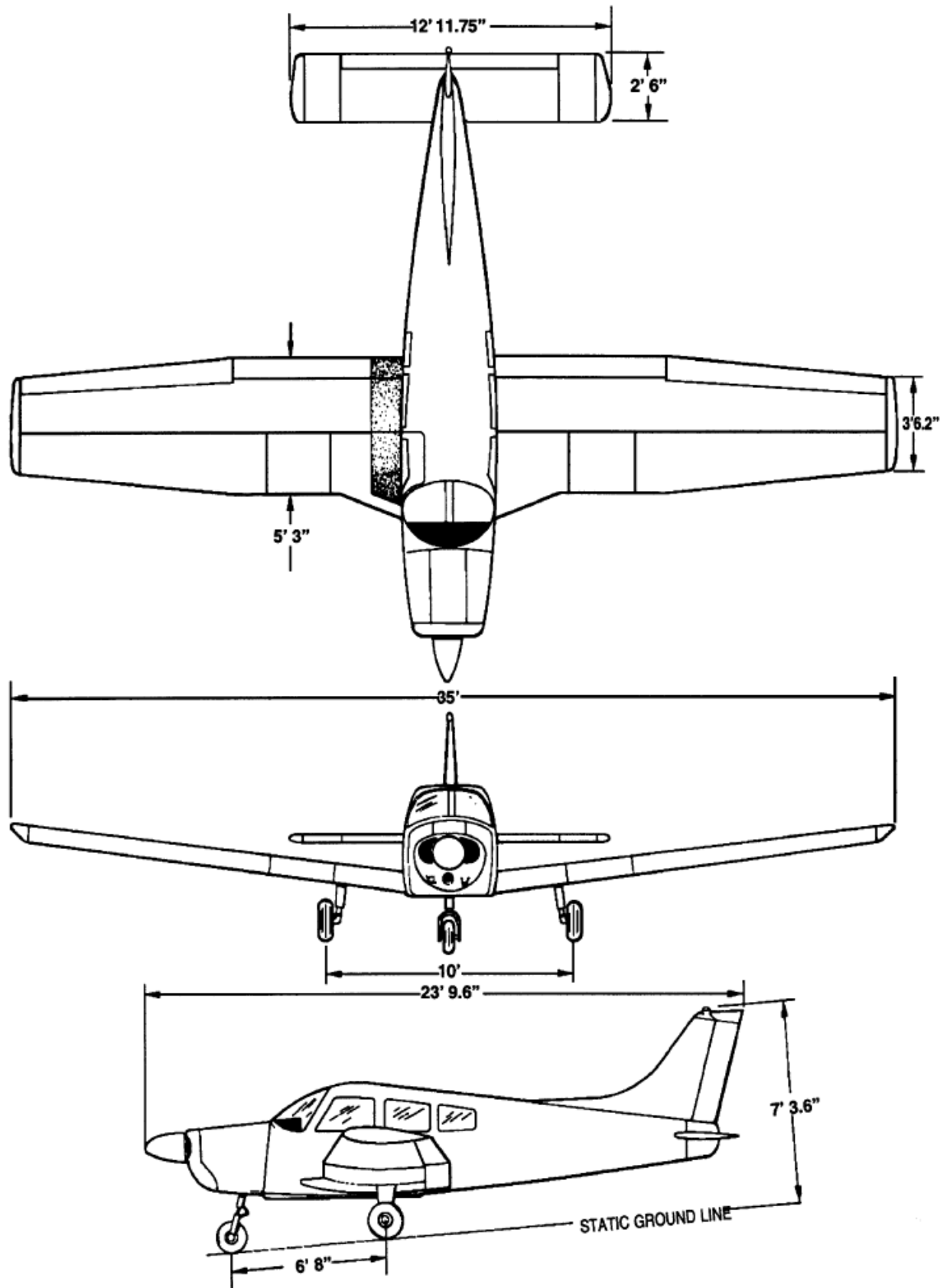


Slika 1. Testni zrakoplov Piper PA-28-161 Warrior III [2]

U proračunu su korišteni osnovni podaci o geometriji zrakoplova uzeti iz [2] i prikazani su u Tablica 1, dok je Slika 2 prikaz geometrije za Piper PA-28. Na Slika 2 dimenzije zrakoplova su inči, nisu iz SI sustava jedinica jer se takve koriste u [4].

Tablica 1. Geometrijske karakteristike Piper PA-28 [2]

Dimenzija	Iznos
Raspon krila b	10.67 m
Duljina korijenske tetive krila c_r	1.60 m
Duljina vršne tetive krila c_t	1.07 m
Srednja aerodinamička tetiva \bar{c}	1.602 m
Referentna površina krila S_{ref}	15.8 m ²
Vitkost krila AR	7.24



Slika 2. Nacrt, tlocrt i bokocrt Piper PA-28 [4]

2.2. Značajke aerodinamičkog modela

Ključni podaci potrebni za daljnju analizu su upravo modeli aerodinamičkih koeficijenata. Za usporedbu aerodinamičkih sposobnosti letjelica uobičajeno se koriste aerodinamički koeficijenti, a ne toliko sile i momenti koji djeluju na letjelicu. Procijenjeni aerodinamički koeficijenti koje u nastavku koristimo za određivanje veličina vezanih za Piper PA-28 su rezultat diplomskog rada [1]. Modeli koeficijenata iz [1] su poboljšani oblik modela razvijenog u [2]. Za određivanje modela aerodinamičkih koeficijenata su mjerene utjecajne veličine tijekom leta na testnom zrakoplovu Piper PA-28 te su nadalje korišteni za procjenu aerodinamičkih koeficijenata, a cijeli postupak je detaljno opisan u [1]. Od izuzetne važnosti prvenstveno je odabir manevara tijekom kojih se mjere pojedine veličine. Naime, utjecaj pojedinih parametara nije jednak za svaki od koeficijenata i različito se očituje tijekom svakog manevara. Procijenjeni koeficijenti daju informacije o odabranim performansama do određene točnosti, kao direktna posljedica greške mjernih uređaja, same metode linearne regresije koja je korištena za procjenu modela koeficijenata, ograničene količine podataka, itd. Podaci su dobiveni tijekom konačnog broja nekih odabranih manevara, a naravno ne za sve moguće režime leta. Aerodinamički koeficijenti koje koristimo u analizi su koeficijent otpora C_D , koeficijent uzgona C_L i koeficijent momenta propinjanja C_m .

2.2.1. Koeficijent momenta propinjanja, C_m

U jednadžbi (1) vidimo da moment propinjanja ovisi o napadnom kutu, kutnoj brzini propinjanja, otklonu kormila visine i koeficijentu potiska, a iz Tablica 2 možemo vidjeti koliki je utjecaj svakog pojedinog parametra na C_m i kolika je relativna greška procijenjenih parametara u odnosu na izmjerene veličine.

$$C_m = C_{m0} + C_{m,\alpha} \alpha + C_{m,q^*} q^* + C_{m,\delta} \delta + C_{m,CT} C_T \quad (1)$$

Tablica 2. Procijenjeni parametri za C_m [1]

Parametar	Iznos	Mjerna jedinica	Relativna greška (%)
C_{m0}	0.14384	-	0.66
$C_{m,\alpha}$	-0.94675	1/rad	0.96
$C_{m,q}$	-11.99	-	1.69
$C_{m,\delta}$	-1.8633	1/rad	0.59
$C_{m,CT}$	0.33985	-	0.73

2.2.2. Koeficijent uzgona, C_L

Prema sljedećoj jednadžbi u sklopu s Tablica 3 možemo vidjeti koji su utjecajni parametri na koeficijent uzgona, također zajedno s iznosom svakog parametra i relativnom greškom.

$$C_L = C_{L0} + C_{L,\alpha} \alpha + C_{L,q} q^* + C_{L,\delta} \delta + C_{L,CT} C_T \quad (2)$$

Tablica 3. Procijenjeni parametri za C_L [1]

Parametar	Iznos	Mjerna jedinica	Relativna greška (%)
$C_{L,0}$	0.020742	-	3.99
$C_{L,\alpha}$	3.6903	1/rad	0.16
$C_{L,q}$	29.506	-	0.63
$C_{L,\delta}$	0.52273	1/rad	1.69
$C_{L,CT}$	0.0012584	-	1.70

2.2.3. Koeficijent otpora, C_D

Analogno s poglavljima 2.2.1 i 2.2.2, u nastavku je naveden procijenjeni model koeficijenta otpora, zajedno s Tablica 4 u kojoj su vrijednosti pojedinih utjecajnih parametara na C_D .

$$C_D = C_{D0} + C_{D,\alpha^2} \alpha^2 + C_{D,\beta^2} \beta^2 + C_{D,CT} C_T \quad (3)$$

Tablica 4. Procijenjeni parametri za C_D [1]

Parametar	Iznos	Mjerna jedinica	Relativna greška (%)
$C_{D,0}$	0.021746	-	0.17
C_{D,α^2}	1.3457	1/rad ²	0.07
C_{D,β^2}	0.21629	1/rad ²	0.16
$C_{D,CT}$	0.33842	-	0.09

2.3. Masa i raspodjela mase

Mjerenje i određivanje procijenjene mase, raspodjele mase, pozicije težišta te procjena masenih momenata tromosti bio je zadatak u [2]. Podaci o masi zrakoplova su dobiveni metodama procjene zbog nedostupnosti službenih podataka o istome. Izuzev mase, značajniji utjecaj na daljnji proračun momenata i sila od pogona, te napose utjecaj na određivanje aerodinamičkih koeficijenta ima upravo položaj težišta aviona. Provedena su mjerenja mase zrakoplova prije polijetanja te uz korištenje programskog paketa MATLAB i dobivenih mjernih podataka procijenjena je masa pri polijetanju ATOM (eng. aircraft take off mass, ATOM) i maksimalna masa bez goriva (eng. operating empty mass, OEM). Za analizu aerodinamike i performansi zrakoplova koristili smo podatak za masu zrakoplova pri polijetanju za Piper PA-28 iz [2], gdje je i detaljno objašnjenje postupka dobivanja spomenutih podataka mase, te određivanje iznosa momenata tromosti. U Tablica 5 su podaci za masu, a u proračunu se koristi jednaka procijenjena vrijednost mase zrakoplova pri polijetanju za oba analizirana zrakoplova radi korektno usporedbe.

Tablica 5. Izmjerena i procijenjena masa [2]

	Mjerenje	Procijenjena vrijednost
OEM	751.67 kg	751.66 kg
ATOM	1008.08 kg	1008.2 kg
Maksimalna masa	1110 kg	1110 kg

2.4. Značajke pogonske grupe

Motor koji koristi ovaj zrakoplov je Lycoming O-360-A, 160 HP. Potrebne informacije za procjenu aerodinamičkih koeficijenata i za daljnju analizu određene su koristeći postojeći Simulink model motora. Simulink model motora za Piper PA-28 koristi se u ReDSim simulatoru leta u Centru za zrakoplovstvo u Zurichu. Prvotna verzija modela je razvijena u [7], a izvedena su i poboljšanja osnovnog modela. Za analizu performansi na koje utječe i sam motor, odnosno raspoloživa snaga motora, korištena je MATLAB funkcija *raspsnaga.m*. Funkcija je napravljena modifikacijom osnovnog programa za dobivanje podataka o performansama motora, tj. za pozivanje Simulink modela čiji su izlazni podaci upravo potisak, brzina vrtnje, tlak u razdjelniku (MAP) i snaga (BHP). Osim korištene funkcije *raspsnaga.m*, uz dodatne izmjene početnog programa *getEngData.m* iz [2] i crtanjem rezultata možemo dobiti uvid u performanse samog motora. Detaljniji opis cijelog programa i funkcije kojom smo određivali raspoloživu snagu motora nalazi se u [7].

2.5. Podaci za Piper 1

Rezultate analize performansi zrakoplova ćemo uspoređivati s rezultatima za mali putnički zrakoplov, u daljnjem tekstu Piper 1, koji je nalik na Piper PA-28 180 Cherokee. U proračunu se koriste podaci za geometriju Piper-a 1 iz [3] i prema istima u Tablica 6 se navode

geometrijske karakteristike značajne za analizu. Geometrija zrakoplova je prikazana na Slika

3. Mjerne jedinice na Slika 3 su mm.

Tablica 6. Geometrijske karakteristike Piper 1 [3]

Dimenzija	Iznos
Raspon krila b	8.768 m
Duljina korijenske tetive krila c_r	1.882 m
Duljina vršne tetive krila c_t	1.5 m
Srednja aerodinamička tetiva \bar{c}	1.730 m
Referentna površina krila S_{ref}	15.1 m ²
Vitkost krila AR	5.09

Iz provedene analize možemo zaključivati o utjecaju aerodinamike i pogona na performanse zrakoplova. Razlika aerodinamike se očituje upravo u procijenjenim aerodinamičkim koeficijentima za Piper 1 i naravno po različitim geometrijskim karakteristikama. Procijenjeni aerodinamički koeficijenti su kao i za testni zrakoplov Piper PA-28 upravo koeficijent uzgona C_N koji je za ravnotežne uvjete leta jednak koeficijentu uzgona C_L , te koeficijent momenta propinjanja C_m . U sklopu analize ravnotežnog leta za Piper 1 nije prikazan utjecaj koeficijenta potiska C_T odnosno koeficijenta otpora C_D . Koeficijent otpora se uvodi samo u obliku jednadžbe polare kod analize performansi. Modeli koeficijenata za Piper 1 uzeti su iz [3].

$$C_N = 4.72 \alpha + 0.216 K_f \delta + 3.64 i_w \delta + 0.446 i_h + 0.192 \quad (4)$$

$$C_m = -(1.482 - 4.72 h_m)\alpha - (0.607 - 0.216 h_m)K_f \delta - (0.254 - 3.640 h_m) i_w - (1.212 - 0.446 h_m) i_h - 0.055 + 0.192 h_m \quad (5)$$

Tablica 7. Parametri modela aerodinamičkih koeficijenata za Piper 1 [3]

Parametar	Iznos	Mjerna jedinica
h_m	0.137	-
K_f	1	-
i_w	0.01745	rad
i_h	-0.01745	rad

U Tablica 7 navedeni su utjecajni parametri koeficijenta momenta propinjanja i koeficijenta normalne sile, tj. uzgona. Prema procjeni aerodinamičkih koeficijenata u [3], na rezultat utječu postavni kut krila i_w , postavni kut horizontalnog stabilizatora i_h , koeficijent korekcije zbog nelinearnosti K_f i udaljenost središta mase od referentne točke h_m normirana sa srednjom aerodinamičkom tetivom iz Tablica 1. Ako uvrstimo podatke iz prethodne tablice u jednadžbe

(4) i (5) dobit ćemo prikaz ovisnosti odabranih koeficijenata o napadnom kutu i odklonu kormila visine kako vidimo i u jednadžbama (1) i (2). U nastavku slijedi ovakav zapis jednadžbi aerodinamičkih koeficijenata uz jednadžbu polare prema kojoj se određuje koeficijent otpora iz [3]. Detaljnije o procijenjenom modelu koeficijenta C_D u poglavlju 3.2.1.

$$C_N = 4.72 \alpha + 0.27953 \delta + 0.19978 \quad (6)$$

$$C_m = -0.83536 \alpha - 0.577408 \delta - 0.0445125 \quad (7)$$

$$C_D = 0.0259 + 0.104 C_L^2 \quad (8)$$

3. RAVNOTEŽNI LET

U ovom završnom radu promatrani režim je ravnotežni, horizontalni let, a parametar koji će imati najviše utjecaja na performanse za taj režim leta je napadni kut. Također je važno navesti koje su početne pretpostavke s kojima vršimo daljnju analizu, a koje vrijede upravo za promatrane uvjete leta. U nastavku je pobliže opisana cjelokupna analiza ravnotežnog leta.

3.1. Analiza ravnotežnog leta

Uvjeti koji moraju biti ispunjeni za ravnotežni let su sljedeći

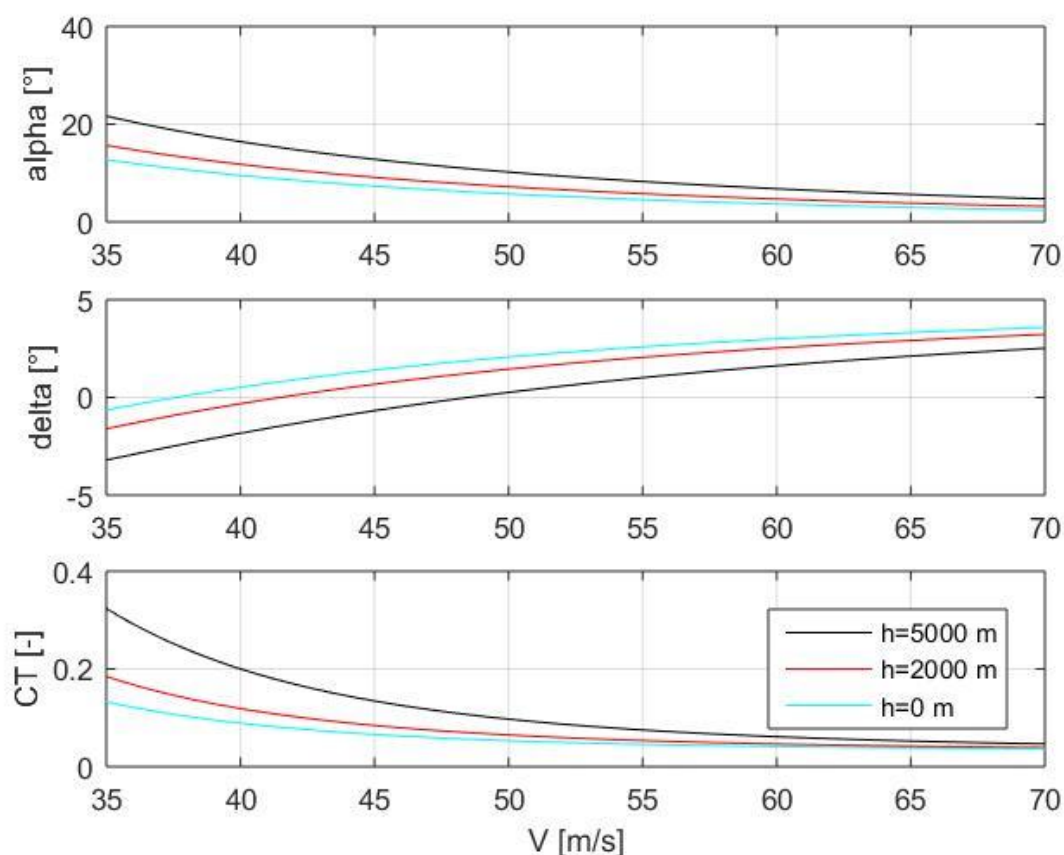
$$C_L = C_{L\text{ravnotežno}} \quad (9)$$

$$C_T = C_D \quad (10)$$

$$C_m = 0 \quad (11)$$

Navedenim pretpostavkama je uvjetovana ravnoteža sila koje djeluju na promatrani avion tijekom leta. Sila uzgona je u ravnoteži sa silom težine, a sila otpora je uravnotežena pogonskom silom potiska, pa tako posljedično vrijedi da je rezultirajući moment oko središta mase letjelice (koji je zbroj aerodinamičkog momenta i pogonskog momenta) jednak nuli. Nadalje, mi ćemo promatrati samo uzdužnu aerodinamiku što znači da zanemarujemo utjecaj vjetra, odnosno kut klizanja β će biti jednak nuli. Također, promatramo isključivo stacionarni ravnotežni let zbog čega možemo zanemariti nestacionarni član q^* u jednadžbama (1) i (2). Rezultati proračuna prikazuju promjenu napadnog kuta, pripadajuće otklone kormila visine i koeficijent potiska za koje vrijede početne relacije. Izjednačavanjem triju jednadžbi procijenjenih aerodinamičkih koeficijenta (9), (10), (11) kako je navedeno u pretpostavkama dobili smo sustav tri jednadžbe s tri nepoznanice. Naime, α , δ i C_T su jedine nepoznate veličine u navedenom sustavu jednadžbi i njih možemo određivati služeći se pretpostavljenim uvjetima leta. Cilj je odrediti pri kojem će napadnom kutu, otklonu kormila visine te pripadajućem koeficijentu potiska za određeni raspon brzina te na odabranoj visini leta, biti ostvareni uvjeti ravnotežnog leta. Međutim, iz jednadžbi procijenjenih aerodinamičkih koeficijenata, u izrazu (3) vidimo da on ovisi o kvadratu napadnog kuta. Takav sustav jednadžbi u kojem postoji nelinearni član, tj. nelinearna

jednadžba, ne može se riješiti koristeći se jednostavnim algebarskim računom. Problem smo riješili analitičkom analizom jednadžbi u programskom paketu MATLAB. Za svaki iznos ravnotežnog napadnog kuta, izračunava se koliki su pripadajući otklon kormila visine δ i koeficijent potiska C_T . Na Slika 4 prikazana su rješenja za ravnotežni napadni kut α , otklon kormila visine δ i koeficijent potiska C_T pri zadanim uvjetima leta usporedno za tri referentne visine i pripadajući raspon brzina. Još je važno navesti da smo se ograničili na brzine veće od brzine sloma uzgona za koje je smisleno promatrati rješenja.

