

# Performanse borbene bespilotne letjelice

---

**Samardžić, Tin**

**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:235:761479>

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

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

*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# ZAVRŠNI RAD

**Tin Samardžić**

Zagreb, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# **PERFORMANSE BORBENE BESPILOTNE LETJELICE**

Mentor:

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

Student:

Tin Samardžić

Zagreb, 2022.

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

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku na pomoći, savjetima i prenesenom znanju.

Tin Samardžić



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

## ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Tin Samardžić** JMBAG: **0035208734**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Performanse borbene bespilotne letjelice**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Performance of unmanned combat aerial vehicle**

Opis zadatka:

Bespilotne letjelice danas imaju različite namjene, a dio njih vezan je za vojne aktivnosti. Bobene bespilotne letjelice (engl. unmanned combat aerial vehicle, UCAV) imaju mogućnost automnog leta ili daljinskog upravljanja pilotom sa zemaljske postaje. Primjena takvih letjelica je u zadaćama obavještavanja, nadzora, izviđanja, obilježavanja ciljeva i sl. Bobene bespilotne letjelice uobičajeno imaju veću maksimalnu poletnu masu tako da mogu nositi ubojita sredstva, npr. vodene rakete i bombe. Primjer takve UCAV letjelice je MQ-9 Reaper, koja je opremljena turbo-propelerskim motorom s potisnim propelerom. Kod navedenih zadaća od posebnog su interesa performanse letjelice u režimu horizontalnog leta (poput dometa i trajanja leta) te performanse u režimu penjanja (poput vremena potrebnog za penjanje do određene visine). Navedene režime, kao i režime zaokreta moguće je sveobuhvatno razmatrati primjenom metode ukupne energije.

Za odabranu borbenu bespilotnu letjelicu potrebno je:

- prikazati geometriju i sve potrebne podatke;
- prikazati značajke pogonske grupe;
- odrediti ovojnici leta;
- odrediti performanse u penjanju i horizontalnom letu;
- primjeniti metodu ukupne energije.

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

SADRŽAJ .....	I
POPIS SLIKA .....	II
POPIS TABLICA.....	III
POPIS OZNAKA .....	IV
SAŽETAK.....	V
SUMMARY .....	VI
1. UVOD.....	1
2. PODACI O ZRAKOPLOVU I GEOMETRIJA .....	3
3. ZNAČAJKE POGONSKE GRUPE .....	5
3.1. Propeler .....	5
3.2. Karakteristika motora.....	6
3.2.1. Određivanje raspoložive snage motora .....	9
4. ANALIZA PERFORMANSI.....	11
4.1. Analiza ovojnice .....	11
4.1.1. Metoda ukupne energije.....	11
4.1.2. Raspoloživa i potrebna sila .....	13
4.1.3. Određivanje ovojnice .....	14
4.2. Analiza performansi u penjanju .....	16
4.2.1. Brzina penjanja u režimu BRC .....	16
4.2.2. Vrijeme penjanja u režimu BRC.....	20
4.3. Analiza performansi u horizontalnom letu.....	21
4.3.1. Dolet zrakoplova .....	21
4.3.2. Maksimalno trajanje leta.....	22
5. ZAKLJUČAK.....	24
LITERATURA.....	25

**POPIS SLIKA**

Slika 1.	MQ-9 Reaper [1] .....	1
Slika 2.	Zemaljska postaja za <i>MQ-9 Reaper</i> [2].....	2
Slika 3.	Geometrija letjelice <i>MQ-9 Reaper</i> sa veličinama izraženim u inčima [3] .....	3
Slika 4.	Propeler <i>MQ-9 Reapera</i> [5].....	5
Slika 5.	Odnos snage na vratilu i brzine leta .....	6
Slika 6.	Odnos protoka goriva i brzine leta .....	7
Slika 7.	Odnos snage na vratilu i visine leta.....	8
Slika 8.	Odnos protoka goriva i visine leta.....	9
Slika 9.	Raspoloživa snaga <i>MQ-9 Reapera</i> .....	10
Slika 10.	Odnos raspoložive i potrebne sile za $h=5000m$ .....	13
Slika 11.	Specifični višak snage .....	14
Slika 12.	Ovojnica horizontalnog leta letjelice nalik na <i>MQ-9 Reaper</i> pri standardnoj atmosferi .....	15
Slika 13.	Usporedba ovojnice za maksimalnu masu (ljubičasta linija) i servisne ovojnice unutar nje (žuta linija) .....	16
Slika 14.	Ovisnost potrebne sile o kutu penjanja i brzini na 5000m .....	17
Slika 15.	Ovisnost vertikalne komponente brzine o maksimalnoj brzini za neki kut leta....	18
Slika 16.	Ovisnost brzine leta u režimu BRC o visini leta .....	19
Slika 17.	Ovisnost brzine penjanja u režimu BRC o visini leta .....	20
Slika 18.	Minimalno vrijeme penjanja letjelice nalik na <i>MQ-9 Reaper</i> sa i bez naoružanja u ovisnosti o visini.....	21
Slika 19.	Dolet u ovisnosti o brzini leta za visine 0, 5000 i 10000 metara pri masi letjelice bez naoružanja (3992 kg) .....	22
Slika 20.	<i>Endurance</i> u ovisnosti o brzini leta za visine 0, 5000 i 10000 metara pri masi letjelice bez naoružanja (3992 kg).....	23

## **POPIS TABLICA**

Tablica 1. Aerodinamički parametri [1] ..... 4



## POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
$S_{Ref}$	$m^2$	referentna površina
$\alpha$	rad	napadni kut
$C_{L_0}$	-	koeficijent uzgona za $\alpha = 0$
$C_{L\alpha}$	$rad^{-1}$	koeficijent uzgona po napadnom kutu
$C_{D_0}$	-	koeficijent nultog otpora
$K$	-	koeficijent inducirano g otpora
$m$	kg	masa
$V$	m/s	brzina
$T$	N	pogonska sila
$W$	N	težina
$\gamma$	rad	kut penjanja
$D$	N	otpor
$\chi$	rad	kut skretanja
$\phi$	rad	kut valjanja
$L$	N	uzgon
$h$	m	visina
$h_e$	m	specifična energija
$P_s$	m/s	višak specifične snage
$\rho$	$kg/m^3$	gustoća
$C_D$	-	koeficijent otpora
$C_L$	-	koeficijent uzgona
$P_a$	W	raspoloživa snaga
$C_{Lmax}$	-	maksimalni koeficijent ugona
$V_{stall}$	m/s	brzina sloma uzgona
$V_V$	m/s	brzina penjanja
$t$	s	vrijeme
$V_{BRC}$	m/s	brzina penjanja u režimu BRC
$J$	-	bezdimenzijski parametar rada elise
$\eta_p$	-	koeficijent efikasnosti propelera
$R$	km	dolet
$E$	h	maksimalno trajanje leta

## SAŽETAK

Tema ovog završnog zadatka je analiza performansi borbene bespilotne letjelice nalik na *MQ-9 Reaper*. U svrhu te analize promatraju se dostupni podaci za samu aerodinamiku letjelice kao i karakteristike motora *Honeywell TPE331-10*. U početnom dijelu zadatka prikazane su karakteristike spomenutog motora i pretpostavljene karakteristike propelera. Primjenom metode ukupne energije analizirana je ovojnica leta. U nastavku ovog završnog zadatka analizirane su performanse u penjanju i horizontalnom letu pri čemu su izračunate brzina leta u režimu BRC, dolet i maksimalna duljina trajanja leta.