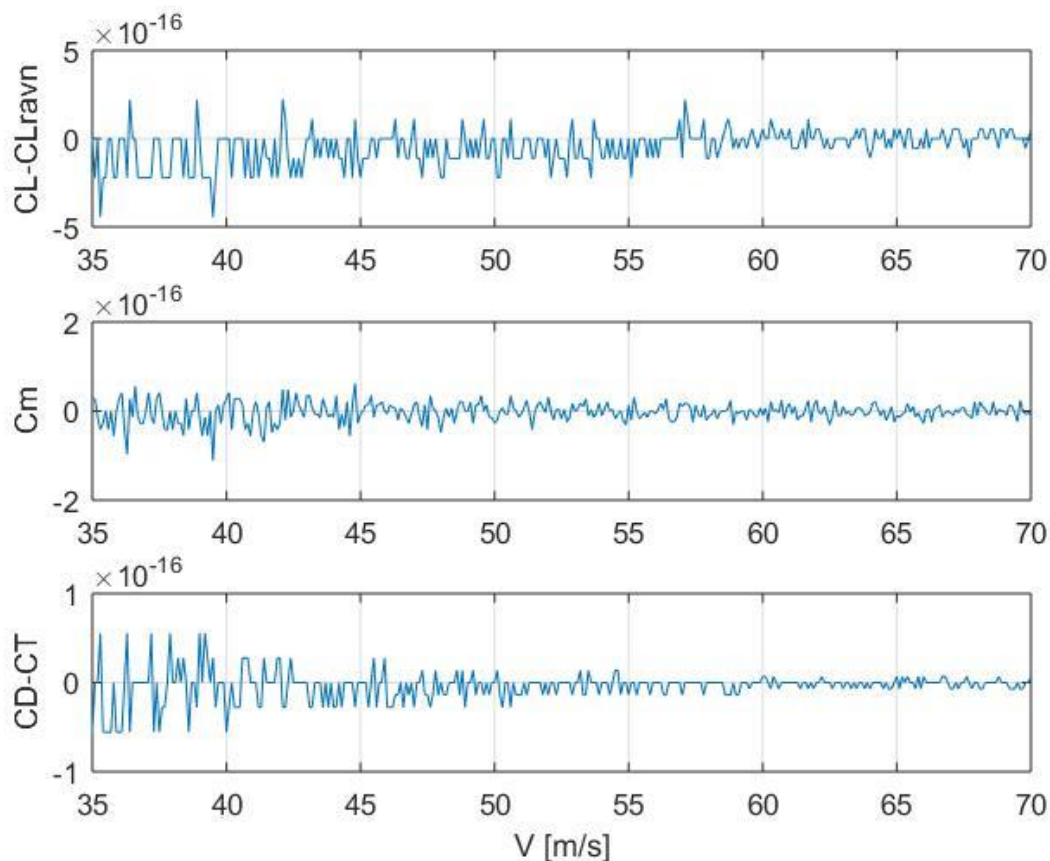


Slika 4. α , δ i C_T – Piper PA-28

Prema rezultatima dobivenim uz korištenje procijenjenih aerodinamičkih koeficijenata prema (1), (2), (3) zajedno za tri referentne visine jednostavno uspoređivati dobivena rješenja. Najmanji napadni kut za koji Piper PA-28 može ostvariti stacionarni, ravnotežni let na visini od 5000 m iznosi 4.7075° i to pri najvećoj ostvarenoj brzini leta, dok je pripadajući δ jednak 2.5181° , pri čemu je pozitivna vrijednost otklona kormila visine za otklon prema dolje.

Ako bismo postavili jednadžbe ravnoteže s početka poglavlja i u iste implementirali ovako dobivene rezultate, na temelju toga možemo zaključivati o točnosti dobivenih rješenja. Razlika

procijenjenog i ravnotežnog koeficijenta uzgona, razlika koeficijenta otpora i koeficijenta potiska, te koeficijent momenta propinjanja, trebali bi imati vrijednosti jednake nuli ili što bliže nuli. Provedena provjera prikazana je u nastavku na Slika 5.



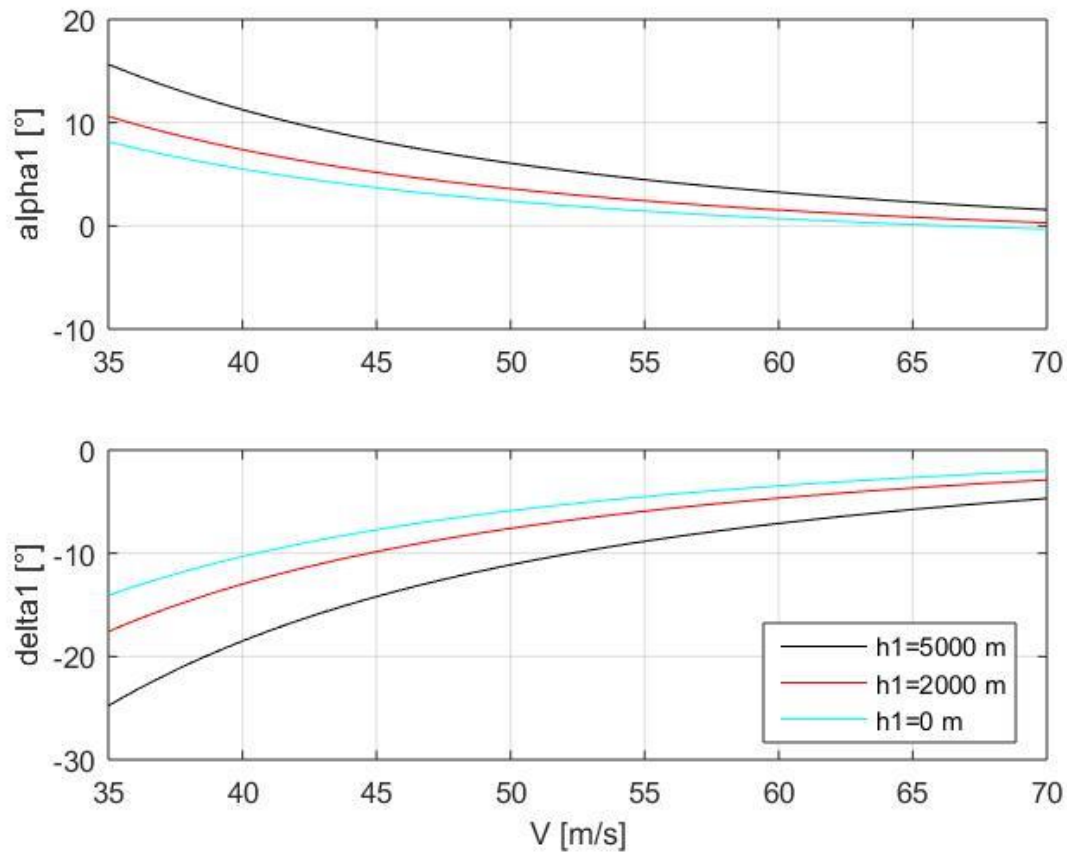
Slika 5. Provjera rezultata – $h = 5000$ m

Iz prikazane provjere možemo zaključiti da su rezultati napadnog kuta, otklona kormila visine i koeficijenta potiska zadovoljavajući i takvi odgovaraju početnim pretpostavkama.

3.1.1. Ravnotežni let – Piper 1

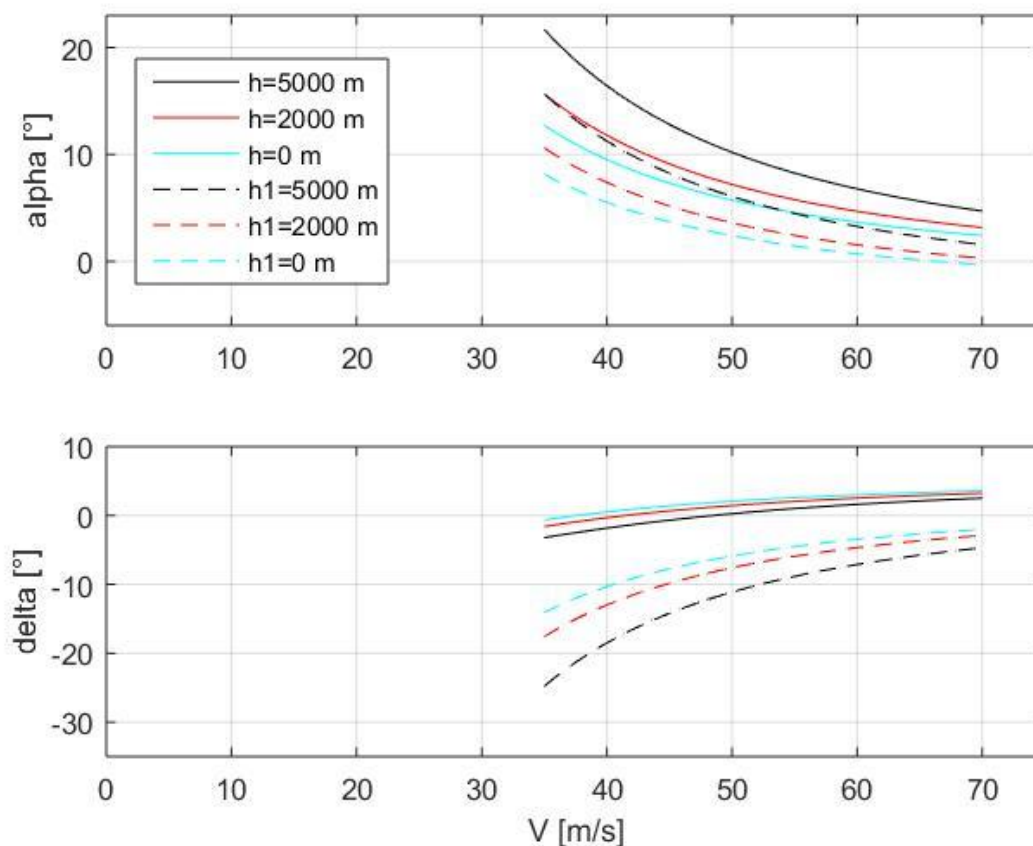
Rezultate analize ravnotežnog leta za Piper PA-28 ćemo uspoređivati s rezultatima za Piper 1. Detaljan proračun je izvršen u sklopu kolegija Performanse zrakoplova. Koeficijent C_D ne uzima se u obzir u proračunu za Piper 1 jer isti ne utječe na rezultate ravnotežnih napadnih kuteva i otklona kormila visine prema procijenjenim aerodinamičkim koeficijentima u [3]. Prikazani su rezultati za referentne visine kao za Piper PA-28 zajedno na istom grafu. . Vrijednosti napadnih kuteva za odabrani režim se podudaraju uz prihvatljive razlike. Najmanji

napadni kut za koji Piper 1 može ostvariti horizontalni, ravnotežni let na visini $h = 5000$ m iznosi 1.5579° , a pripadajući otklon δ je -4.683° .



Slika 6. Ravnotežni α i δ - Piper 1

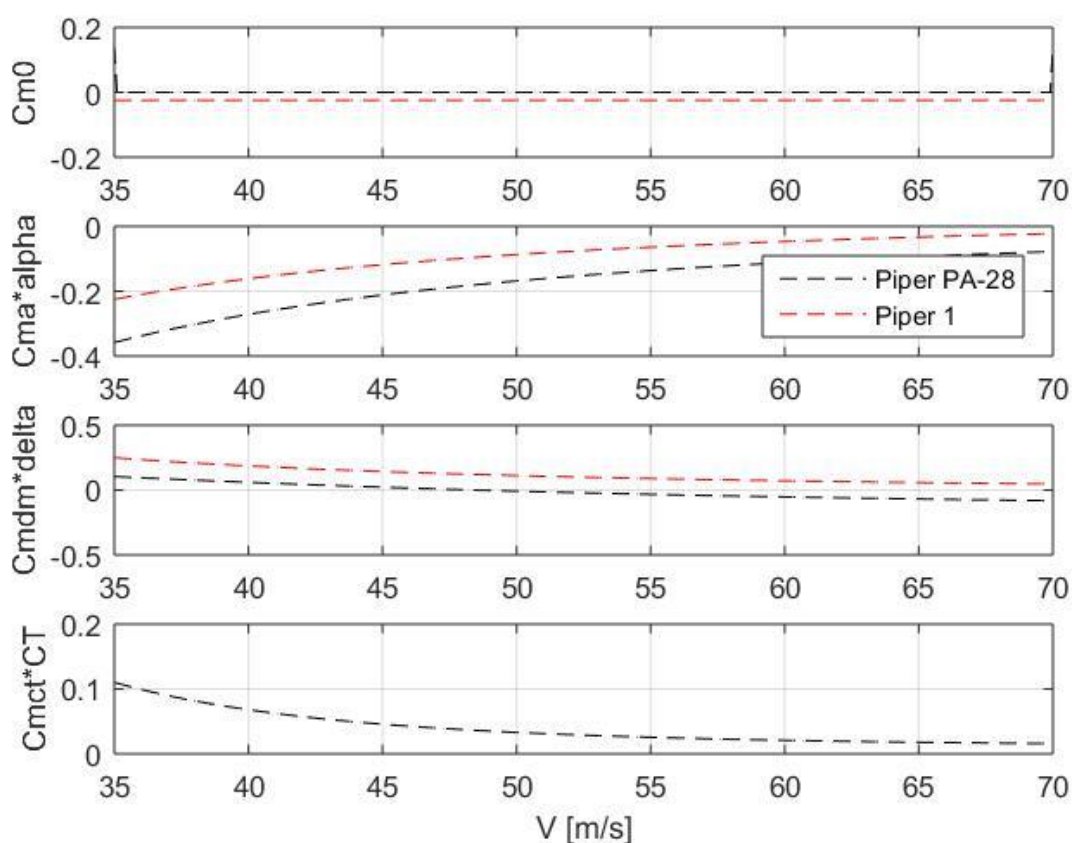
U nastavku je prikazan graf (Slika 7) sa zajedničkim rezultatima α i δ na odabranim visinama za oba zrakoplova koji zornije prikazuje razliku s obzirom na korištene modele procijenjenih koeficijenata. Također još je korisno napomenuti da su rasponi brzina pri odabranim visinama leta za oba zrakoplova u skladu s ovojnicama koje su prikazane u poglavlju 5 (brzine iznad brzine sloma uzgona).



Slika 7. Trim – usporedba Piper PA-28 (pune linije) i Piper 1 (crtkane linije)

Piper 1 može ostvariti ravnotežni horizontalni let na odabranoj visini za manje napadne kuteve, nego što je to slučaj za Piper PA-28. To se može objasniti prije svega uvidom u modele aerodinamičkih koeficijenata prema kojima je ova analiza i provedena. U modelima za Piper 1, vrijednosti utjecajnih veličina su pojednostavljene, zbog nedostupnosti podataka o istima i uštede vremena proračuna. U sklopu nastave iz kolegija Performanse zrakoplova pretpostavljeno je da uzimamo kao maksimalni otklon kormila visine $\delta = -18^\circ$, međutim, ovdje to ne uzimamo u obzir. Naime, mi ne razmatramo utjecaj koeficijenta nelinearnosti (koji ovisi o δ), pa je pretpostavljeno da je K_f jednak jedinici i kao takav ne utječe na rezultate. Iz tog razloga, ne navodimo koji je maksimalni mogući otklon kormila visine. Također, kod ove provjere uopće se ne uzima u obzir utjecaj koeficijenta potiska, a prema [1] i [2], isti ima značajnu ulogu. Potrebni otkloni kormila visine u ovakvom režimu značajnije se razlikuju za dva zrakoplova. Naime, Piper PA-28 može ostvariti ravnotežni let uz manje apsolutne vrijednosti otklona kormila visine, naravno to tvrdimo imajući na umu za kolike napadne kuteve vrijede takvi iznosi otklona δ . Izuzev utjecaja koeficijenata uzgona i otpora, te koeficijenta

potiska, valja još razmotriti kakav je utjecaj koeficijenta momenta propinjanja, odnosno parametara kojima je isti opisan. U svrhu jasnijeg razumijevanja dobivenih rezultata, u nastavku je prikazana promjena svih utjecajnih parametara na promjenu koeficijenta momenta propinjanja C_m u ovisnosti o brzini. Naravno sa Slika 8 zbroj pojedinačnih parametara mora biti jednak nuli za oba zrakoplova jer je ukupan koeficijent momenta propinjanja jednak nuli u ravnotežnom letu.

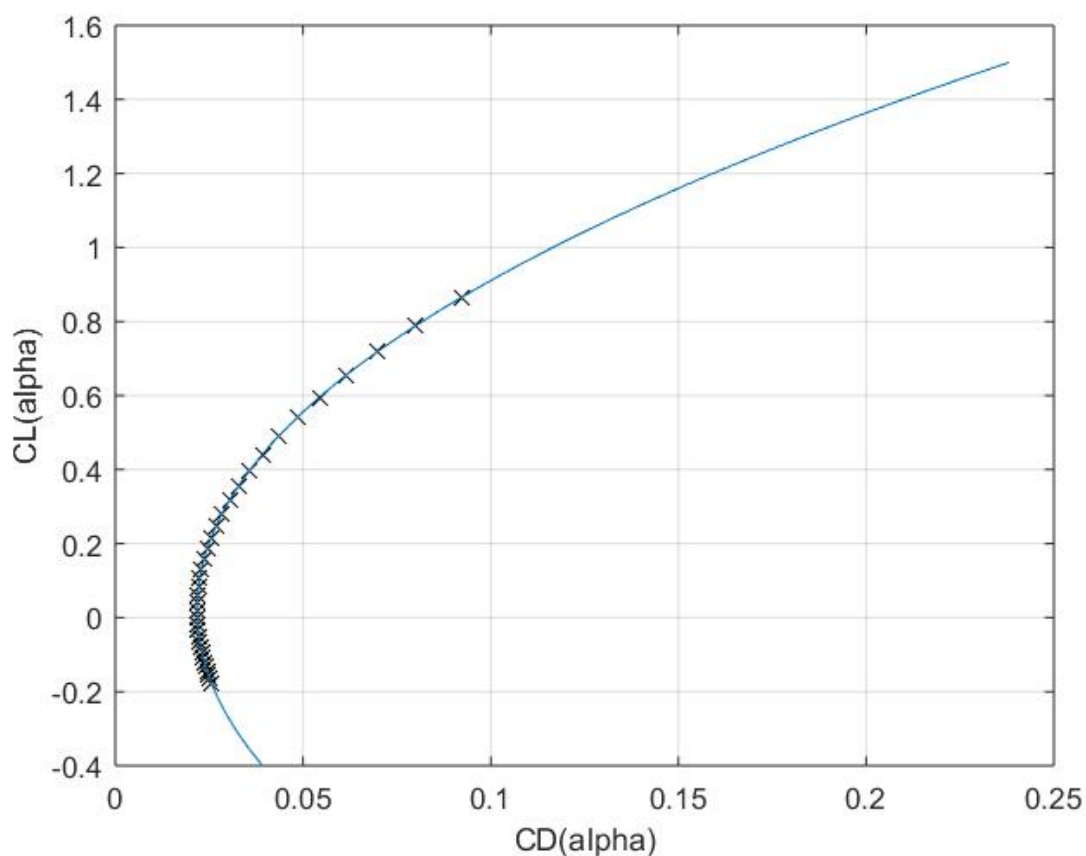


Slika 8. Promjena utjecajnih parametara za C_m u ovisnosti o brzini V

Komponenta C_{m0} je konstanta za cijelo područje brzina što je jasno već iz početnih podataka prema kojima iščitavamo istu kao konstantnu vrijednost. Promjenu utjecaja koeficijenta potiska na moment propinjanja prikazujemo samo za Piper PA-28 jer isti ne utječe na promjenu momenta propinjanja za Piper 1 prema (5).

3.2. Polara zrakoplova

Prema polari za Piper PA-28 možemo zaključivati o otporu koji je potrebno svladati za ostvarivanje zadanog režima leta. Graf polare sa Slika 9 pokazuje kolika je ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora za različite napadne kuteve. Fitovanjem svih vrijednosti C_D -a i C_L -a, korištenjem (2) i (3) u MATLAB skripti određen je polinom polare za Piper PA-28, te pripadajući graf s rezultatima. Slika 9 konačni je oblik pojednostavljene polare koja vrijedi isključivo za uvjete leta s pretpostavkom da nema upravljanja jer je zanemaren utjecaj otklona kormila visine i da nema utjecaja koeficijenta potiska. Ovako dobivena polara je u ovisnosti samo o promjeni napadnog kuta.

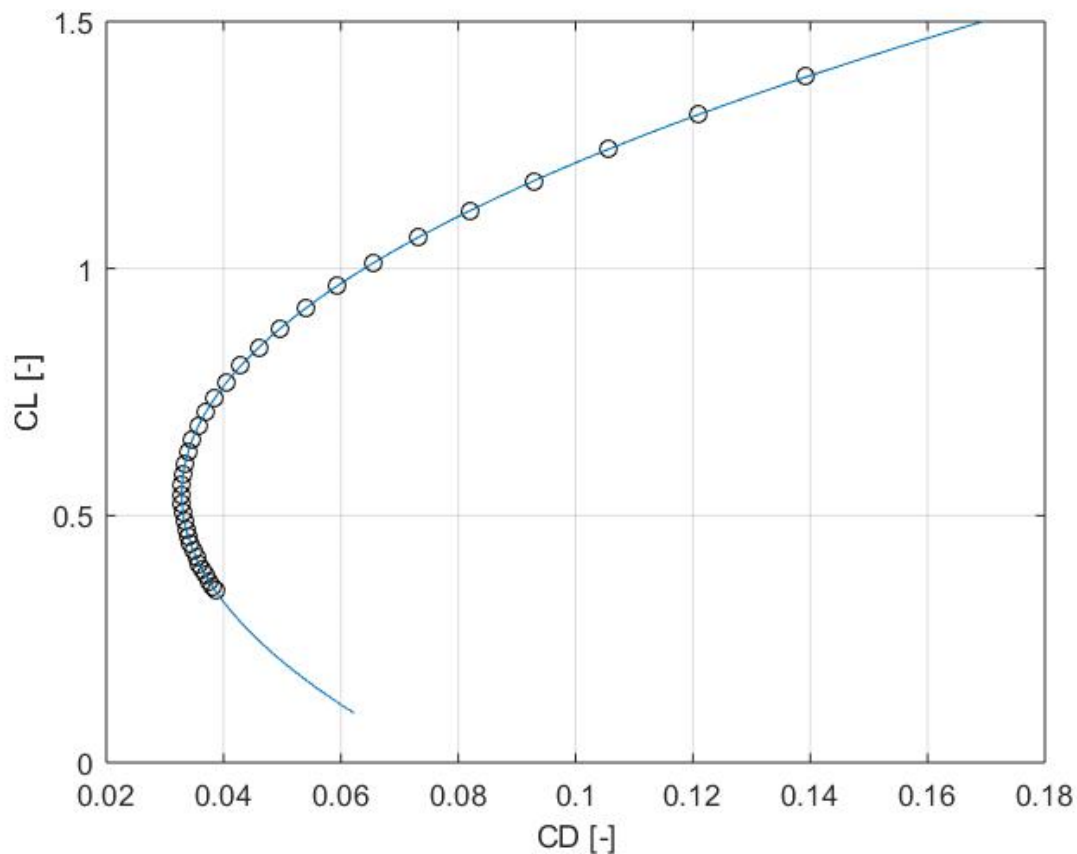


Slika 9. Polara - Piper PA-28 u funkciji napadnog kuta

Jednadžba (12) je polinom koji aproksimira prikazanu polaru.

$$C_D = 0.021746 + 0.098815 (C_L - 0.020742)^2 \quad (12)$$

Na Sliku 10 prikazan je oblik polare koja uzima u obzir i utjecaj pogona preko koeficijenta potiska C_T i utjecaj upravljanja tj. otklona kormila visine. Polara je određena aproksimacijom konačnog broja točaka polinomom drugog stupnja koji je naveden u (13), a odabrane točke su iznosi koeficijenata uzgona i otpora u rasponu brzina od 35 do 70 m/s na visini 5000 m. Tijekom određivanja proširenog oblika polare uzima se u obzir raspon ravnotežnih napadnih kuteva kao nastavak analize provedene pod 3.1.



Slika 10. Prošireni oblik polare - Piper PA-28

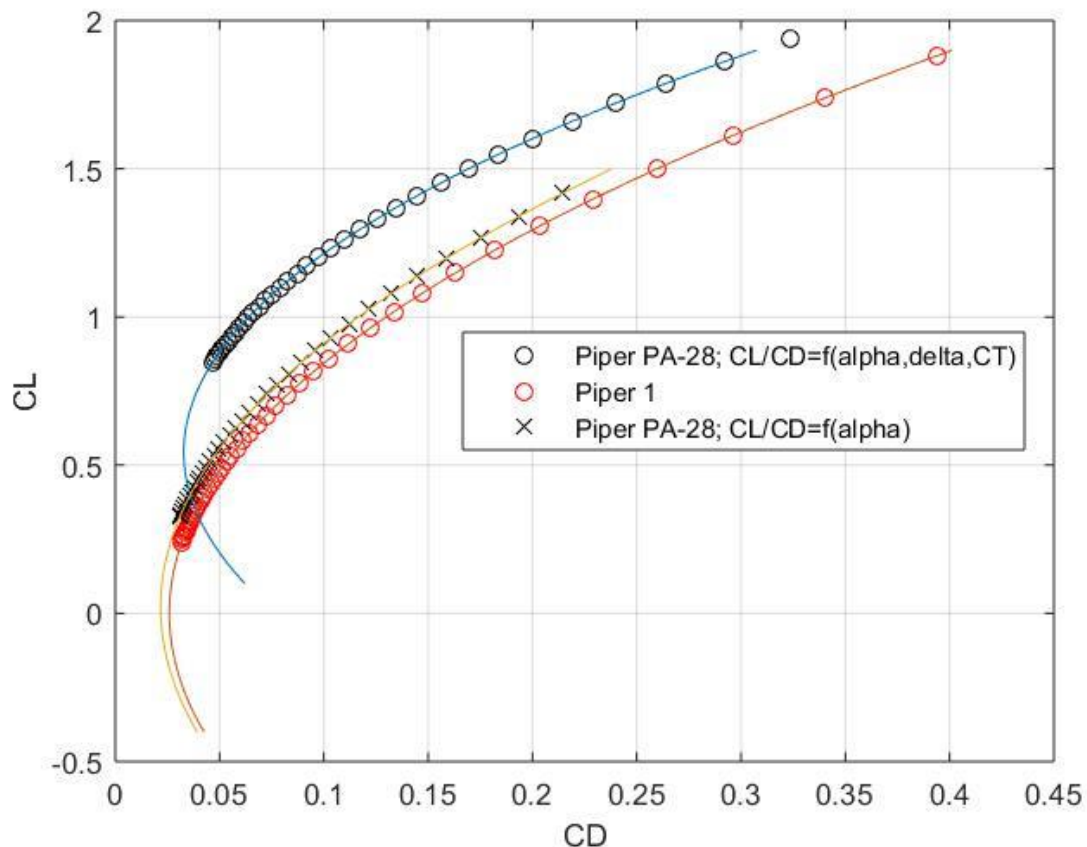
$$C_D = 0.032871 + 0.14931 (C_L - 0.5435)^2 \quad (13)$$

Nulti otpor za prošireni oblik polare je veći nego za pojednostavljenu polaru, a takav rezultat je i očekivan s obzirom na to da dodatni parametri koji su uvedeni u procjenu, također očekivano, povećavaju otpor letjelice. Polara dobivena dodavanjem utjecaja koeficijenta potiska i naravno utjecaja otklona kormila visine može se uzimati kao točnije rješenje polare i takvo se koristi u nastavku za određivanje performansi.

3.2.1. Polara za Piper 1

Polara za Piper 1 uzeta je iz [3] i pripadajući polinom se već navodi u poglavlju 2.5, jednačba (8). U nastavku je prikaz svih triju razmatranih polara iz kojeg jasno možemo uočiti razlike. Polara za Piper PA-28 koja ovisi isključivo o napadnom kutu sličnija je onoj za Piper 1 od ukupne polare analiziranog zrakoplova što možemo i očekivati jer su obje pojednostavljeni oblici koji ovise samo o promjeni napadnog kuta.

$$C_D = 0.0259 + 0.104 C_L^2 \quad (14)$$



Slika 11. Usporedba – polare

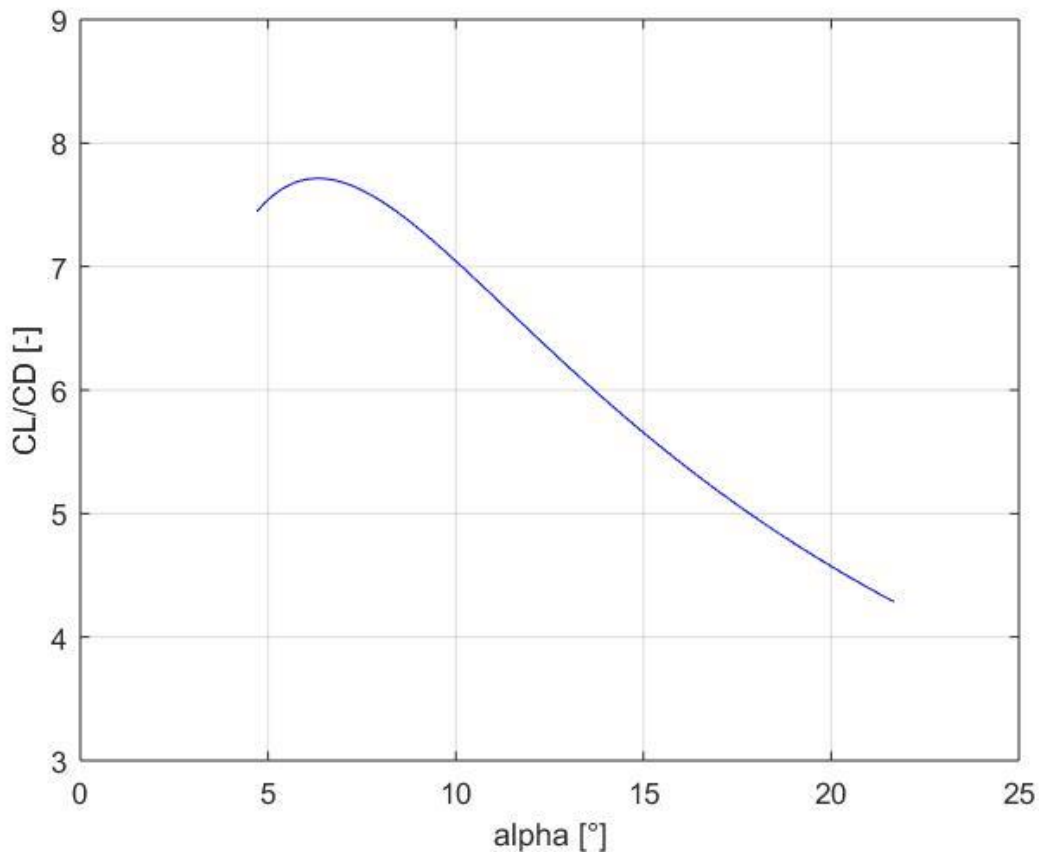
3.3. Odnos C_L i C_D za odabrane režime leta

3.3.1. Aerodinamička finesa za režim najvećeg doleta - Piper PA-28

Kao korisna analiza i nastavak na ravnotežni let može biti određivanje aerodinamičke finese zrakoplova. Finesa je pojam koji vežemo uz omjer koeficijenata uzgona i otpora, odnosno maksimalni iznos tog omjera. Režim najvećeg doleta vrijedi za maksimalan omjer dvaju koeficijenata kako je navedeno u jednadžbi (15). Detaljnije objašnjenje teorije može se pronaći u [4].

$$\max\left(\frac{C_L}{C_D}\right) \rightarrow \max(R) \quad (15)$$

Odabrani C_L i pripadajući C_D za koje želimo odrediti finesu doleta direktno ovise o napadnom kutu, što je jasno iz jednadžbi aerodinamičkih koeficijenata (1), (2), (3) koje koristimo za određivanje finese. Najveći dolet smo odredili prema podacima dobivenim u analizi ravnotežnog leta, pri čemu je raspon brzina između brzine sloma uzgona 35 m/s i maksimalne brzine 70 m/s na visini $h = 5000$ m.



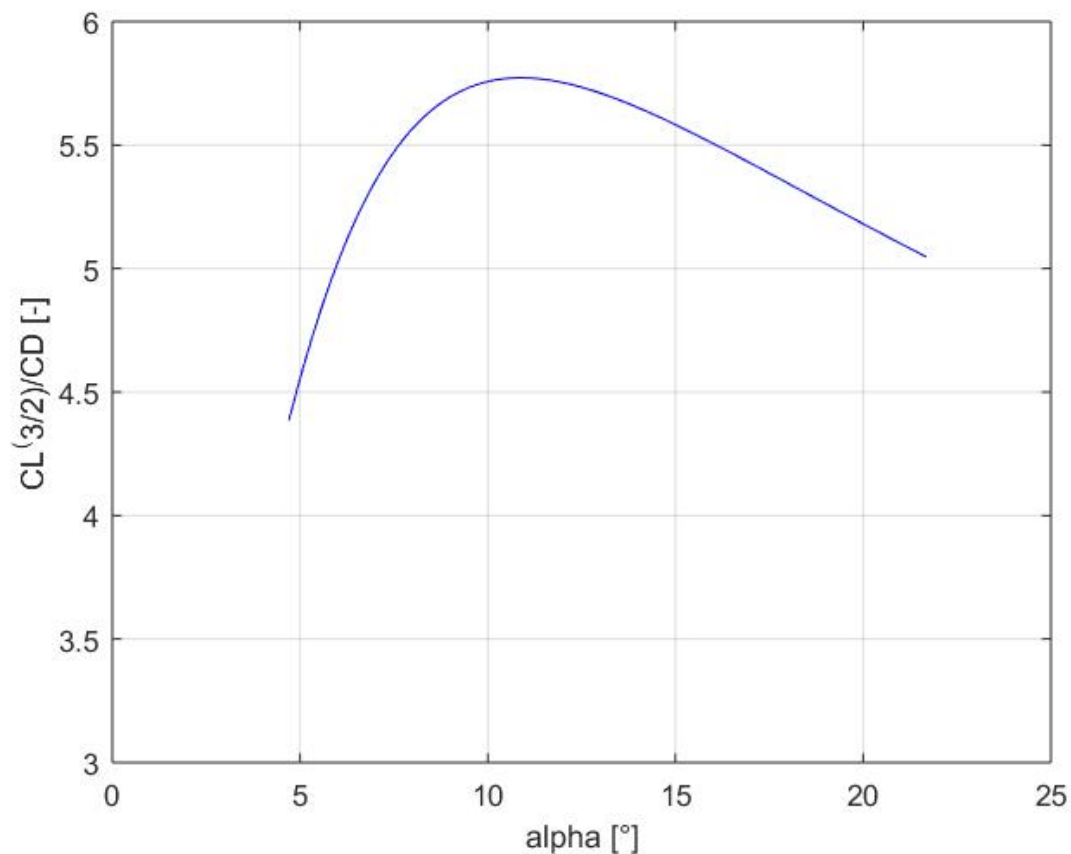
Slika 12. Režim maksimalnog doleta (R) - Piper PA-28

Iz finese vidimo koji je maksimalni odnos C_L i C_D i također za koji je napadni kut maksimalni dolet ostvariv. Pri napadnom kutu 6.3321° uzevši u obzir ostale pretpostavke, Piper PA-28 bi trebao postići najveći dolet.