Ključne riječi: bespilotna letjelica, *MQ-9 Reaper*, analiza performansi, *Honeywell TPE331-10*, ukupna energija

## **SUMMARY**

The topic of this bachelor thesis is the performance analysis of a combat unmanned aerial vehicle resembling *MQ-9 Reaper*. For this analysis available data for aircraft aerodynamics as well as *Honeywell TPE331-10* characteristics is used. In the starting section of this thesis motor characteristics are shown and propeller characteristics are assumed. The flight envelope was analysed by applying the total energy method. In the latter part of this thesis the climbing and horizontal flight performance analysis was conducted during which the climbing speed, range and endurance have been calculated.

Key words: unamned aerial vehicle, *MQ-9 Reaper*, performance analysis, *Honeywell TPE331-10*, total energy method

## 1. UVOD

Tehnološkim napredkom sve više raste potreba za zamjenom ljudskog faktora u izvršavanju različitih zadaća. U zrakoplovstvu, uz već postojeća rješenja koja pomažu pilotu pri upravljanju zrakoplova, rastući je trend upotrebe potpuno autonomnih letjelica ili letjelica upravljanih pilotom sa zemaljske postaje(Slika 2). Razlozi za takav trend su financijske, praktične, pa čak i sigurnosne prirode.

Primjer jedne takve bespilotne letjelice je *MQ-9 Reaper*(poznate i pod nazivom *Predator B*), prikazan na slici 1, koji će biti središnja točka ovog završnog zadatka.



Slika 1. MQ-9 Reaper [1]

*MQ-9 Reaper* bespilotna je letjelica razvijena od strane američke tvrtke *General Atomics* prvenstveno za potrebe američkog ratnog zrakoplovstva(*USAF*). Osim autonomnog načina leta može se upravljati i daljinski, a pogoni ga jedan *Honeywell TPE331-10* turbo-propelerski motor snage 712 kW s potisnim propelerom. *MQ-9 Reaper*, za razliku od svojih prethodnica, prva je prava takozvana *hunter-killer* bespilotna letjelica, odnosno letjelica koja nije prvenstveno namjenjena zadaćama obavještanja, nadzora i izviđanja pa kasnije opremljena i ubojitim sredstvima, već bespilotna letjelica koja je od početka konstruirana za pogađanje

neprijateljskih ciljeva. Njezina masa sa praznim spremnikom goriva i bez streljiva iznosi 2223 kg, a s punim spremnikom goriva i potpuno naoružana njezina masa penje se na 4760 kg (bez dodatnih vanjskih spremnika goriva). *MQ-9 Reaper* opremljen je raznim sensorima koji uključuju i termovizijsku kameru. Korišten je u misijama u Afganistanu, Iraku, Jemenu, Libiji i ostalim područjima na kojima su uključene američke snage u proteklih 15 godina.

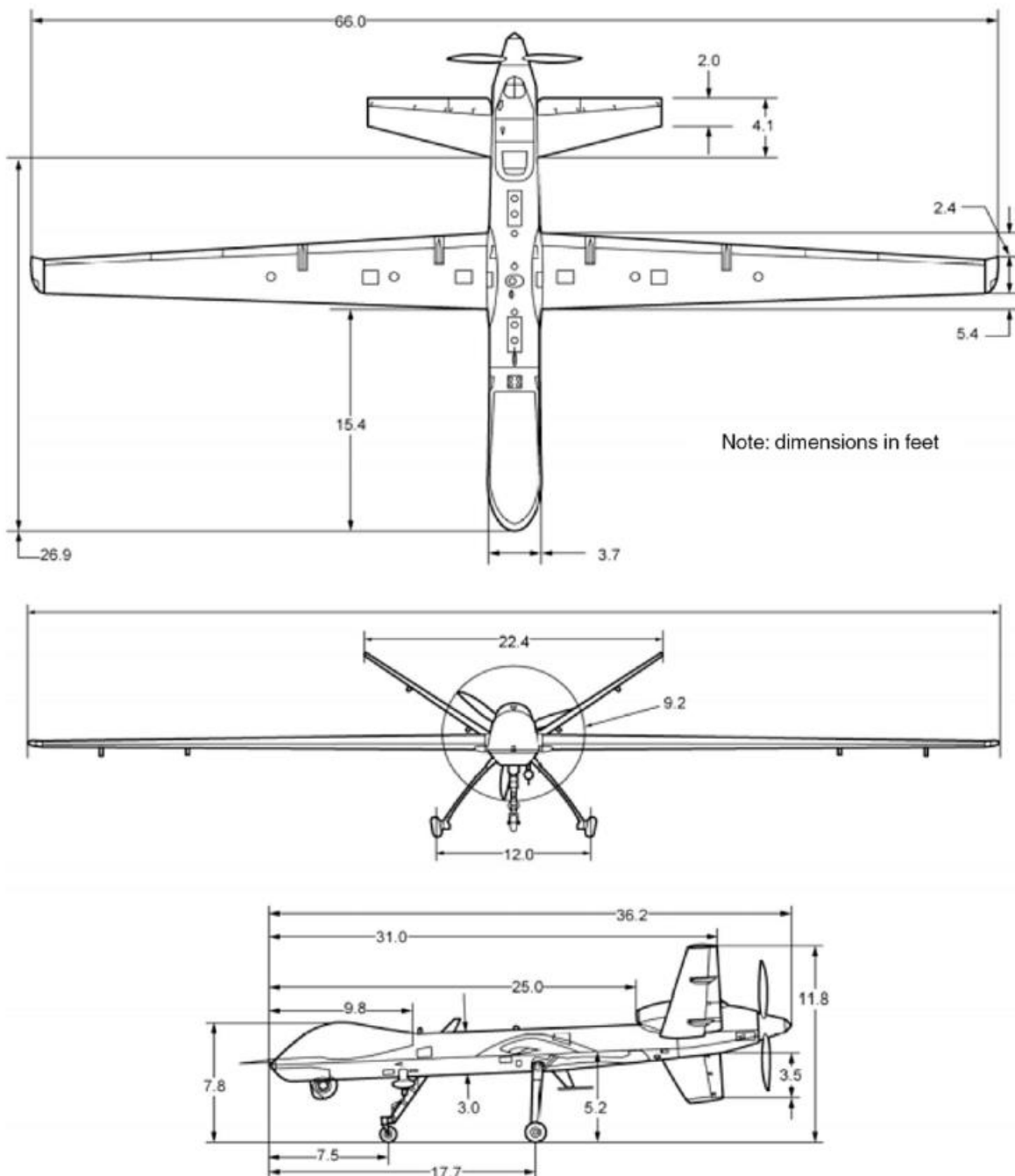


Slika 2. Zemaljska postaja za *MQ-9 Reaper* [2]

Cilj ovog završnog zadatka određivanje je ovojnice leta i performansi bespilotne letjelice *MQ-9 Reaper* kako u penjanju, tako i u horizontalnom letu služeći se pritom metodom ukupne energije. Svi rezultati dobiveni su korištenjem programskog paketa *Matlab*, i pomoću parametara dobivenih iz izvora [3].

## 2. PODACI O ZRAKOPLOVU I GEOMETRIJA

Svi podaci o geometriji zrakoplova preuzeti su iz [3], a prikazani su na slici 3:



Slika 3. Geometrija letjelice *MQ-9 Reaper* sa veličinama izraženim u inčima [3]

Osim geometrije ostali podaci o zrakoplovu su također preuzeti iz [3] i uključuju ključne aerodinamičke parametre stoga u ovom završnom zadatku neće biti potrebe za procjenom koeficijenata otpora. Podaci su prikazani u tablici 1.

**Tablica 1. Podaci o letjelici**

Parametri	Vrijednost	Mjerna jedinica
Maksimalna masa poljetanja	4760	kg
Masa prazne letjelice	2223	kg
Maksimalna masa goriva [7]	1769	kg
Površina krila ( $S_{Ref}$ )	23.90	m <sup>2</sup>
Koeficijent uzgona za $\alpha = 0$ ( $C_{L_0}$ )	0.41	--
Promjena uzgona sa napadnim kutem ( $C_{L_\alpha}$ )	0.10	deg <sup>-1</sup>
Koeficijent otpora za $L = 0$ ( $C_{D_0}$ )	0.02	--
Koeficijent induciranog otpora (K)	0.04	--

Koristeći poznate aerodinamičke parametre u nastavku ovog zadatka izračunate su aerodinamičke sile otpora i uzgona te pripadajući koeficijenti koji su definirani pomoću sljedećih formula, za različite režime leta:

$$L = \frac{1}{2} \rho S_{Ref} v^2 C_L \quad (2.1)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\delta} \delta_m \quad (2.2)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho S_{Ref} v^2 C_D \quad (2.3)$$

$$C_D = C_{D_0} + K C_L^2 \quad (2.4)$$

### 3. ZNAČAJKE POGONSKE GRUPE

#### 3.1. Propeler

Iz dostupne literature [3] znamo da se *MQ-9 Reaper* koristi potisnim trokrakim propelerom promjenljivog koraka. Također je poznato da je promjer propelera 280.42 cm. Propeleri promjenljivog koraka mijenjaju napadni kut okretanjem svojih krakova oko uzdužne osi. To omogućuje da se bezdimenzionalne značajke propelera ne mijenjaju sa brzinom leta, a time i da se postiže bolja iskoristivost motora, veća brzina leta i bolje penjanje zrakoplova. Na nekim propelerima kut se može postaviti i tako da bude negativan, pri čemu dolazi do suprotne potisne sile od smjera kretanja zrakoplova. Na taj način zrakoplov koči prilikom slijetanja. Negativni kut napadni kut propelera pri kretanju (rulanju) na zemlji omogućuje i kretanje zrakoplova u nazad [4]. Za propelere promjenljivog koraka može se pretpostaviti da je koeficijent učinkovitosti konstantan s obzirom na  $J=V/(nD)$ , gdje je  $J$  bezdimenzijski parametar rada elise u kojem  $V$  označava brzinu zrakoplova,  $n$  označava broj okretaja elise po sekundi, a  $D$  označava promjer elise. Za potrebe ovog završnog rada uzeti ćemo opravdanu pretpostavku da je koeficijent učinkovitosti propelera *MQ-9 Reaper-a*:

$$\eta_p = 0.8 \quad (3.1)$$

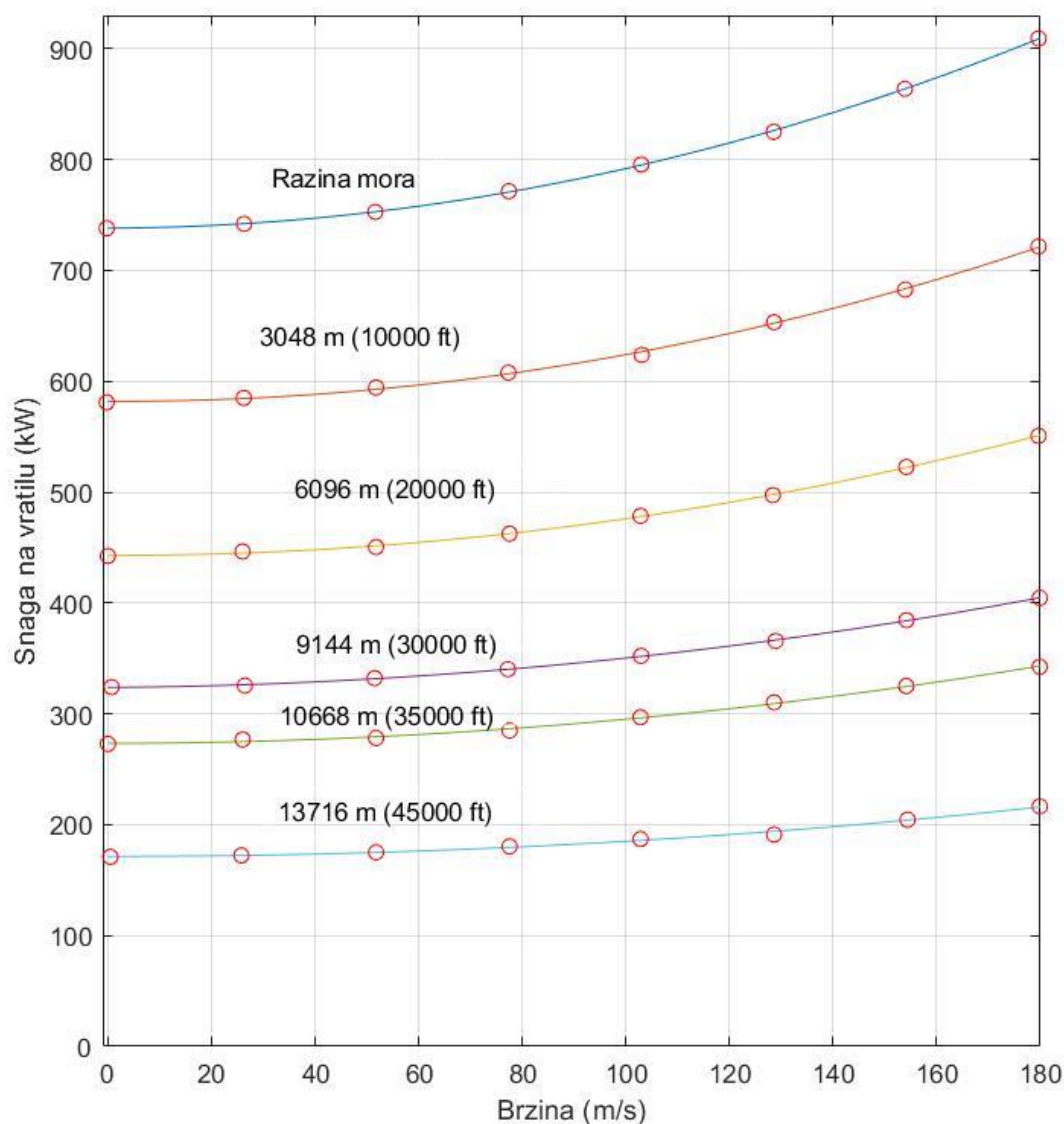


Slika 4. Propeler *MQ-9 Reapera* [5]