3.3.2. Odnos uzgona i otpora za režim najduljeg trajanja leta - Piper PA-28

Režim maksimalnog trajanja leta od velike je važnosti jer nekad je u cilju boraviti što dulje u zraku zbog npr. nemogućnosti slijetanja. Postignuti uvjeti maksimalnog trajanja leta bit će ostvareni za najveći odnos prema jednadžbi (16) .

$$\max\left(\frac{C_L}{C_D}\right)^{\frac{3}{2}} \rightarrow \max(E) \quad (16)$$

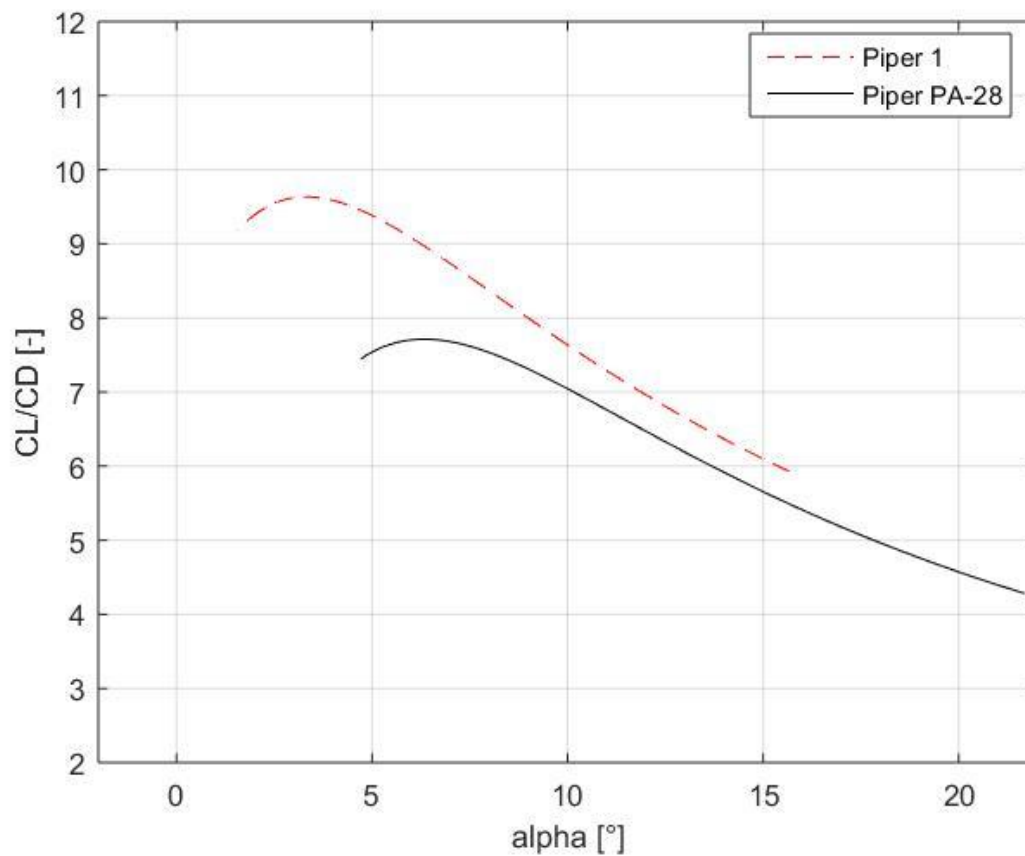


Slika 13. Režim maksimalnog trajanja leta (E) - Piper PA-28

Napadni kut za koji se postiže maksimalno trajanje leta odredili smo jednostavnim postupkom traženja maksimalne vrijednosti odnosa uzgona i otpora u režimu maksimalnog trajanja leta i taj napadni kut iznosi 10.8981° . Kao i finesa za maksimalni dolet, ovdje također određena krivulja prikazuje maksimalno trajanje za uvjete leta pri referentnoj visini $h = 5000$ m i za ukupni raspon brzina od 35 do 70 m/s kao nastavak na analizu ravnotežnog leta.

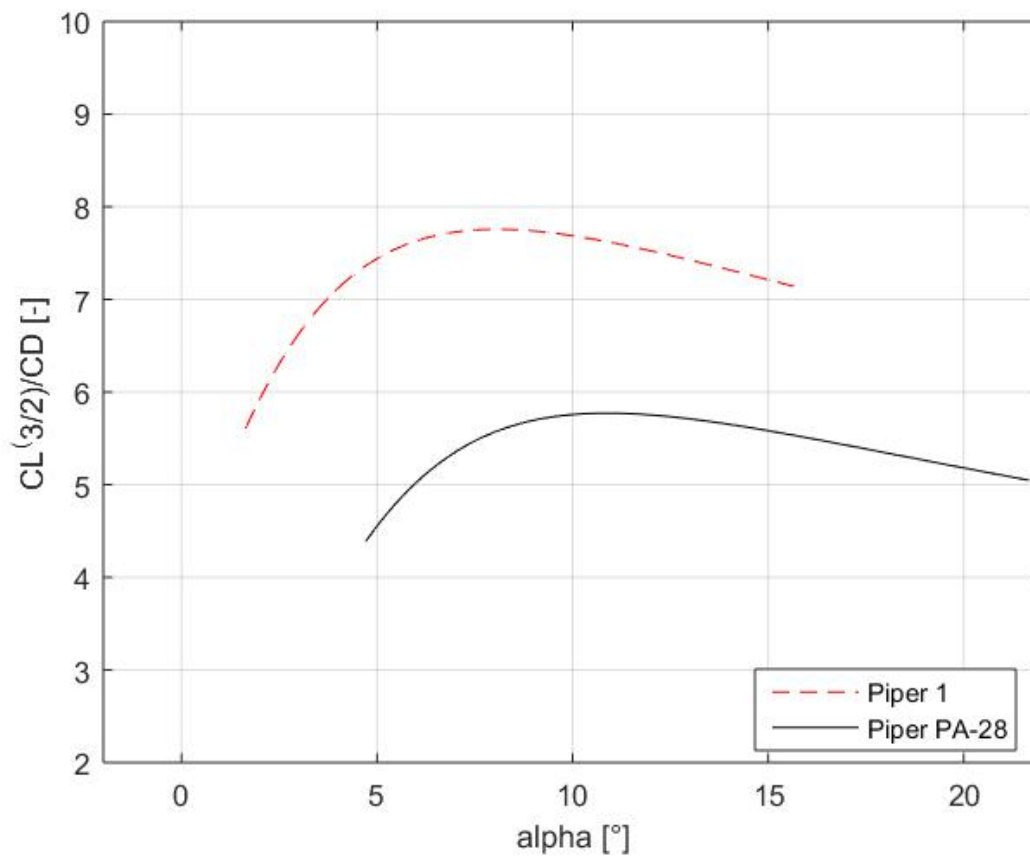
3.4. Usporedba režima najduljeg trajanja i najvećeg doleta

Omjer odabranih koeficijenata za Piper 1 crtamo koristeći podatke iz [3]. Raspon napadnih kuteva za koji ćemo prikazati rezultate je analogno s prošlim poglavljem nastavak na analizu ravnotežnog leta, ali za Piper 1.



Slika 14. Režim maksimalnog doleta (R) – usporedba Piper PA-28 i Piper 1

Najveći iznos omjera koeficijenta uzgona i otpora za Piper 1 ostvaruje se pri napadnom kutu 3.2555° i pri takvom omjeru Piper 1 može postići najveći dolet.



Slika 15. Režim maksimalnog trajanja leta (E) – usporedba Piper PA-28 i Piper 1

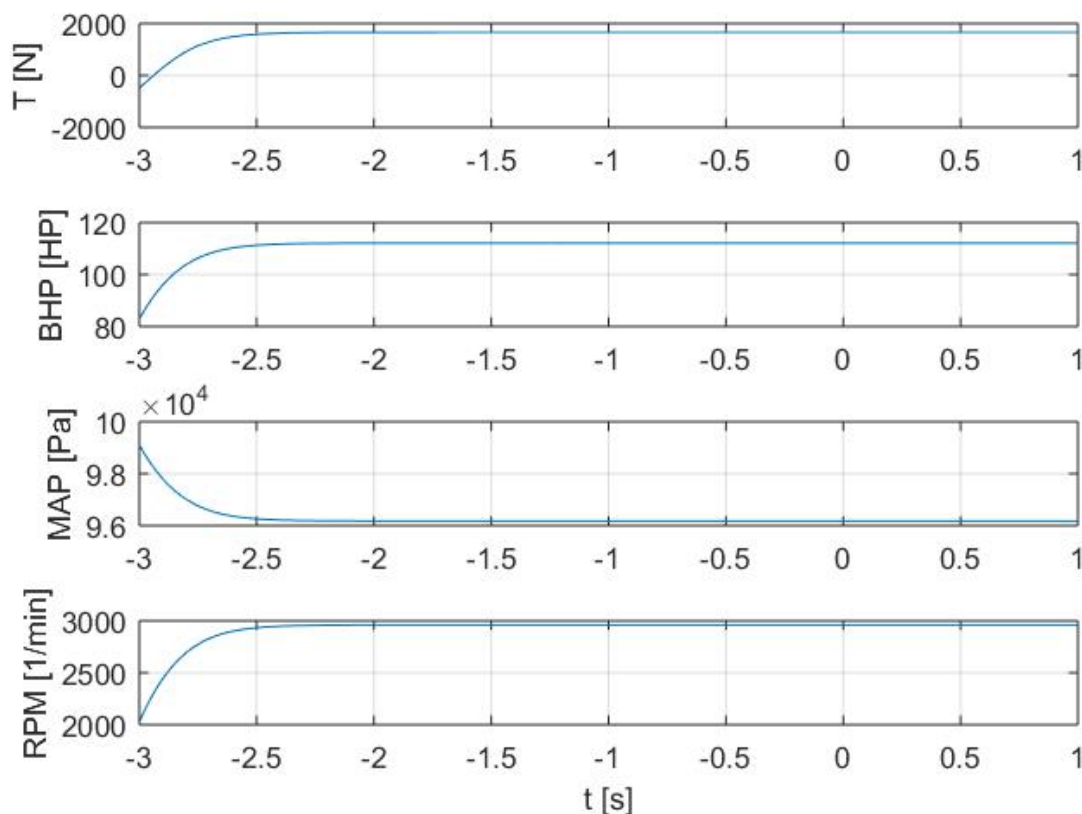
Najdulji period trajanja leta Piper 1 ostvaruje pri maksimalnom iznosu omjera C_L -a i C_D -a prema jednadžbi (16) za napadni kut 8.2322° .

Ako bismo promotрили dobivene rezultate vidimo da je maksimalan iznos omjera koeficijenta uzgona i otpora, a time i maksimalan dolet za oba zrakoplova ostvariv pri manjem napadnom kutu nego maksimalno trajanje leta. Rezultati pokazuju konzistenciju, iako se dobivene vrijednosti razlikuju.

4. UTJECAJ POGONA

4.1. Model motora za Piper PA-28

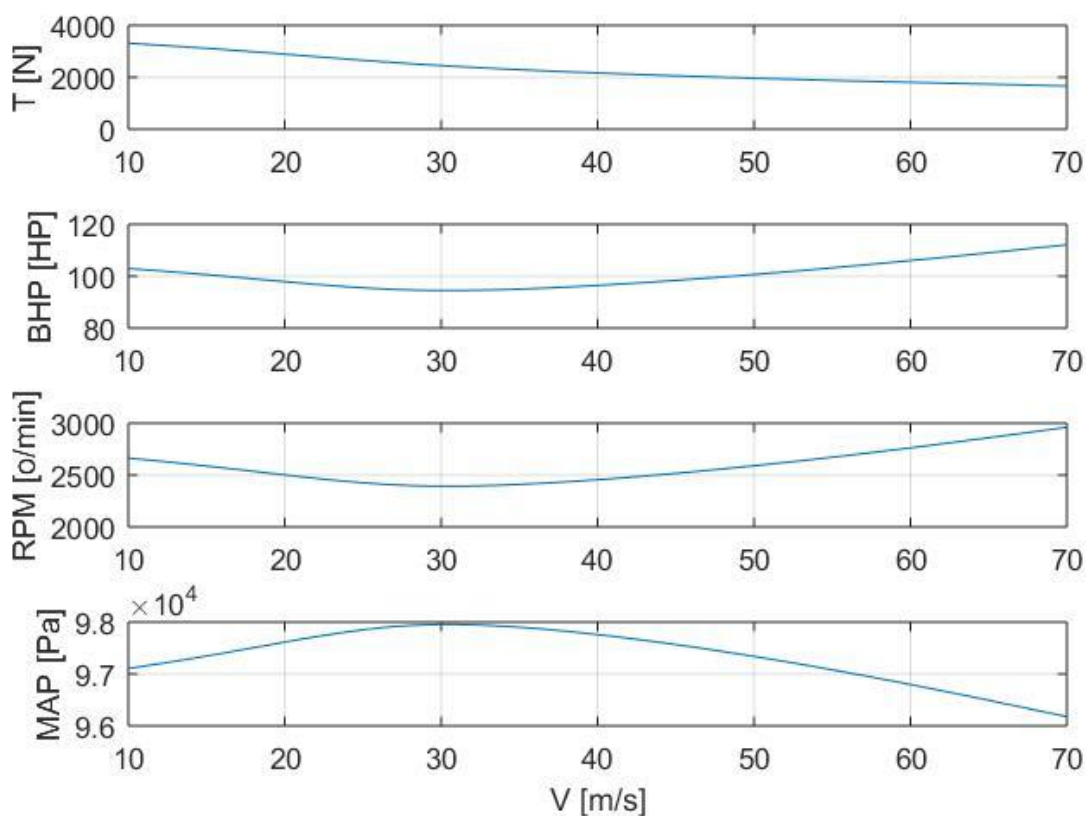
Pogon zrakoplova Piper PA-28 modeliran je u Simulinku, a model je uzet iz [2]. Za dobivanje informacija o performansama motora koristeći se programskim paketom MATLAB, bilo je potrebno odrediti koji su ulazni, odnosno izlazni signali za simulink model. Ulazni signali su uzeti iz mjerenja prilikom testnih letova provedenih za određivanje modela aerodinamičkih koeficijenata, a te podatke također imamo iz [2]. Važno je napomenuti da je u simulink model motora uključen i koeficijent učinkovitosti propelera η_P , a uzet je u obzir i unutar funkcije *rasp_snaga1.m*, međutim oni se razlikuju za dva promatrana zrakoplova. Potrebni ulazni podaci za simulink model su temperatura zraka, visina leta, gustoća zraka za različite visine, položaj centra mase, a izlazni rezultati su sila potiska, broj okretaja, odnosno brzina vrtnje, tlak punjenja i snaga.



Slika 16. Performanse simulink modela za period simulacije 4 s

Pozivanjem simulink modela s pripadajućim ulaznim podacima unutar for petlje za različite brzine leta, te uz moguće varijacije visine, odredili smo kakve su performanse promatranog motora u različitim uvjetima leta. Prikazani su na Slika 16 rezultati snage, brzine vrtnje, potisne sile i tlaka punjenja kroz dovoljno dugi period simulacije tako da se vrijednosti ustale. Simulacija je provedena za brzinu 70 m/s na referentnoj visini 0 m. Maksimalna potisna sila sa Slika 16 u skladu je sa rezultatima koje daje funkcija *rasp_snaga1.m*, a koja daje rješenja za Piper 1. Bitno je da se performanse motora poklapaju barem do prihvatljive razine, tako da je smisleno uspoređivati kakav je utjecaj pogona na performanse zrakoplova. Ukoliko je značajna razlika dvaju promatranih motora, tada usporedba performansi može biti manjkava.

Zanimljivo je promotriti kako se ponaša motor za odabrani raspon brzina u kojem je ostvariv let na pripadajućoj visini. Ova analiza je provedena isto u rasponu 10 do 70 m/s na referentnoj visini 0 m.

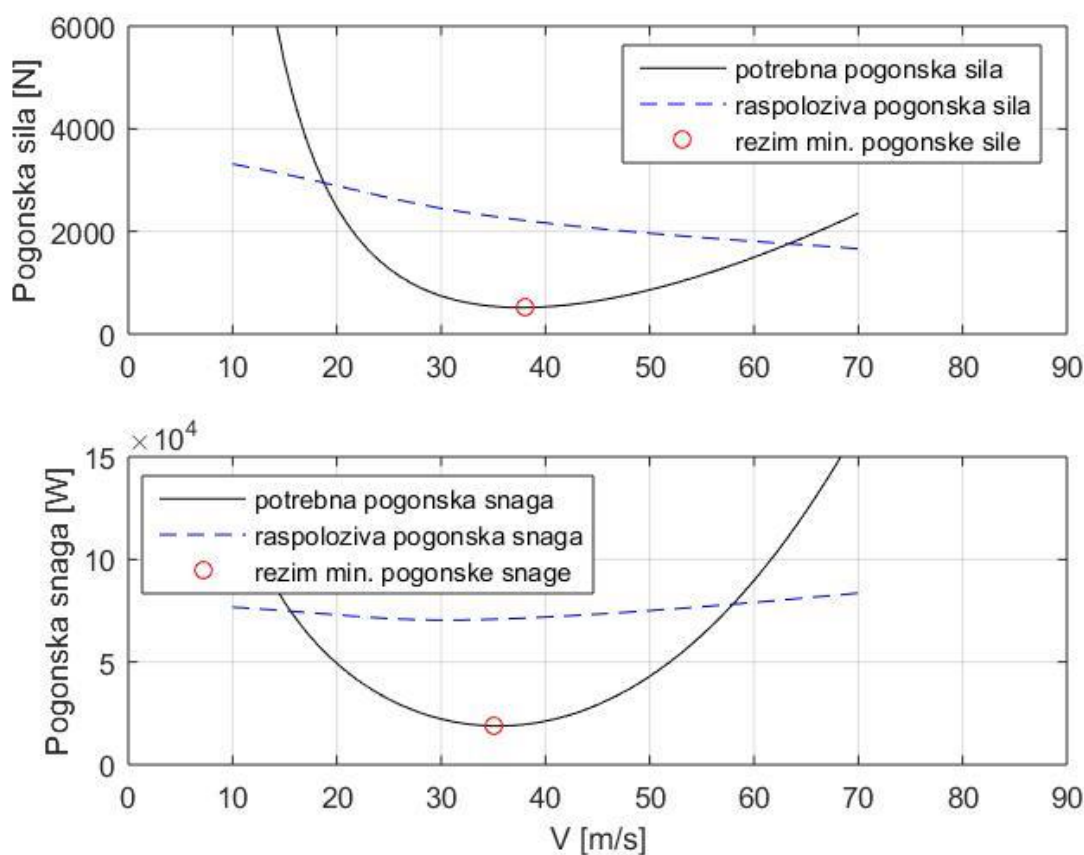


Slika 17. Performanse simulink modela motora kao funkcija brzine V

Pozivanjem funkcije *raspsnaga.m* u for petlji za odabrani raspon brzina, odredili smo i promjenu raspoložive sile i snage, te potrebne sile i snage. Da bi let bio moguć potrebna

pogonska sila odnosno snaga mora biti manja od raspoložive tako da se pokriju gubici.

Rezultati su prikazani na Slika 18 u ovisnosti o brzini, za odabranu referentnu visinu $h = 0$ m.

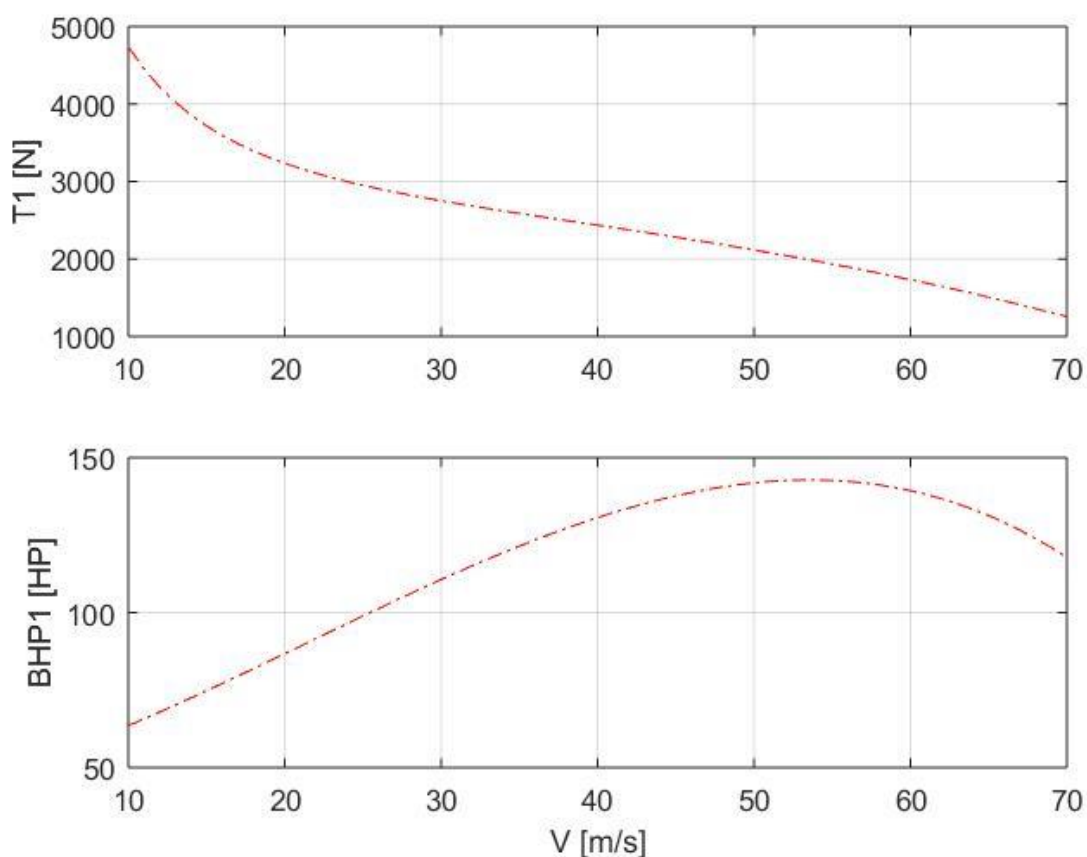


Slika 18. Pogonska sila i snaga - Piper PA-28

Sa Slika 18 traženjem minimalne vrijednosti funkcije potrebne pogonske sile odnosno snage možemo odrediti kolika je najmanja potrebna P_r i ona iznosi 18866 W.

4.2. Utjecaj pogona na performanse za Piper 1

Kako bismo korektno usporedili performanse dvaju zrakoplova, potrebno je osim usporedbe s obzirom na aerodinamiku, odrediti kakav je utjecaj pogona. Podaci pogonske grupe za Piper 1 određeni su u sklopu predmeta Performanse zrakoplova, a detaljan opis relacija korištenih za dobivanje informacija o pogonu nalazi se u [3]. U proračunu performansi za Piper 1 funkcija korištena za izračunavanje raspoložive snage motora, odnosno raspoložive potisne sile je *rasp_snaga1.m*, a ona je također razvijena u sklopu kolegija. Pozivanjem funkcije za različite visine i brzine leta, možemo dobiti informaciju o mogućnostima motora.



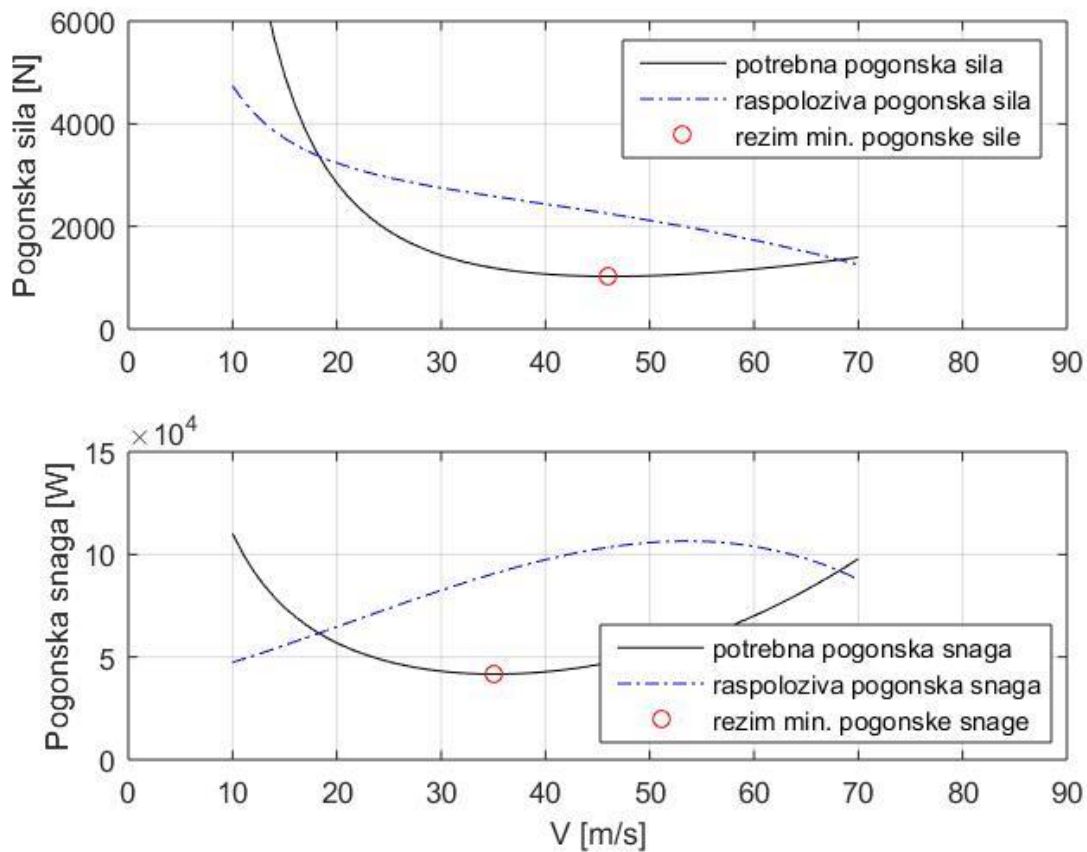
Slika 19. Pogon - Piper 1

Tijekom analize utjecaja pogona na performanse zrakoplova za Piper 1, brzina vrtnje odnosno broj okretaja u minuti uzeti su kao konstantna veličina, što olakšava proračun, ali takva analiza daje rezultate manje točnosti. Brzinu vrtnje ω i tlak punjenja korištene za analizu navodimo u Tablica 8. Na Slika 19 se nalazi prikaz T i BHP za Piper 1 u ovisnosti o brzini leta za referentnu visinu $h = 0$ m.

Tablica 8. Tlak punjenja i brzina vrtnje - Piper 1 [3]

	Iznos	Mjerna jedinica
p_s	101325	Pa
ω	240	rad/s

Također smo odredili i promjenu raspoložive sile i snage, te potrebne sile i snage u ovisnosti o brzini jednako kao za Piper PA-28.

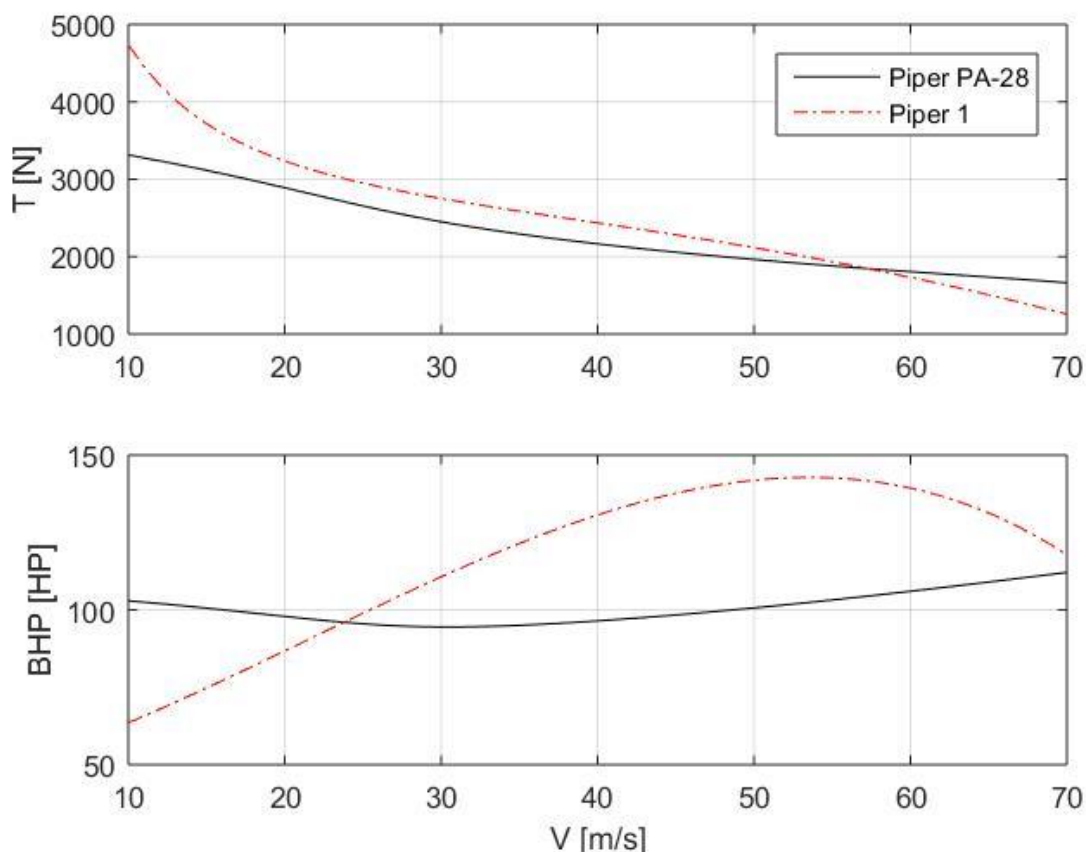


Slika 20. Pogonska sila i snaga - Piper 1

Minimalna potrebna snaga za ostvarivanje željenog režima leta u slučaju za Piper 1 iznosi 41675 W, a što je značajno više od iste potrebne za Piper PA-28.

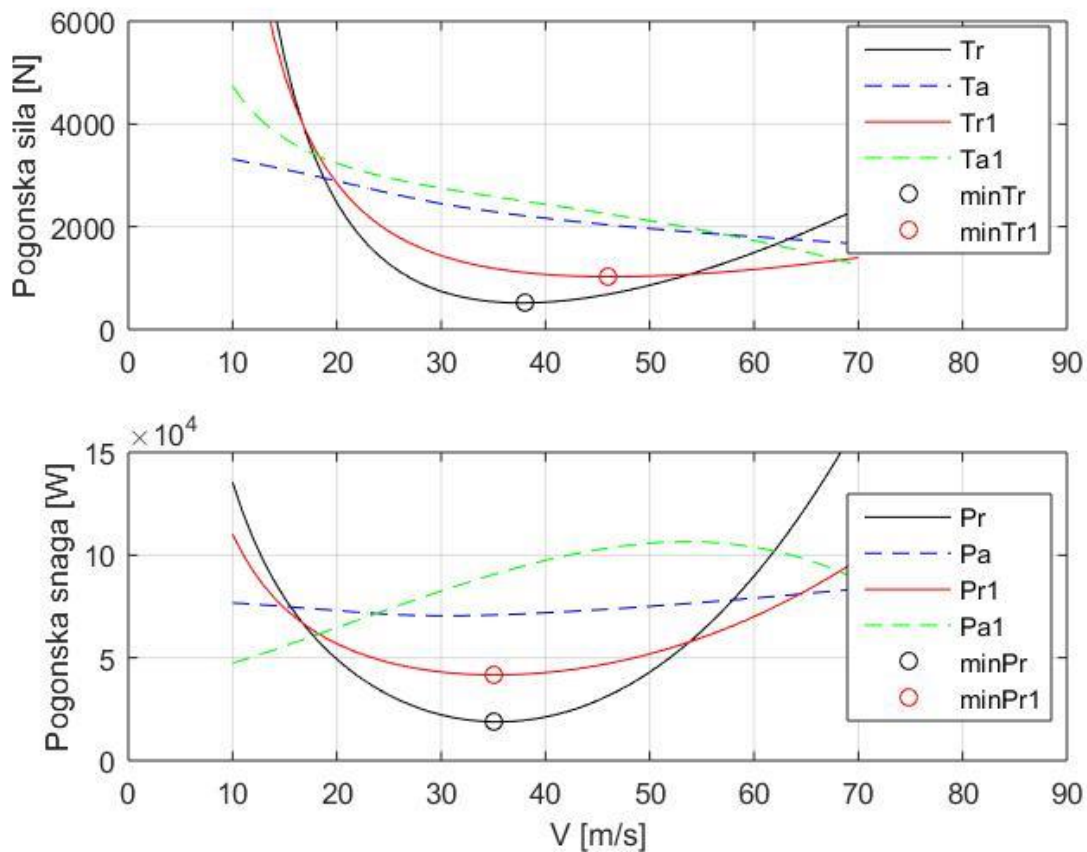
4.3. Usporedba utjecaja pogona

Prikazat ćemo rezultate analize utjecaja pogona za oba zrakoplova na istim grafovima radi zornijeg uvida. Spomenuto je ranije kako iz funkcije za određivanje veličina vezanih za pogon, *rasp_snaga1.m*, određujemo samo potisnu silu, odnosno *BHP*.



Slika 21. Pogon – usporedba Piper PA-28 i Piper 1

Rezultati za potisak razlikuju se minimalno, dok snaga motora značajno odstupa za dvije korištene funkcije. Objašnjenje leži upravo u funkcijama *rasp_snaga1.m* i *raspsnaga.m*. Određivanje snage pomoću simulink modela daje točnije rezultate, prije svega zbog kompleksnosti cijelog programa koji uzima u obzir širok raspon utjecajnih veličina i detaljnije opisuje performanse motora u odnosu na funkciju *rasp_snaga1.m*. Važno je za napomenuti i da motor koji se koristi u proračunu na nastavi za Piper 1 ima maksimalnu snagu 180 HP, dok Piper PA-28 koristi motor od 160 HP.



Slika 22. Pogonska sila i snaga – usporedba Piper PA-28 i Piper 1

Možemo tvrditi da je utjecaj pogona za Piper 1 nepovoljniji u odnosu na rezultate za Piper PA-28. U području koje je omeđeno s dobivenim krivuljama ostvariv je let iz razloga što motor daje dovoljno, tj. više snage nego koliko je potrebno za let. Označena je i minimalna pogonska sila, tj. snaga u oba slučaja. Jasniji prikaz performansi motora iz dobivenih rezultata za oba aviona prikazan je na Slika 22. Svi prikazani rezultati sa oznakom 1 na legendi odnose se na Piper 1, dok se ostale veličine odnose na Piper PA-28.

5. ANALIZA PERFORMANSI

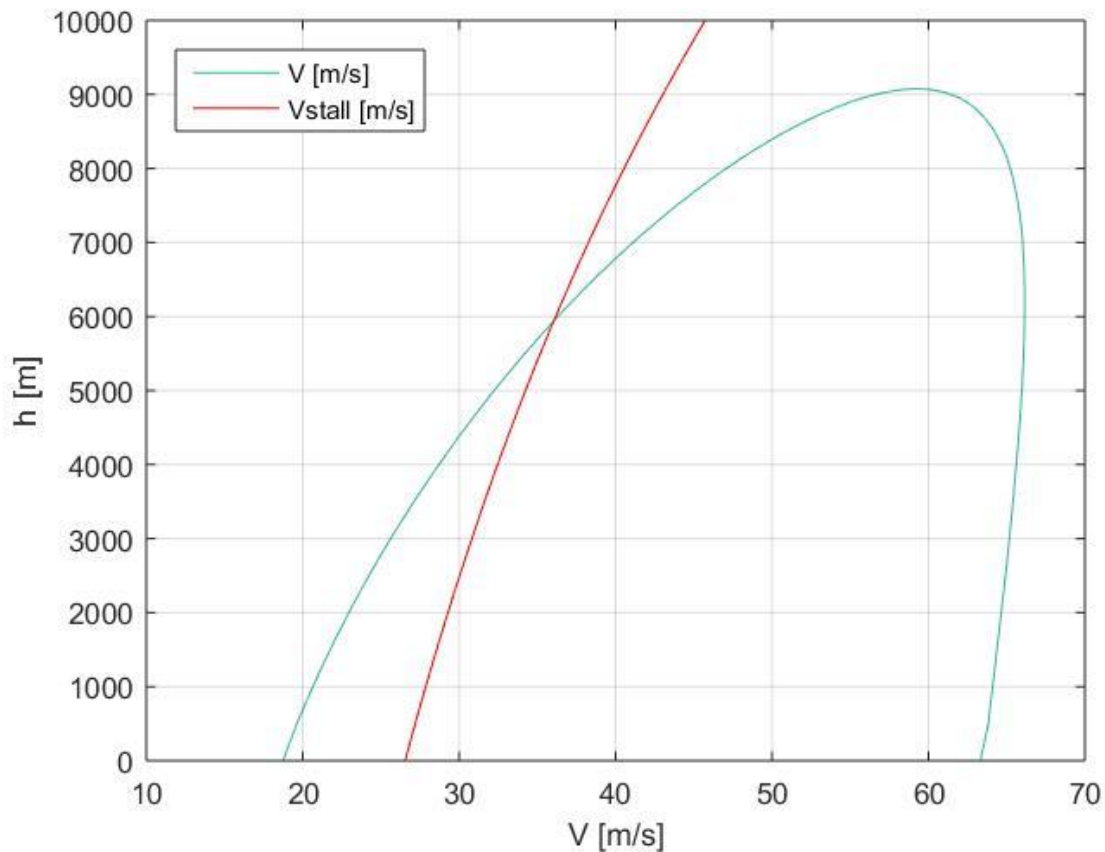
Zadatak je odrediti ovojnica zrakoplova i na posljetku kao u prethodnim poglavljima prikazati usporedbu dobivenih rezultata s postojećima za mali putnički zrakoplov nalik na Piper PA-28. Ovojnicu određujemo za ravnotežni, horizontalni let.