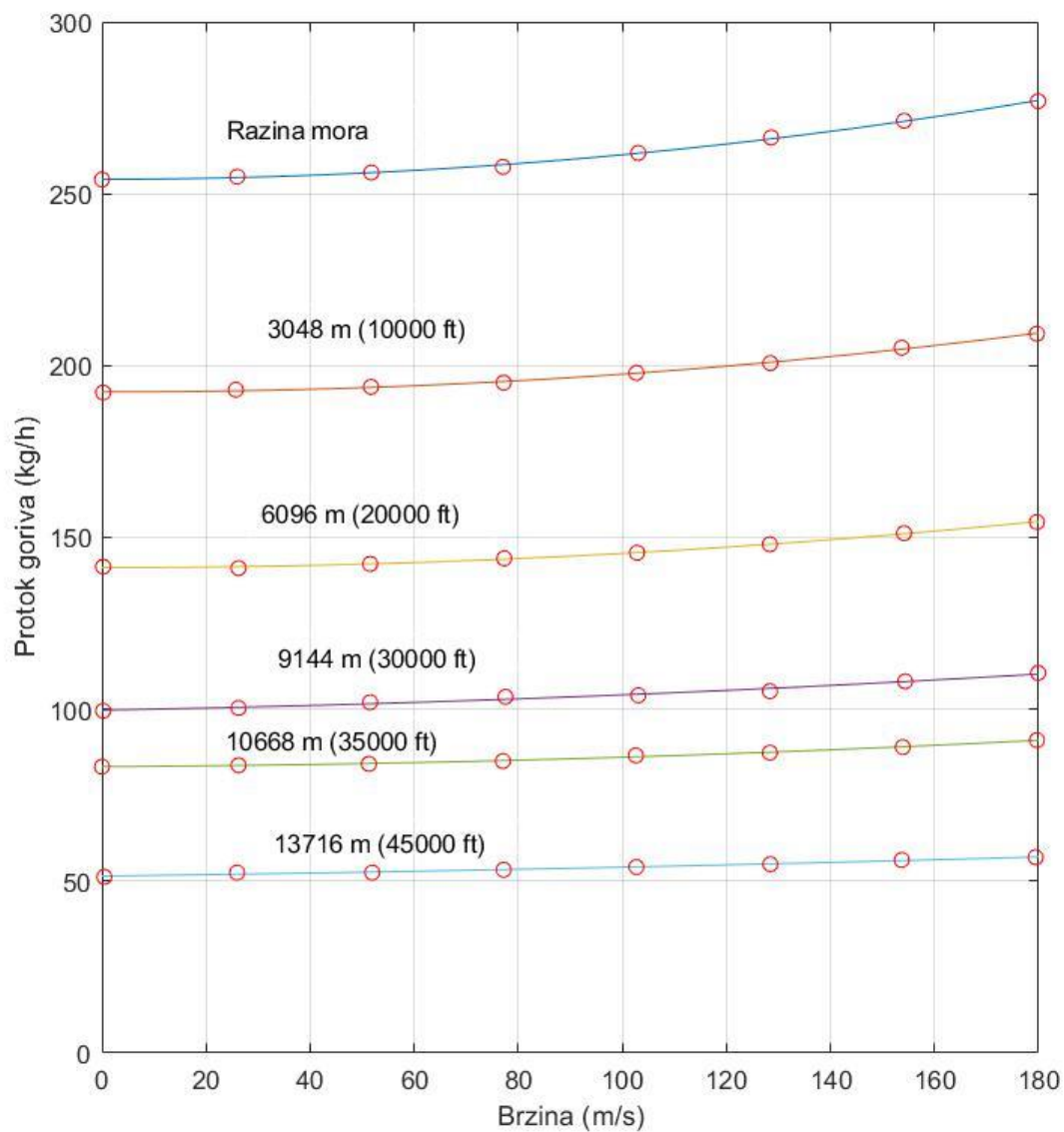


### 3.2. Karakteristika motora

*MQ-9 Reaper* koristi se jednim turbo-propelerski motorom *TPE 331* tvrtke *Honeywell Aerospace* s potisnim propelerom. Iz literature [3] poznat je graf odnosa snage motora i brzine leta (Slika 5.) kao i graf odnosa protoka goriva i brzine leta (Slika 6.) za različite visine leta. Očitane vrijednosti s navedenih grafova se potom pomoću programskog paketa *Matlab* pretvaraju u polinome iz kojih po potrebi možemo dobiti stvarne vrijednosti u nekoj točki. Na slici 5. i 6. prikazane su funkcije snage na vratilu i protoka goriva u odnosu na brzinu zajedno sa točkama (koje su na slici prikazane kružićima) očitanim sa dijagrama iz literature .

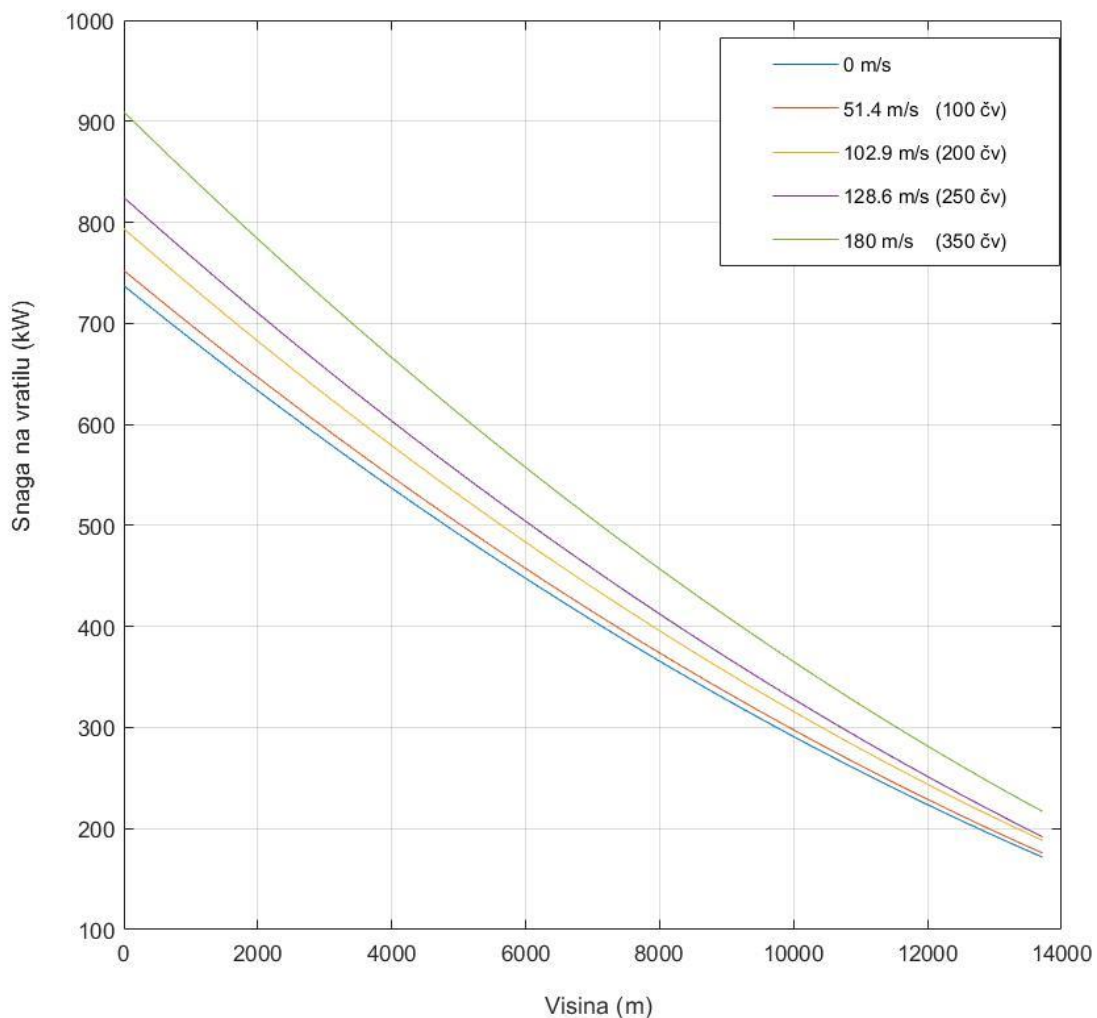


Slika 5. Odnos snage na vratilu i brzine leta

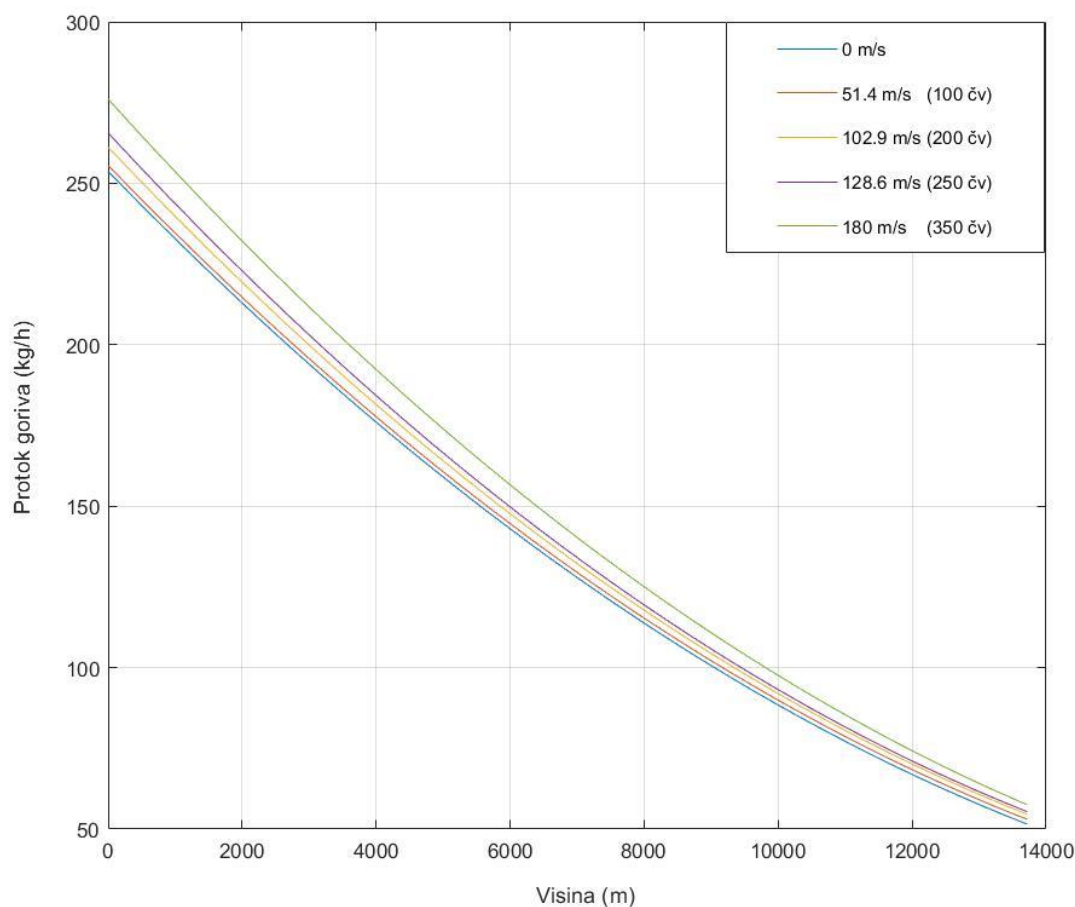


Slika 6. Odnos protoka goriva i brzine leta

Koristeći polinome iz prethodna dva grafa možemo prikazati snagu na vratilu i protok goriva u odnosu na visinu leta za različite brzine.



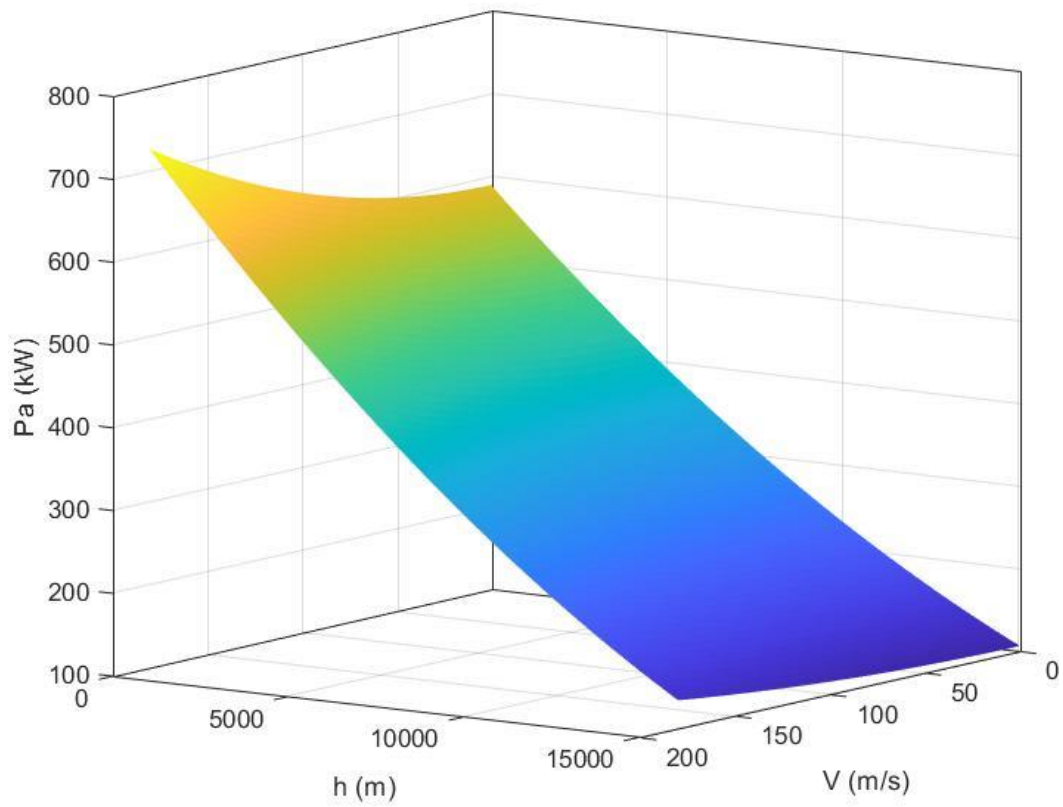
**Slika 7. Odnos snage na vratilu i visine leta**