5.1. Ovojnica za Piper PA-28

Ovojnica zrakoplova je važna za usporedbu performansi za različite zrakoplove relativno jedne u odnosu na druge, za različite režime leta, itd. S obzirom na raspoloživu silu, tj. raspoloživu snagu motora pri odabranim visinama u horizontalnom letu postoje točno određene minimalna i maksimalna brzina za koje je ostvariv odabrani režim leta. Izuzev uvjeta za režim leta, dobivena ovojnica vrijedi u slučajevima kad je raspoloživa snaga motora upravo jednaka potrebnoj snazi za savladavanje otpora. To označava da je višak specifične snage zrakoplova jednak nuli, jer je sva raspoloživa snaga potrošena za svladavanje otpora. Ovojnicu smo odredili tzv. metodom ukupne energije kojom je moguće odrediti raspon brzina za različite visine unutar kojih je moguć odabrani let.

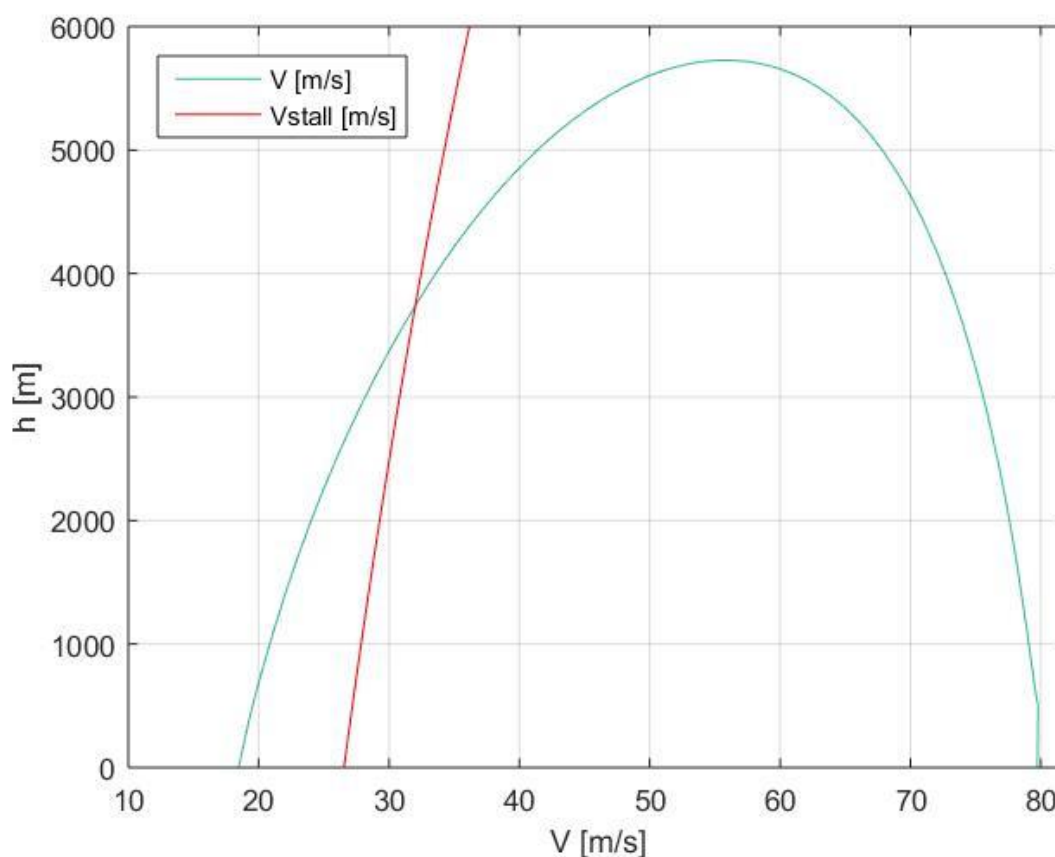
Za određivanje ovojnice potrebni su podaci o aerodinamici zrakoplova te informacije o pogonskoj grupi. Aerodinamika je uzeta u obzir uvođenjem jednadžbe polare **(13)** iz koje znamo koliki je otpor potrebno savladati snagom motora. Uzgon je određen iz ravnotežnih uvjeta leta prema kojima je on jednak težini koja djeluje na zrakoplov. Unutar for petlje pozvana je i funkcija *raspsnaga.m* koja daje izlaz raspoloživu snagu motora za Piper PA-28. Iz dobivene ovojnice smo koristili okvirni raspon brzina u analizi ravnotežnog leta. Uz ograničenja koja vrijede za horizontalni, ravotežni let, ovojnica je prikazana još i s uvjetom za slom uzgona. Na grafu je označena minimalna brzina ispod koje nije moguće ići u promatranom režimu jer bi pri manjim brzinama od takve došlo do sloma uzgona. Brzina sloma uzgona ovisi o maksimalnom uzgonu koji je moguće postići, a to je u pravilu procijenjena veličina u proračunima i provjerena u letu. Ono što se može dogovorno regulirati je razina sigurnosti kada se leti pri tako malim brzinama. Tijekom ove analize koristili smo podatak za maksimalni koeficijent uzgon iz [3] i on iznosi 1.45.

Vrhunac leta iz ovako dobivene ovojnice je dosta visok, a to vidimo uspoređujući ovojnice za Piper PA-28 i Piper 1. Rezultati dobiveni za raspon brzina su zadovoljavajući i odgovaraju očekivanim brzinama za analizirani zrakoplov.



Slika 23. Ovojnica - Piper PA-28

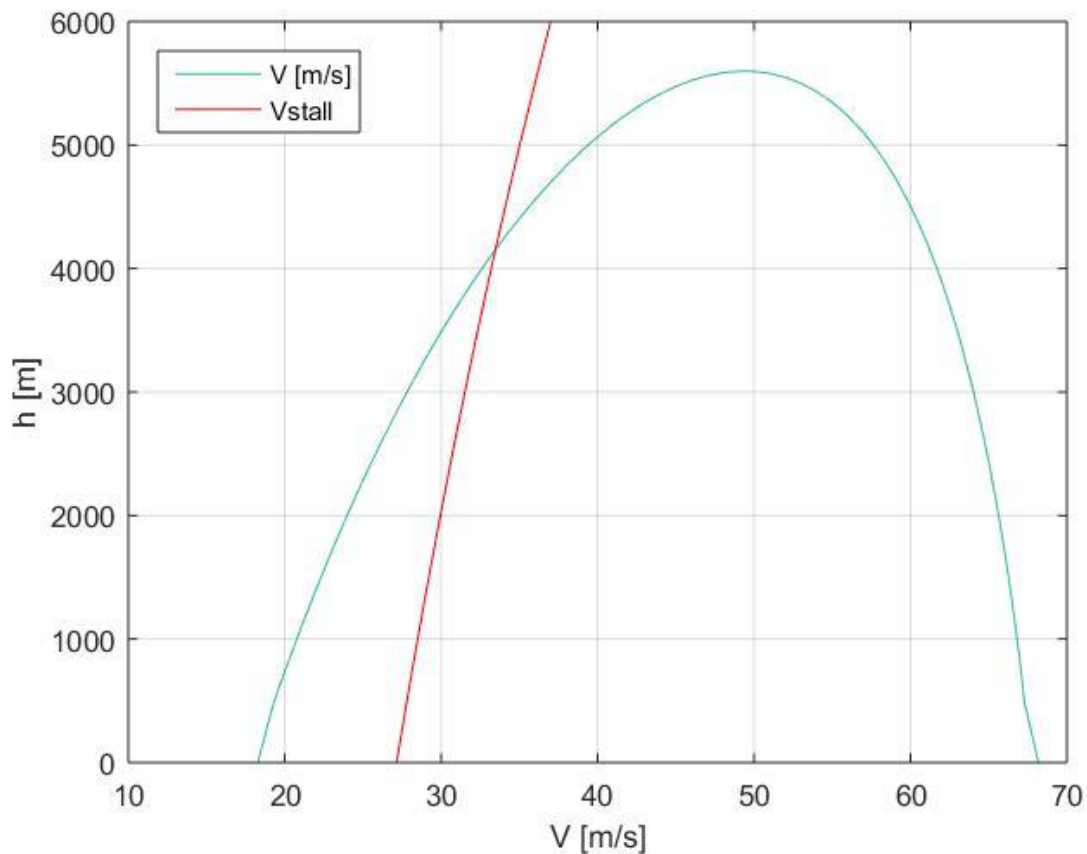
Također smo odredili i ovojnicu s jednakom raspoloživom snagom motora, ali koristeći polaru pojednostavljenog oblika koja vrijedi za "engine off" režim leta, te za režim bez upravljanja, oblika, prema jednadžbi (12). Aerodinamika je u ovom slučaju očigledno manje povoljna, s obzirom na to da je vrhunac leta u ovom slučaju s nešto više od 9000 m pao na manje od 6000, a što je značajna razlika. Međutim, maksimalne brzine leta u navedenom slučaju se povećavaju u odnosu na rezultat s proširenom polarom i u odnosu na postojeće rezultate za Piper 1.



Slika 24. Ovojnica - Piper PA-28 - pojednostavljena polara

5.2. Ovojnica za Piper 1

Ako bismo modificirali aerodinamičke karakteristike, te karakteristike pogona letjelice, možemo dobiti ovojnice za različite zrakoplove. U nastavku je prikaz ovojnice za Piper 1, koja je određena naravno s različitim aerodinamičkim karakteristikama i uz različit pogon. Analogno s prethodnim poglavljem, uvjeti leta su za horizontalni i ravnotežni let. Slika 25 prikazuje ovojnica za Piper 1 na kojoj su minimalne i maksimalne brzine za promatrani režim, a zajedno s ograničenjem za slom uzgona.



Slika 25. Ovojnica - Piper 1

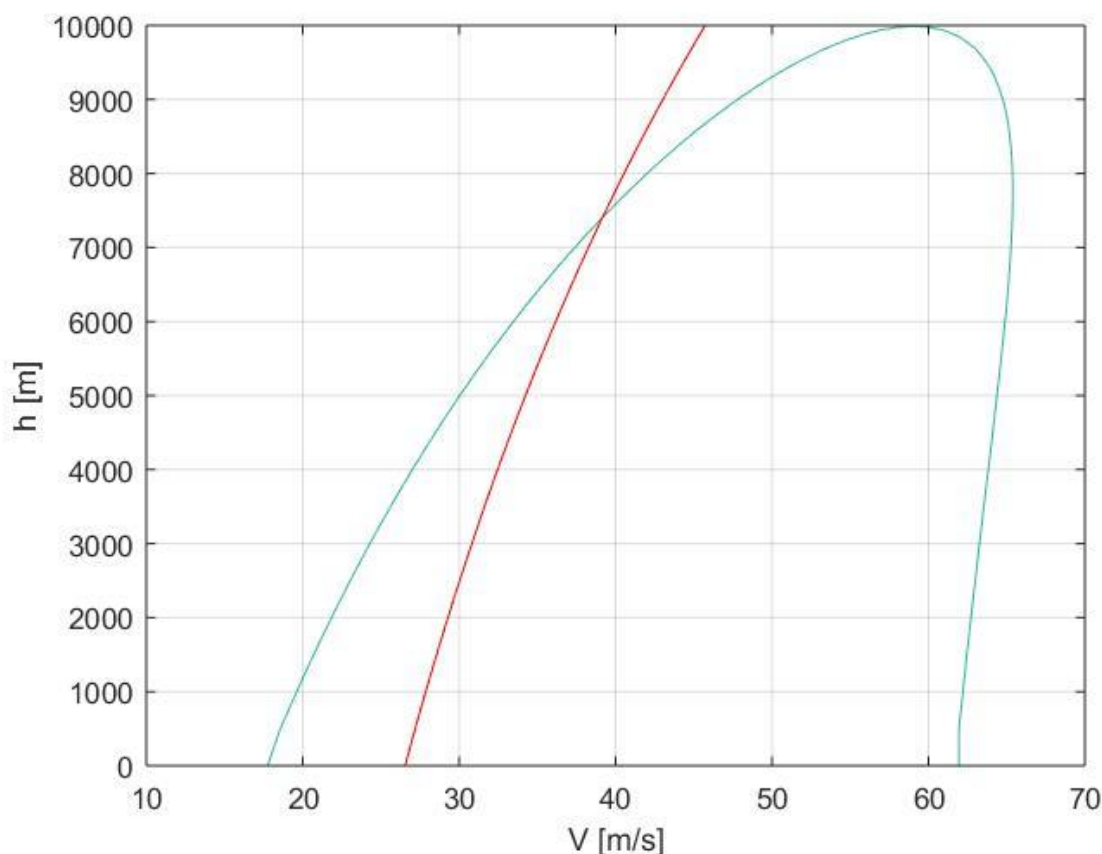
Prema ovojnici za Piper 1 možemo zaključiti da su i pogon i aerodinamika nepovoljni u odnosu na iste za Piper PA-28, što vidimo kako prema vrhuncu leta, tako i po raspoloživom rasponu brzina. Ipak, brzine sloma uzgona se u velikoj mjeri poklapaju za oba zrakoplova, što možemo reći prema sva tri prethodno prikazana grafa na visinama do 6000 m.

Nadalje, zanimljivo je još provjeriti kako će pojedini faktori utjecati na izgled ovojnice. Prvo ćemo prikazati rezultate ovojnice za Piper 1 koji ima različite aerodinamičke karakteristike u odnosu na Piper PA-28. Utjecaj aerodinamike se očituje upravo iz polare za navedeni zrakoplov prema jednadžbi (8). Osim aerodinamike, značajan utjecaj na konačni izgled ovojnice ima pogon, a tu smo informaciju uveli korištenjem funkcije *rasp_snaga1.m* kojoj je izlazni parametar raspoloživa snaga motora.

5.3. Usporedba ovojnice Piper PA-28 i Piper 1

5.3.1. Utjecaj aerodinamike

Utjecaj aerodinamike se očituje kroz odabranu polaru zrakoplova kako je ranije i pojašnjeno. Ovojnica za Piper PA-28 Slika 23 pokazuje dosta visoki vrhunac leta, a Slika 24 prikazuje ovojnicu koja je dobivena za jednostavniji oblik polare ovog zrakoplova iz čega vidimo da je vrhunac leta bitno umanjen, pa možemo reći da je na vrhunac leta imala značaj upravo aerodinamika. U interesu je pobliže istražiti kako se očituju zasebno aerodinamičke karakteristike na konačni izgled ovojnice, a isto tako kakav je utjecaj pogonske grupe. Uzmimo na primjer sve podatke za ovojnicu Piper-a PA-28, uz izmjenu raspoložive snage motora, a to ćemo izvesti tako da koristimo funkciju za određivanje snage za Piper 1. Na taj način, eliminirali smo utjecaj motora na izgled ovojnice ovog zrakoplova, pa možemo kometritati kako je to utjecalo na konačni ishod.



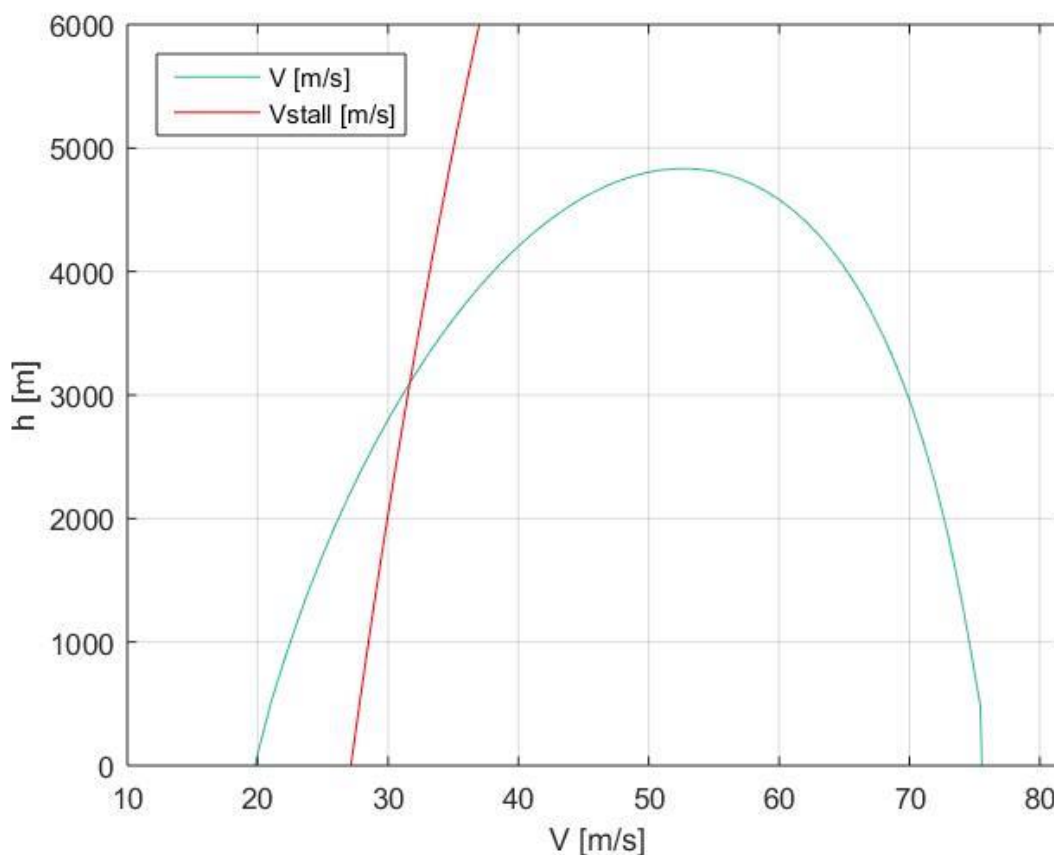
Slika 26. Ovojnica Piper PA 28 - pogon Piper 1

Vidimo iz ovojnice za Piper PA-28 za koju koristimo raspoloživu snagu motora funkcije Piper-a 1, maksimalni vrhunac leta se još dodatno povećava, dok raspon brzina ostaje podjednak kao

i uz simulink model motora za Piper PA-28. Dakle, kombinacija aerodinamike Piper-a PA 28 i snage motora za Piper 1 pokazuje se kao povoljna prema ovakim rezultatima.