Slika 8. Odnos protoka goriva i visine leta

### 3.2.1. Određivanje raspoložive snage motora

Za potrebe dobivanja funkcije ovisnosti snage o brzini i visini leta poslužilo se podacima sa slike 5. Prvo se očitanjem sa slike dobiju polinomi krivulja koje su na slici, odnosno dobiju se polinomi ovisnosti snage na vratilu o brzini leta. Zatim se, koristeći se programskim paketom *Matlab*, interpoliraju vrijednosti snage po visini za određeni broj različitih brzina. Na taj način za ulazne veličine mogu se uzeti brzina i visina leta, a kao izlazna veličina može se uzeti snaga na vratilu koja pomnožena sa koeficijentom efikasnosti propelera (3.1) daje raspoloživu snagu. Raspoloživa snaga se zatim može prikazati i u obliku 3-D dijagrama kao što se vidi na slici 9.



**Slika 9. Rasploživa snaga MQ-9 Reapera**

## 4. ANALIZA PERFORMANSI

Performanse zrakoplova daju informaciju o općenitim karakteristikama leta za zadanu energiju letjelice što kasnije može poslužiti kao korisna informacija za uspoređivanje sa ostalim letjelicama. U ovom poglavlju analizirati će se ovojnica leta te će se odrediti performanse u penjanju i horizontalnom letu koristeći se metodom ukupne energije.

### 4.1. Analiza ovojnice

#### 4.1.1. Metoda ukupne energije

Ovojnica leta računa se primjenjujući zakon o očuvanju ukupne energije i koristeći se funkcijama u programskom paketu *Matlab*. Pretpostavka pri izračunu je da je kut zakretanja motora  $\alpha_T \approx \alpha$  i da nema vjetra. Prema [6], koristeći se spomenutim pretpostavkama jednadžbe gibanja središta mase zrakoplova glase:

$$m\dot{V} = T - W\sin\gamma - D \quad (4.1)$$

$$mV\cos\gamma\dot{\chi} = L\sin\phi \quad (4.2)$$

$$mV\dot{\gamma} = L\cos\phi - W\cos\gamma \quad (4.3)$$

Prvoj jednadžbi ovog sustava pridružuje se jednadžba koja definira brzinu penjanja kao derivaciju visine leta:

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D - W\sin\gamma \quad (4.4)$$

$$\frac{dh}{dt} = V\sin\gamma \quad (4.5)$$

Eliminacijom kuta  $\gamma$  dobiva se:

$$\frac{d}{dt} \left( h + \frac{V^2}{2g} \right) = \frac{VT - VD}{W} \quad (4.6)$$

Uvede se oznaka:

$$h_e = h + \frac{V^2}{2g} \quad (4.7)$$

Zbroj potencijalne i kinetičke energije predstavlja ukupnu energiju zrakoplova, što znači da je  $h_e$  ukupna energija svedena na jedinicu težine zrakoplova, te se naziva specifičnom energijom:

$$E = mgh + \frac{mV^2}{2} = W \cdot h_e \quad (4.8)$$

Ona predstavlja određenu visinu do koje se zrakoplov može podići, polazeći od stvarne visine i koristeći svoju kinetičku energiju sve dok je u potpunosti ne potroši. Zbog toga se ona naziva i energetska visina i mjeri se u metrima. Za višak snage sveden na jedinicu težine uvodi se oznaka:

$$P_s = \frac{VT - VD}{W} \quad (4.9)$$

Naziva se viškom specifične snage, te ima dimenziju brzine. Napokon se pomoću tih varijabla može energetska jednadžba napisati u obliku:

$$\frac{dh_e}{dt} = P_s \quad (4.10)$$

Ta jednadžba pokazuje da je derivacija specifične energije jednaka višku specifične snage. Iz jednadžbe (4.9) može se primjetiti da višak specifične snage ovisi o otporu kojeg se može zapisati u obliku:

$$D = \frac{1}{2} \cdot S_{ref} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_D \quad (4.11)$$

gdje je:

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \quad (4.12)$$

Oznaka  $T$  u jednadžbi (4.9) označava ukupnu raspoloživu silu pogonske grupe, a može se zapisati kao:

$$T = \frac{P_a}{V} \quad (4.13)$$

Gdje varijabla  $P_a$  označava raspoloživu snagu letjelice odnosno označava karakteristiku pogonske grupe koja se sastoji od motora i propelera:

$$P_a = f(P_{motora}, V, h) \cdot \eta_{propelera} \quad (4.14)$$

Obzirom da se računa ovojnica horizontalnog leta primjenjuje se sljedeći odnos:

$$L = W \quad (4.15)$$

iz čega slijedi:

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V^2 \cdot S_{ref}} \quad (4.16)$$

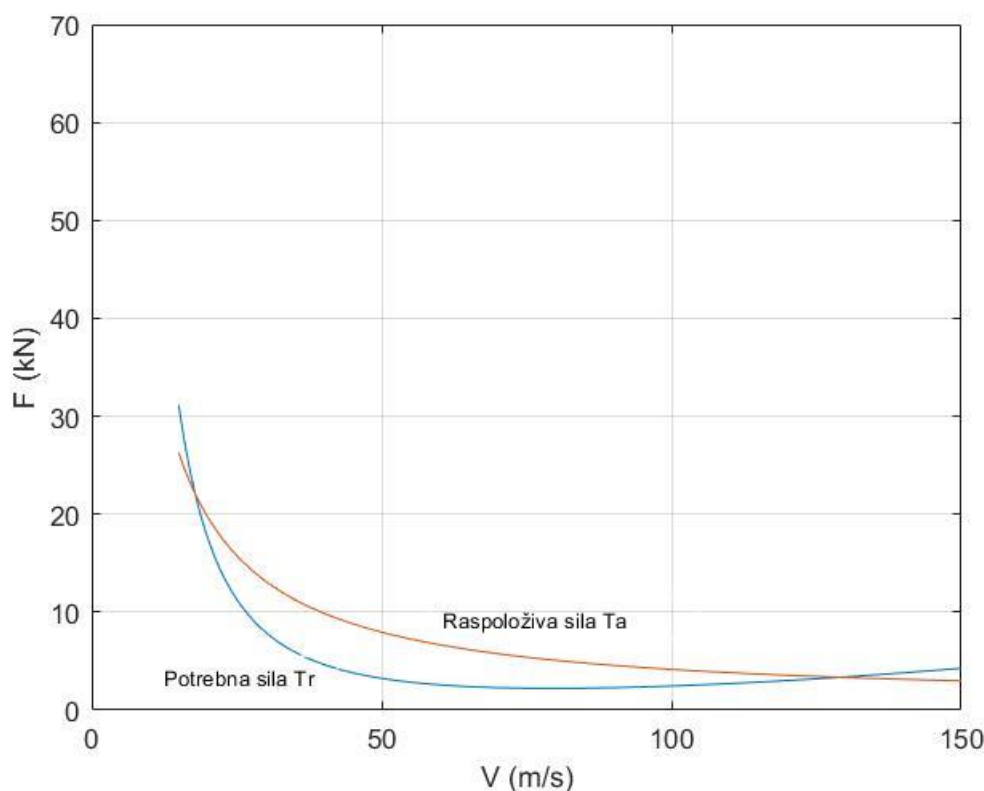
U horizontalnom letu zrakoplov može letjeti samo ako je zadovoljen uvjet da je raspoloživa snaga veća od potrebne. Raspon tih vrijednosti dobiven je na način da se odabiru samo one vrijednosti za koje je:

$$P_S = 0 \quad (4.17)$$

Na taj način stvara se granica letnih mogućnosti zrakoplova koju prikazujemo kao minimalnu i maksimalnu brzinu zrakoplova za neku visinu.

#### 4.1.2. Raspoloživa i potrebna sila

Za neku određenu visinu može se prikazati i odnos potrebne i raspoložive sile, za prikaz tog odnosa odabrala se visina 5000 metara:



Slika 10. Odnos raspoložive i potrebne sile za h=5000m

Iz slike 10 može se primjetiti da se funkcije raspoložive i potrebne sile sijeku u dvije različite točke što znači da te točke odgovaraju minimalnoj i maksimalnoj brzini horizontalnog leta za



određenu visinu. Računanjem tih točaka za različite visine dobije se ovojnica leta koja se u ovom zadatku računa metodom ukupne energije.

#### 4.1.3. Određivanje ovojnice

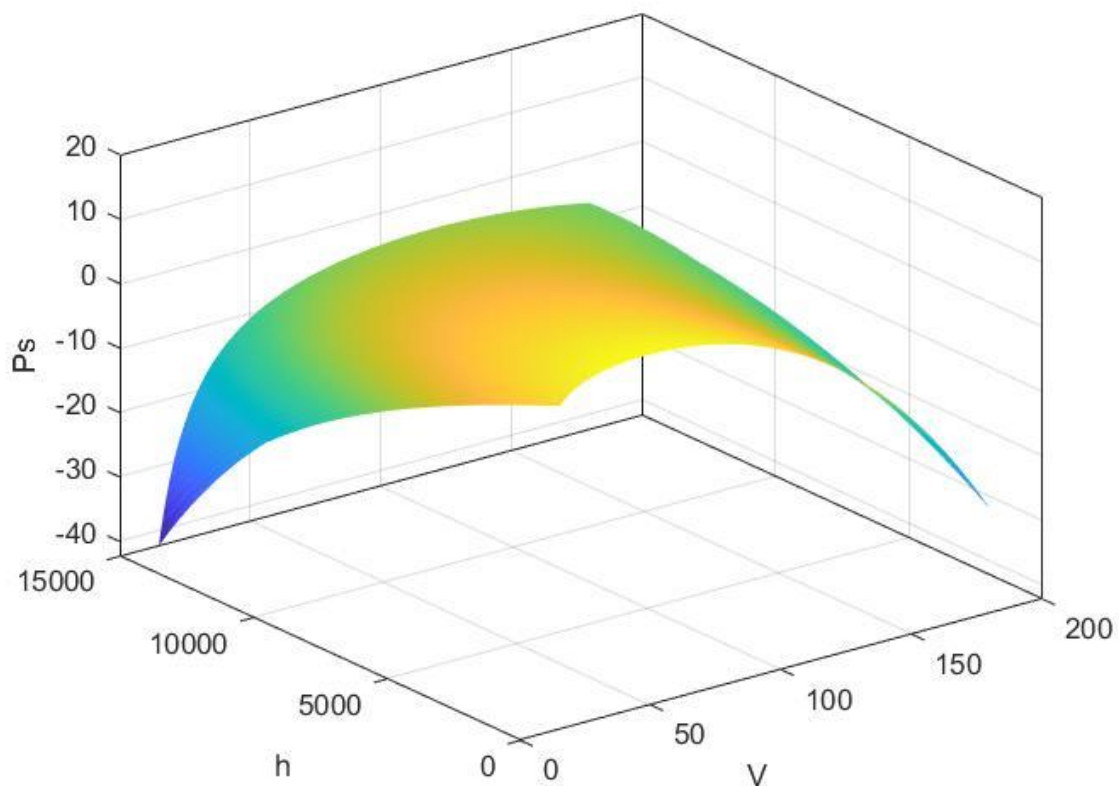
Kako bi se mogla točno odrediti minimalna brzina horizontalnog leta mora se kao uvjet uvesti i brzina sloma uzgona letjelice koja se dobije pomoću maksimalnog koeficijenta uzgona kojeg se za potrebe ovog završnog rada zbog nedostatka podataka pretpostavilo da iznosi:

$$C_{Lmax} = 1.7 \quad (4.18)$$

Brzina sloma uzgona ovisi o visini a iznosi:

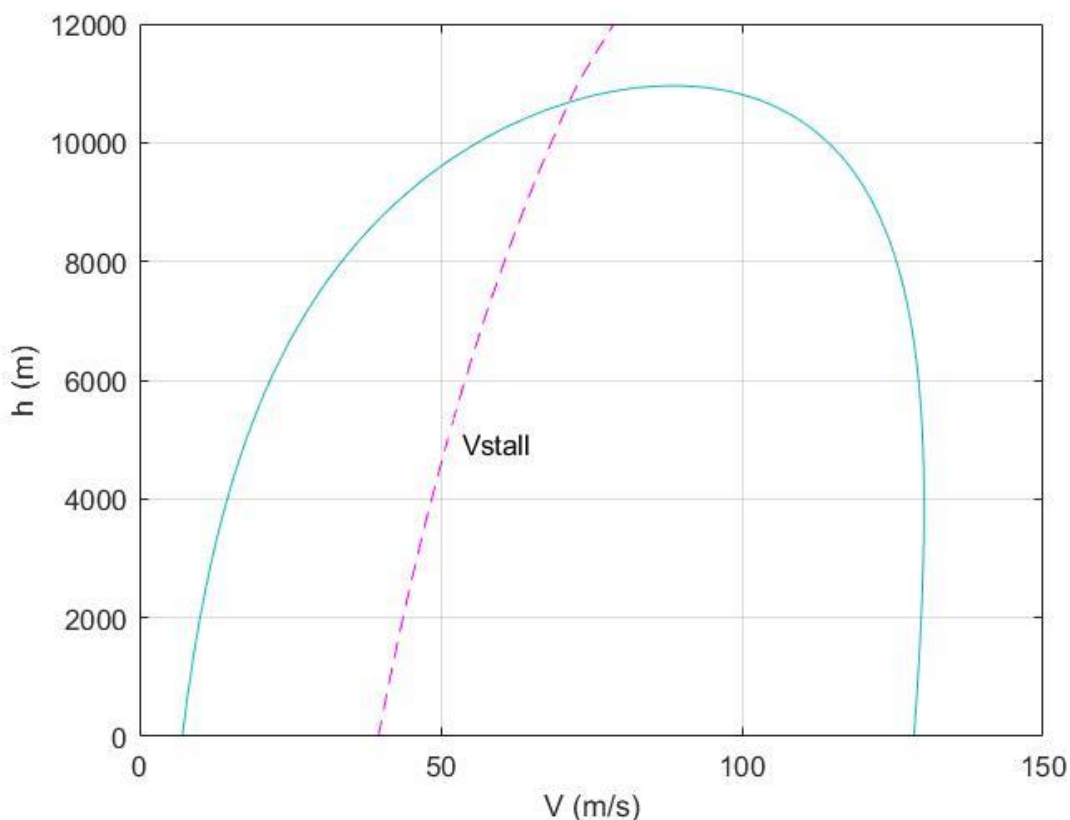
$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}} \quad (4.19)$$