5.3.2. Utjecaj pogona

Usporedba ovojnice za Piper PA-28 i Piper 1 može se izvesti i na način da eliminiramo utjecaj aerodinamike Piper-a PA-28 tako što ćemo koristiti procijenjenu polaru prema jednadžbi (8) (14). Na taj način se očituje isključivo utjecaj pogona na izgled ovojnice jer se za dobivanje iste koristi funkcija sa simulink modelom motora. U tom slučaju, ovojnica vrijedi za Piper PA-28 zajedno s pripadajućom pogonskom grupom korištenom za procjenu aerodinamičkih koeficijenata, a dok su uvedene aerodinamičke karakteristike za zrakoplov Piper 1.



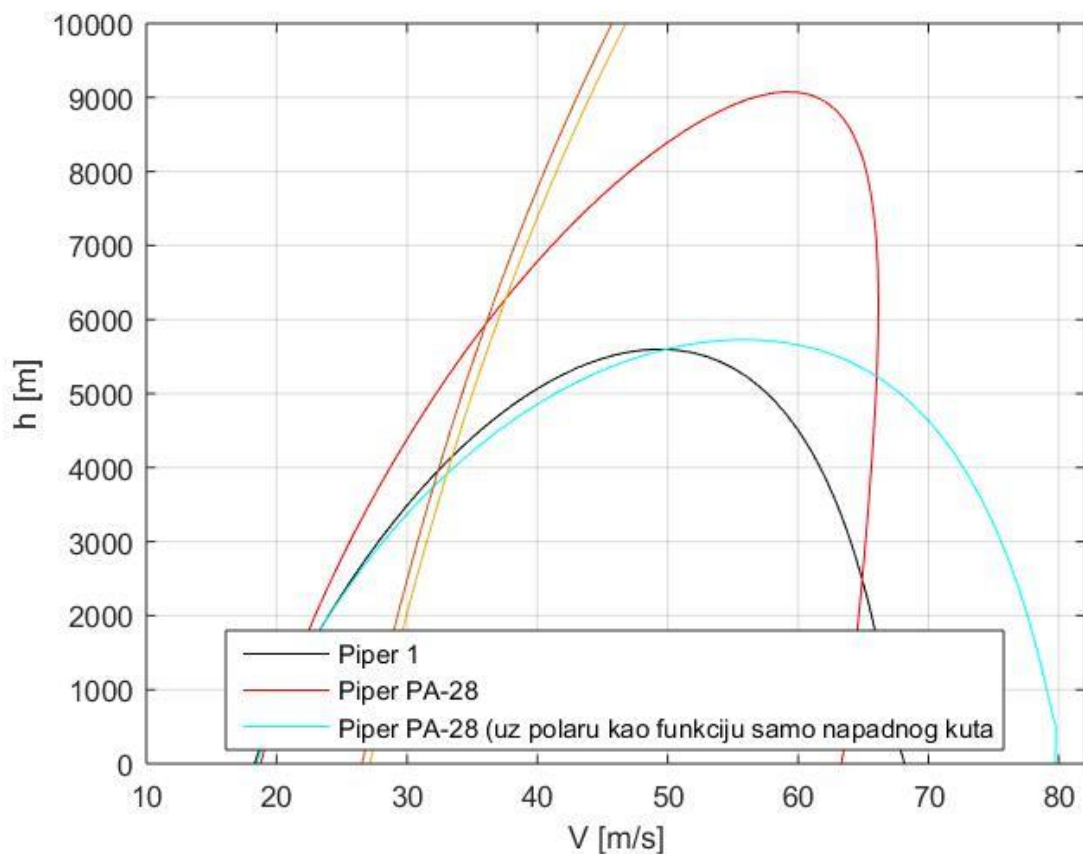
Slika 27. Ovojnica Piper PA-28 - aerodinamika Piper 1

Polara za Piper 1 ima nepovoljniji utjecaj na mogućnosti ostvarivanja pretpostavljenog režima leta iz razloga što pokazuje bitno smanjenje maksimalne visine leta. Iako su postignute visine smanjene, raspon brzina se povećao i prema ovakvim rezultatima, zrakoplov bi mogao

zadovoljavati uvjete odabranog režima i pri većim maksimalnim brzinama u odnosu na prethodne slučajeve.

5.3.3. Usporedba ovojnica s obzirom na polare zrakoplova

Prikazat ćemo u nastavku usporedbu ovojnica s obzirom na različite polare korištene u analizi. Ovojnica uz polaru prema jednadžbi (8) određena je s motorn Piper-a 1 i ona u cijelini vrijedi za taj avion. Tako imamo zoran prikaz utjecaja aerodinamike i pogona na konačne performanse zrakoplova.

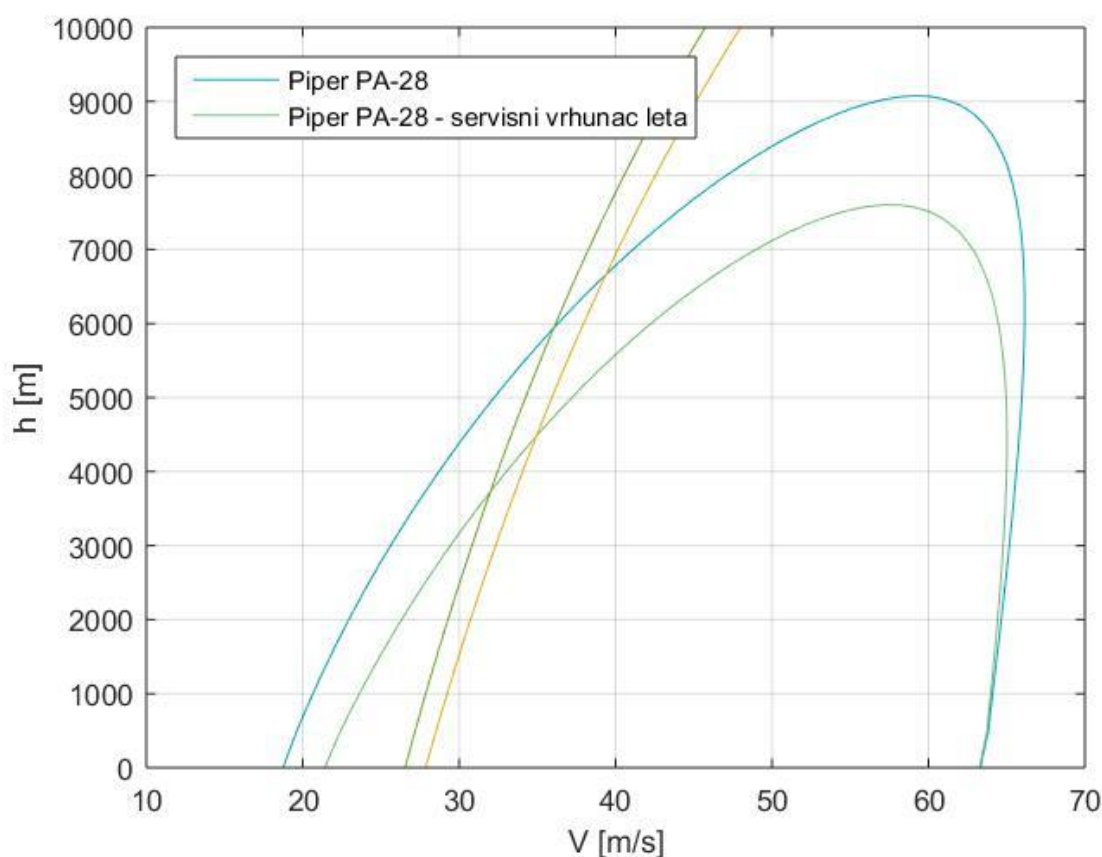


Slika 28. Usporedba ovojnice - Piper PA-28 za dva oblika polare i Piper 1

Iz Slika 28 vidimo da brzine sloma uzgona za oba slučaja za Piper PA-28 su jednake jer ne zavise od izgleda polare, a minimalno se razlikuju i za Piper 1 jer se to očituje samo u referentnoj površini koja je približna za oba zrakoplova (Tablica 1 i Tablica 6).

5.4. Servisne ovojnice

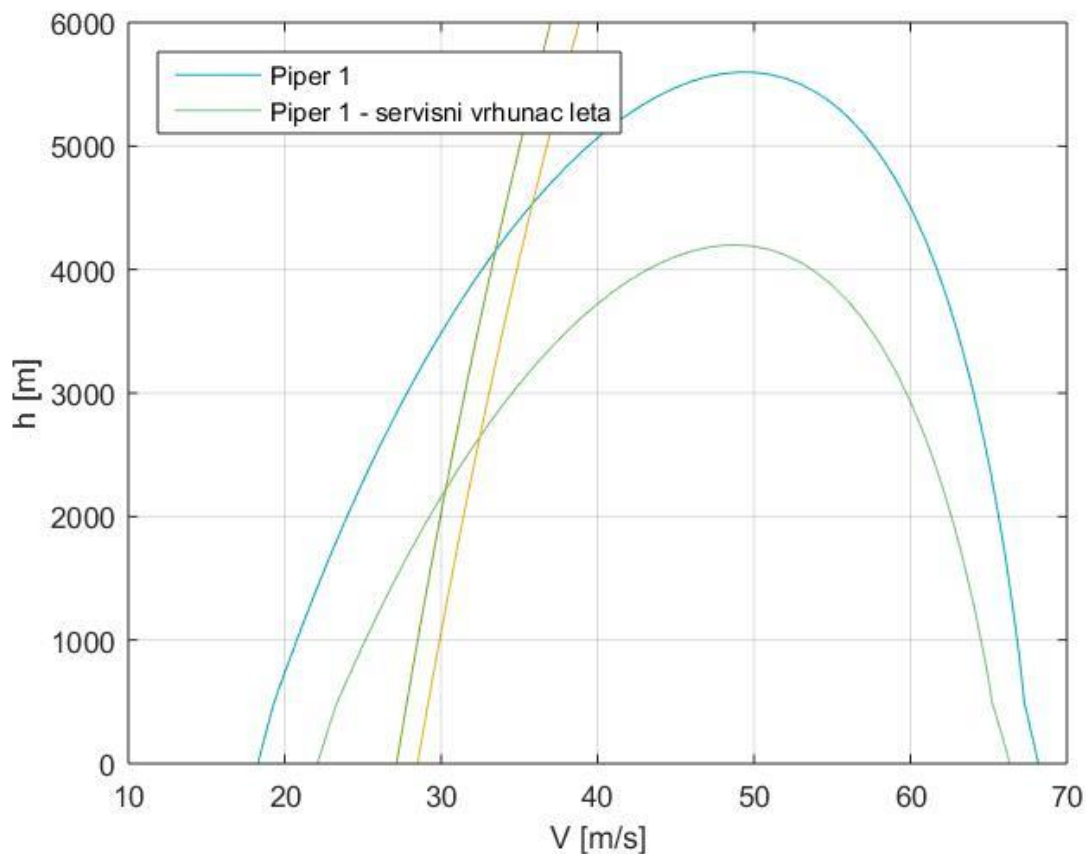
Maksimalne visine leta se značajno razlikuju za dva analizirana zrakoplova. Služeći se aerodinamičkim karakteristikama i snagom motora za Piper PA-28, dobili smo povoljnije rezultate za vrhunac leta i za maksimalne brzine leta u odnosu na postojeća rješenja za Piper 1. To se može lako objasniti ako promotrimo kakve su aerodinamičke karakteristike promatranih zrakoplova. Procijenjeni aerodinamički koeficijenti sigurno puno bliže opisuju aerodinamiku zrakoplova nego što to možemo reći za koeficijente iz (4) i (5) za Piper 1 koji je aproksimacija stvarnog Piper-a. Osim toga, iz Tablica 2, Tablica 3 i Tablica 4 možemo jednostavno zaključiti da značajan utjecaj na aerodinamičke karakteristike, tj. na konačne aerodinamičke koeficijente ima vjetar i kutna brzina rotacije, a mi smo u provedenoj analizi zanemarili oboje s ciljem opisivanja stacionarnog, horizontalnog i ravnotežnog leta. Svakako prilikom komentiranja i proučavanja dobivenih rezultata treba imati na umu netom rečeno. Ipak, u nastavku je usporedba ovojnice sa Slika 23 i servisne ovojnice na kojoj vidimo servisni vrhunac leta ovog zrakoplova koji se može ostvariti u uvjetima kad je višak specifične snage jednak 0.51 m/s , te pri maksimalnoj vrijednosti mase koja iznosi 1110 kg .



Slika 29. Usporedba ovojnica Piper PA-28 i servisna ovojnica Piper PA-28

Na dijagramu (Slika 29) su crtani rezultati zajedno s pripadajućim brzinama sloma uzgona u oba slučaja. Servisni vrhunac leta primjetno se razlikuje, dok je raspon brzina u skladu s prijašnjim rezultatima za Piper 1 i u skladu s rezultatima za ovojnica Piper-a PA-28.

U nastavku je usporedba ovojnica za servisni vrhunac leta za zrakoplov Piper 1 s ovojnicom sa Slika 25. Pri određivanju ovojnice servisnog vrhunca leta za Piper 1 maksimalna masa se odabire jednaka kao u slučaju za Piper PA-28 iz Tablica 5.

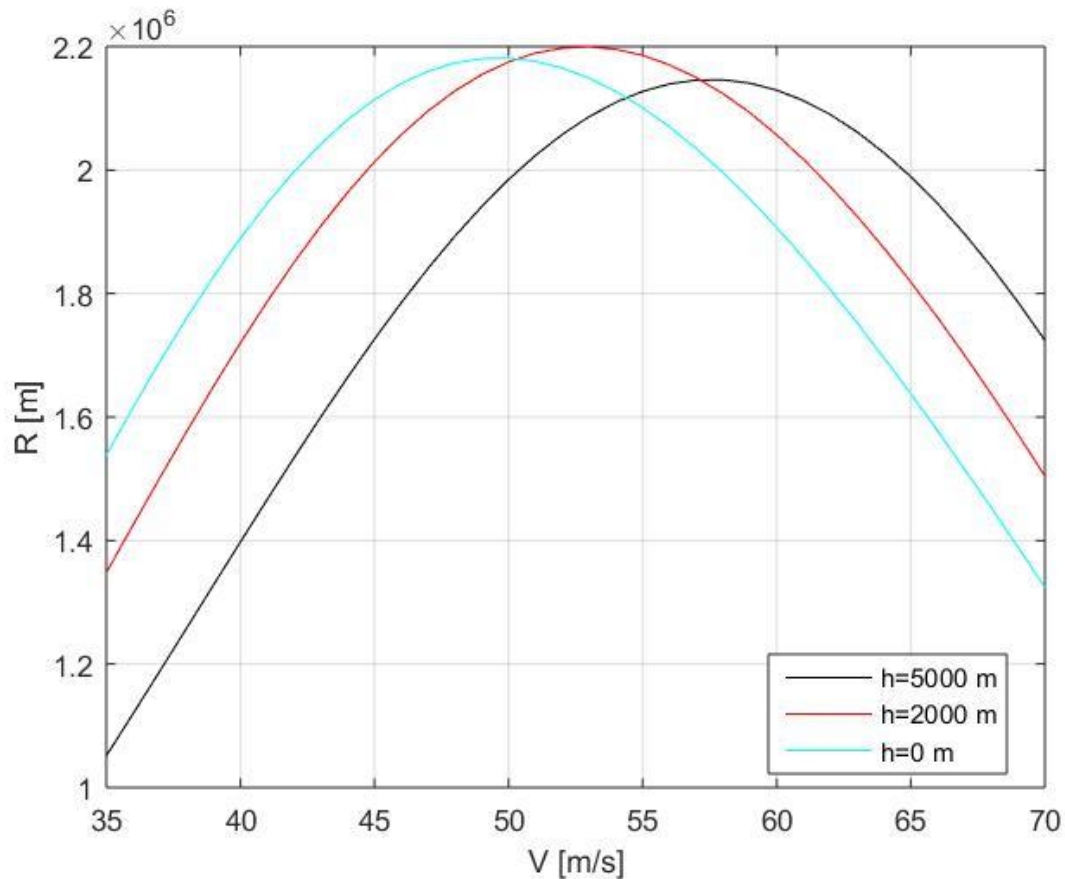


Slika 30. Usporedba ovojnica Piper 1 i servisna ovojnica Piper 1

5.5. Dolet

Odredit ćemo koliki najdalji put zrakoplov može prijeći u horizontalnom letu na odabranoj visini za raspon brzina leta. Masa s kojom zrakoplov započinje let je maksimalna masa zrakoplova pri polijetanju (vrijednost iz Tablica 5, ATOM), a kao konačna masa se uzima iz iste tablice vrijednost za masu zrakoplova bez goriva (OEM). Dakle, odredit ćemo koliko daleko letjelica može stići dok potroši svu količinu goriva. Važno je prilikom promatranja ovih rezultata imati na umu da je potrebna određena količina goriva za penjanje do odabrane visine, a onda na kraju i gorivo potrebno za spuštanje te naravno konačno mora ostati rezerva goriva. Analiza je provedena zanemarujući netom rečeno. U proračunu koristimo Berguetovu jednadžbu doleta koja vrijedi u uvjetima kada su C_P , η_P i odnos uzgona i otpora konstantni. C_P nazivamo specifična masena potrošnja goriva i u daljnjem proračunu uzimamo konstantnu vrijednost iz [3]. Koeficijent učinkovitosti propelera η_P također uzimamo iz [3].

$$R = \frac{\eta_P C_L}{g C_P C_D} \ln \left(\frac{m_i}{m_k} \right) \quad (17)$$

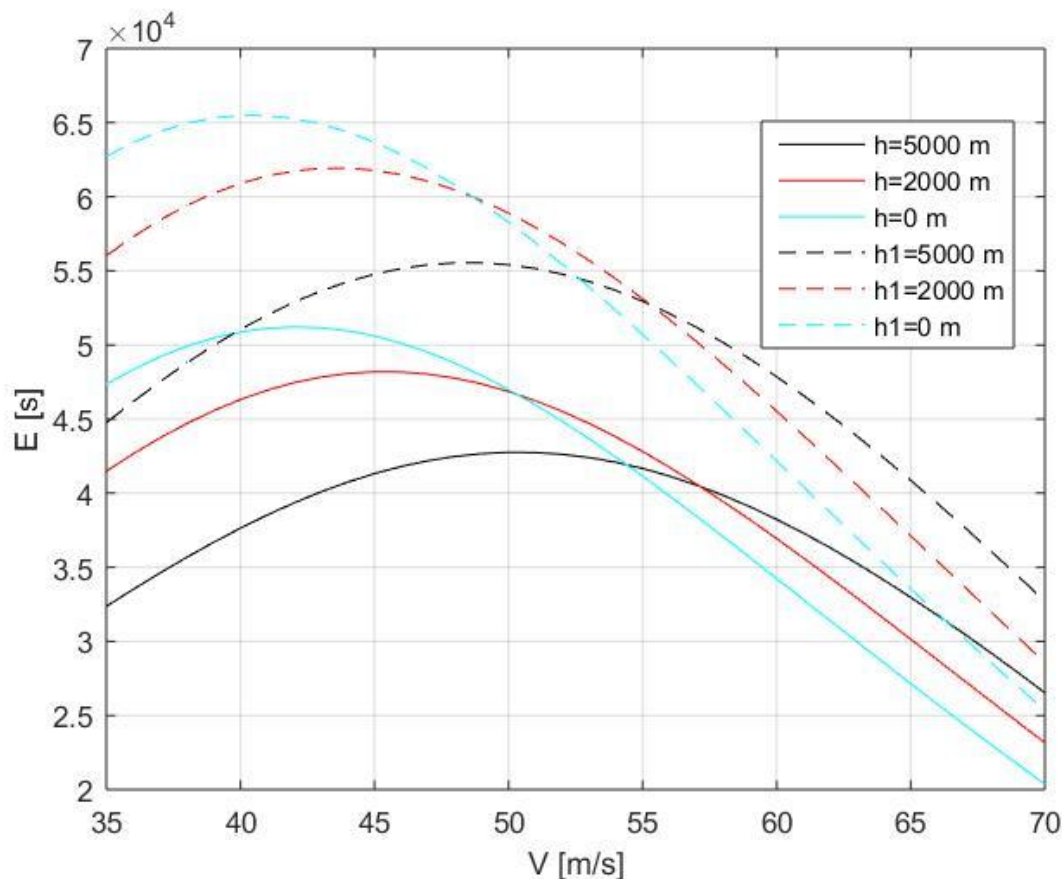


Slika 31. Dolet - Piper PA-28

Maksimalni dolet je naravno za maksimalni odnos koeficijenta uzgona i otpora što je jasno prema jednadžbi doleta (17) za elisni zrakoplov. Najveći dolet Piper-a PA-28 odredili smo za tri referentne visine, a najveći je pri $h = 2000$ m i on iznosi 2199400 m (2199.4 km).

5.5.1. Usporedba doleta

Jednadžba doleta koristi se jednaka za Piper 1, sa svim istim veličinama izuzev uzgona i otpora koji se za ovaj zrakoplov uzimaju iz [3]. U nastavku je prikaz usporedno doleta za obje analizirane letjelice uz napomenu da crtkane linije prikazuju veličine za Piper 1.



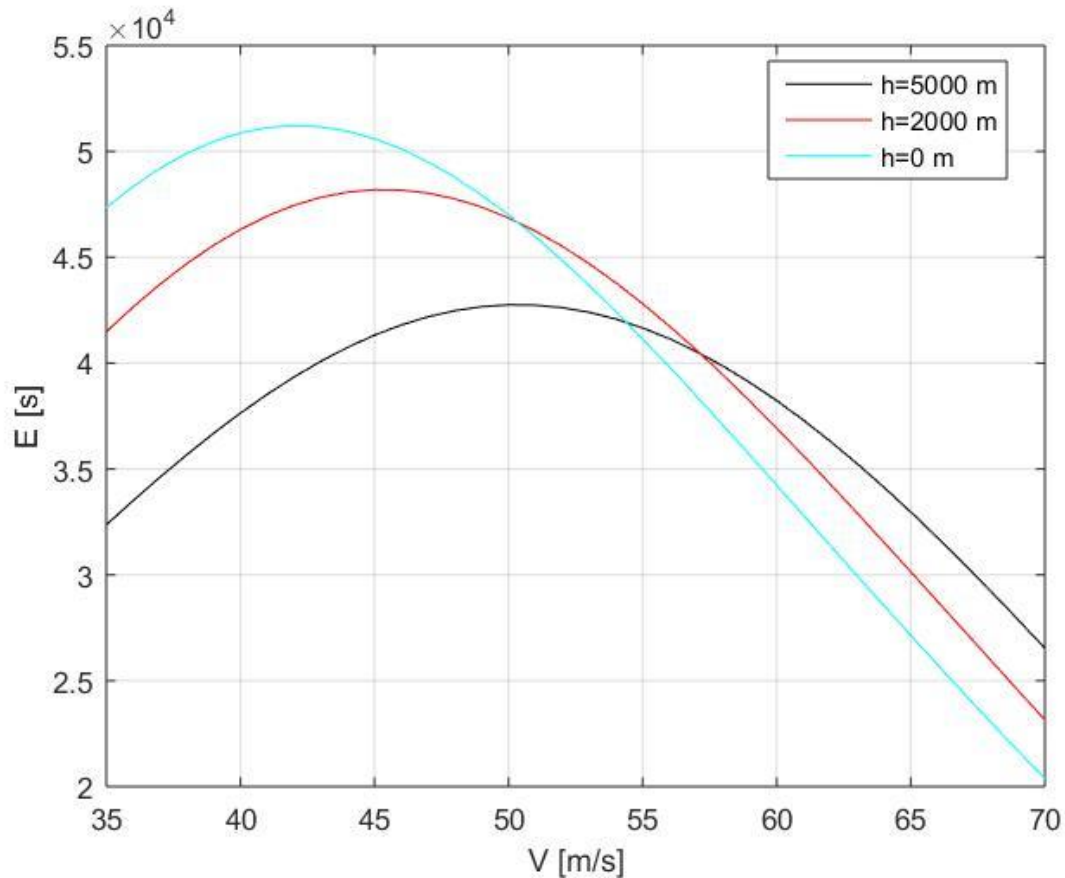
Slika 32. Dolet - usporedba Piper PA-28 (pune linije) i Piper 1 (crtkane linije)

Maksimalni iznos doleta veći je za Piper 1 nego za Piper-a PA-28 i on iznosi 2744500 m (2744.5 km).

5.6. Najdulje trajanje leta

Kada ne možemo sletjeti iz bilo kojeg razloga i želimo što je dulje moguće boraviti u zraku, važno je da znamo koji nam to uvjeti omogućuju. Trajanje leta se određuje prema jednadžbi (18) iz koje vidimo da je najdulje trajanje leta ostvarivo za najveći iznos omjera koeficijenta uzgona i otpora. Ista jednadžba vrijedi u uvjetima kada su koeficijent učinkovitosti propelera, specifična masena potrošnja goriva i omjer uzgona i otpora konstantne vrijednosti. Najdulje trajanje leta nadovezuje se na raspoloživu količinu goriva kao i dolet zrakoplova. Dakle, odredit ćemo koliko dugo avion može letjeti dok potroši svu količinu goriva. Prilikom analize ne uzimamo u obzir potrebnu količinu goriva za slijetanje i polijetanje, već samo računamo koliko je vrijeme trajanja leta od jedne točke do druge.

$$E = \frac{2 \eta_P}{g C_P} \sqrt{\frac{\rho S_{ref}}{2 g} \frac{C_L^3}{C_D}} \left(\frac{1}{\sqrt{m_k}} - \frac{1}{\sqrt{m_i}} \right) \quad (18)$$

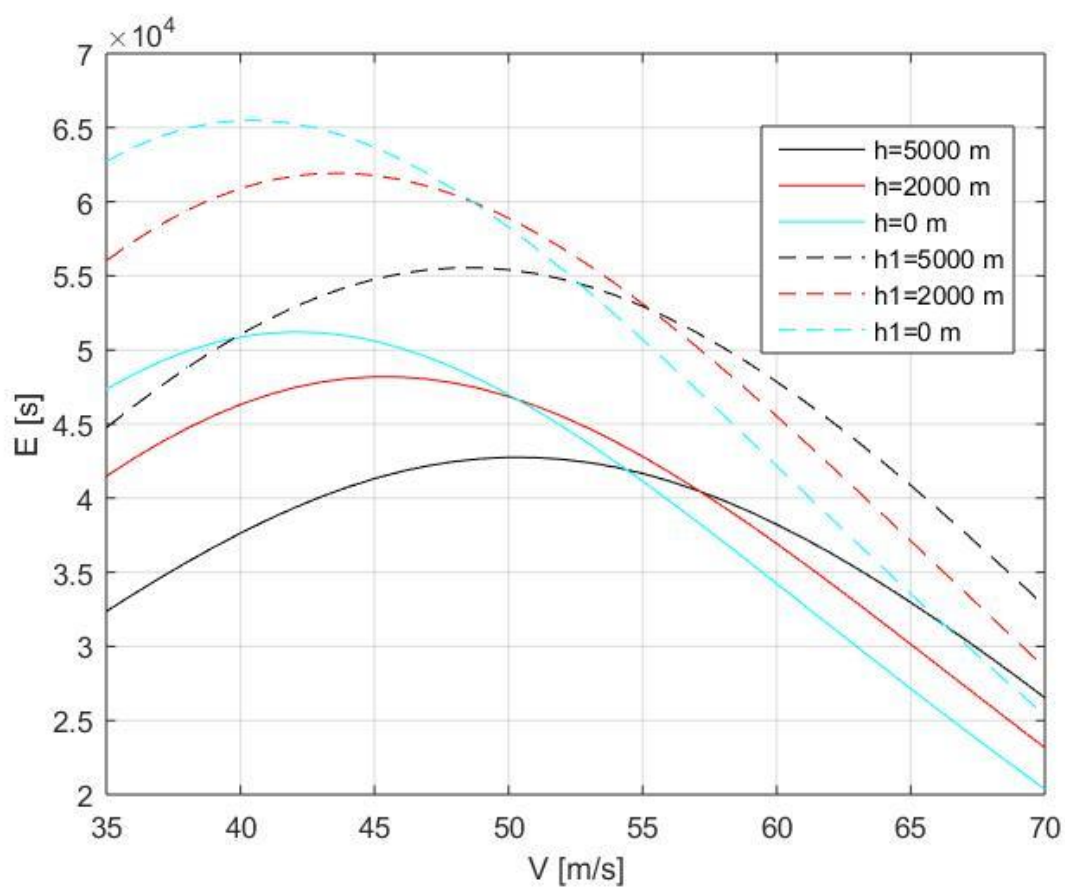


Slika 33. Trajanje leta - Piper PA-28

Uspoređujemo maksimalno trajanje leta za tri odabrane visine. Najdulje trajanje leta je pri najmanjoj visini i ono iznosi 51217 s (14.23 h).

5.6.1. Usporedba trajanja leta

Ako promotrimo Slika 34 vidimo da je maksimalno trajanje leta za Piper 1 također veće od maksimalnog za Piper PA-28. Najdulje vrijeme leta za Piper 1 iznosi 65490 s (18.19 h).



Slika 34. Trajanje leta - usporedba Piper PA-28 (pune linije) i Piper 1 (crtkane linije)

6. ZAKLJUČAK

Temeljem rezultata provedene analize mogu se donositi zaključci o različitim utjecajima na performanse zrakoplova. Kvalitetno opisivanje stvarnog ponašanja letjelice je od izuzetne važnosti za dobivanje informacije o istome jednostavnijim načinom koji ne uključuje mjerenja. Konačan rezultat ovog završnog rada treba biti upravo prikaz utjecaja različitih modela aerodinamike i pogona zrakoplova. Analiza ravnotežnog leta ukazuje na primjetne razlike dvaju korištenih modela i time se pružaju dvije mogućnosti određivanja traženih veličina. Pritom možemo reći da korištenjem modela iz [1] očekujemo točnije rezultate.

U završnom radu napravljeno je sljedeće:

- Analiza ravnotežnog leta, a kao predmet iste prije svega je upravo napadni kut zrakoplova te uz dobivene rezultate napadnih kuteva znamo za koje je odabrani režim leta izvediv.
- Rezultati analize ravnotežnog leta daju i otklone kormila visine uz koje je moguće ostvariti odabrani režim. Vrijednosti otklona za Piper 1 odstupaju od istih za Piper PA-28 zbog različitosti korištenih modela u analizi.
- Uz analizu ravnotežnog leta prikazani su omjeri uzgona i otpora za najveći dolet i za najdulje trajanje leta za oba zrakoplova.
- Određene su polare zrakoplova koje bitno utječu na daljnji proračun performansi kao direktan pokazatelj odnosa uzgona i otpora. Prema dobivenim rezultatima, polara za Piper PA-28 u funkciji samo napadnog kuta puno je slična onoj za Piper 1. Takva su očekivanja jer su spomenute polare određene s istim pretpostavkama.
- U poglavlju 4 analiziran je utjecaj pogona i to uključuje podatke o raspoloživoj snazi i sili, te o potrebnoj snazi i potisnoj sili za ostvarivanje pretpostavljenog režima leta. Također su provedene usporedbe motora za dva zrakoplova. Modeli motora za dva zrakoplova se značajno razlikuju i zato pokazuju odstupanja.
- U analizi performansi, određene su ovojnice ravnotežnog, horizontalnog leta i svi rezultati se uspoređuju za Piper PA-28 i Piper 1. Značajnija razlika ovojnica je prema vrhuncu leta za dva zrakoplova koji je puno veći za Piper PA-28 prema dobivenim rješenjima.
- Radi što jasnijeg uvida u pojedine utjecaje korištenih modela na izgled ovojnica, prikazani su rezultati za različite kombinacije pogona i aerodinamičkih karakteristika.

- Također su kao zanimljive performanse analizirani i režimi maksimalnog doleta i maksimalnog trajanja leta gdje su optimističniji rezultati za Piper 1 nego za Piper PA-28.

Rezultati ravnotežnog leta pokazuju odstupanja za dva modela aerodinamičkih koeficijenata što je za očekivati. Dok su rješenja dosljedna i mogu se objasniti uvidom u korišteni model u analizi, takva se mogu prihvatiti uz odgovarajuće komentare i objašnjenja. Rezultati analize performansi pokazuju povoljan utjecaj modela aerodinamičkih karakteristika stvarnog zrakoplova. Osim aerodinamike, drugi važan faktor utjecaja na performanse je pogonska grupa. Pogonska grupa za Piper PA-28 koja je opisana Simulink modelom iz [7] razlikuje se od funkcije kojom određujemo performanse motora za Piper 1, tako da se očekuju odstupanja u analizi performansi koje su vezane na pogon. Točnost i kvaliteta rezultata, a time i razumijevanje ponašanja letjelica u raznim režimima leta značajno ovise o ulaznim podacima analize. Svrha provedene analize je pružiti jasniji uvid u ponašanje promatranog zrakoplova s obzirom na podatke koji se koriste za proračun.

Bilo bi zanimljivo analizirati ravnotežni let uzevši u obzir utjecaj nelinearnosti za Piper 1 i takve dobivene rezultate usporediti s rezultatima ravnotežnog leta za Piper 1. Takvi podaci bi točnije opisivali ponašanje letjelice u promatranim uvjetima odnosno pokazali bi detaljniju usporedbu. Također je moguće odrediti najdulje trajanje leta i najveći dolet za promatrane zrakoplove tako da se u obzir kod analize Piper-a PA-28 odaberu koeficijent učinkovitosti propelera i specifična masena potrošnja goriva iz ZHAW Simulink modela motora.

Naravno, kao daljnji rad mogu se proučavati performanse koje nisu opisane u ovom završnom radu, a to su recimo analiza penjanja ili spuštanja, npr. penjanje u režimu BRC (najveća brzina penjanja, eng. best rate of climb) ili penjanje u režimu BAC (najveći kut penjanja, eng. best angle of climb). Također mogu se analizirati slijetanje i polijetanje za odabrani zrakoplov Piper PA-28 i usporedba s rezultatima za Piper 1, itd.

LITERATURA

- [1] Deverlija, J. J., Aerodynamic model development for general aviation aircraft based on flight test data, Master's thesis, Zurich University of Applied Sciences, 2021.
- [2] Haber – Zelanto, D., Aerodynamic coefficients estimation of a general aviation airplane from flight test data. Master's thesis, Zurich University of Applied Sciences, 2021.
- [3] Janković S., Vrdoljak, M., Performanse zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, 2016.
- [4] Airplane Maintenance Manual, Card 1 of 3, PA-28-151 CHEROKEE WARRIOR, PA-28-161 WARRIOR II, PA-28-161 WARRIOR III.
- [5] Janković, S., Mehanika leta zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, 2002.
- [6] The MathWorks Inc., <https://www.mathworks.com/>, [cited February 2022]
- [7] Spillman, K., Flight Testing of a General Aviation Aircraft and Simulation Model Development. Master's thesis, Zurich University of Applied Sciences, 2019.

POPIS DATOTEKA

Datoteke za analizu ravnotežnog leta:

- *trim.m*
- *trim_ustoredba_visine.m*
- *trim_ustoredba_visine_piper1.m*
- *ustoredba_trim_visine_avioni.m*
- *polara_alpha.m*
- *trim_polara.m*
- *ustoredba_tri_polare.m*

Datoteke za određivanje veličina utjecaja pogona:

- *Engine.mdl*
- *simple_getengdata_forpetlja.m*
- *raspsnaga.m*
- *rasp_snaga1.m*
- *ta_vs_tr.m*
- *ta_vs_tr_piper1.m*
- *tavstr_ustoredba.m*

Datoteke korištene za analizu performansi:

- *ovojnica.m*
- *ovojnica_jednostavna_polara.m*
- *ovojnica_piper1.m*
- *ovojnica_ustoredba_aerodinamika.m*
- *ovojnica_ustoredba_motor.m*
- *ustoredba_ovojnice_tri_polare.m*
- *ustoredba_ovojnica_servisni_i_glavna.m*
- *ovojnica_piper1_servisni_ustoredba_sobicnom.m*
- *ustoredba_visine_dolet_piperpa28.m*
- *ustoredba_dolet_avioni_visine.m*
- *ustoredba_trajanje_visine_piperpa28.m*
- *ustoredba_trajanje_avioni_visine.m*