Pomoću programskog paketa *Matlab*, koristeći funkciju kojom se dobila ovisnost raspoložive snage o brzini i visini leta prikazana na slici 9, dobiven je specifični višak snage za masu letjelice sa punim spremnikom goriva.



Slika 11. Specifični višak snage

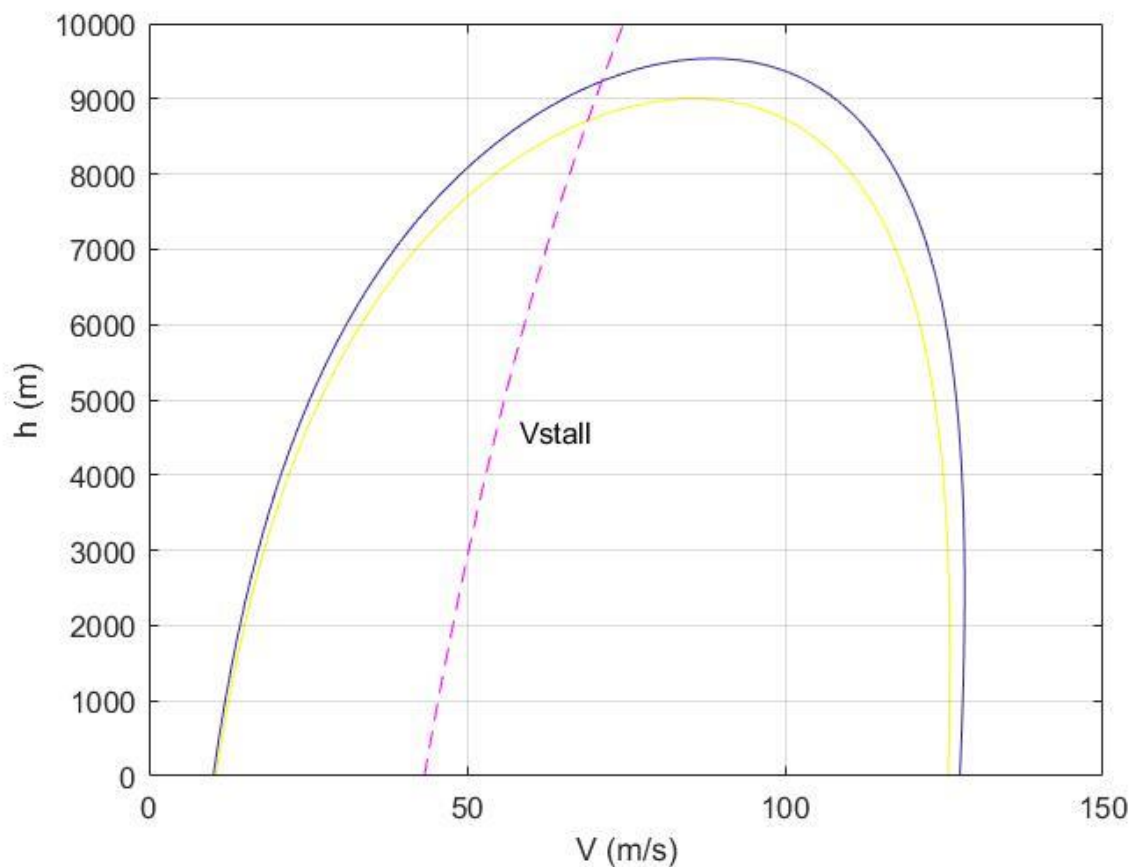
Koristeći se prethodno dobivenim rezultatima napokon se može dobiti ovojnica leta pri standardnoj atmosferi za puni spremnik goriva koja je prikazana na sljedećoj slici.



**Slika 12. Ovojnica horizontalnog leta letjelice nalik na MQ-9 Reaper pri standardnoj atmosferi**

Sa slike se može primjetiti da brzina letjelice nalik na *MQ-9 Reaper* u horizontalnom letu na razini mora iznositi od 40 do 127 m/s. Također se može primjetiti da porastom visine minimalna brzina leta (odnosno brzina sloma uzgona *Vstall*) raste sve do 90 m/s. Maksimalna brzina također lagano raste do vrijednosti 127 m/s, a zatim sve brže pada do brzine 90 m/s pri maksimalnoj visini horizontalnog leta odnosno visini od 11000 m.

Od velike bi važnosti mogla biti informacija o ovojnici leta kada ona osim punog spremnika goriva ima i puno naoružanje te njena masa prema tablici 1 iznosi 4760 kg. Osim ovojnice za maksimalnu masu može se izračunati i servisna ovojnica koja je definirana kao ovojnica pri kojoj avion ima još viška snage za penjanje sa 100 ft/min odnosno 0.51 m/s. Obje ovojnice prikazane su na slici 13.



**Slika 13. Usporedba ovojnice za maksimalnu masu (ljubičasta linija) i servisne ovojnice unutar nje (žuta linija)**

Za slučaj maksimalne mase letjelice uočava se da se minimalna brzina leta pri horizontalnom letu na razini mora povećava za 7 m/s, a maksimalna brzina smanjuje za 2 m/s u odnosu na minimalnu odnosno maksimalnu brzinu letjelice bez naoružanja. Maksimalna visina horizontalnog leta se u tom slučaju smanjuje na 9500 m nadmorske visine.

## 4.2. Analiza performansi u penjanju

### 4.2.1. Brzina penjanja u režimu BRC

Kod analize performansi zrakoplova u penjanju u ovom slučaju značajna je najveća brzina penjanja koja se označava sa BRC (Best rate of climb) odnosno penjanje u režimu BRC. Takva brzina penjanja govori o najmanjem vremenskom periodu u kojem letjelica od visine A može doći na visinu B. Do najveće brzine penjanja prema [6] dolazi se uz korištenje sljedećih uvjeta:

1. Kut skretanja  $\chi$  jednak je nuli ( $\chi = 0$ )
2. Kut valjanja  $\phi$  također je jednak nuli ( $\phi = 0$ )
3. Penjanje je pravocrtno ( $\gamma = konst.$ )
4. Brzina je stacionarna ( $V = konst.$ )

Uz navedene uvjete, jednadžbe gibanja središta mase (4.1), (4.2) i (4.3) prelaze u:

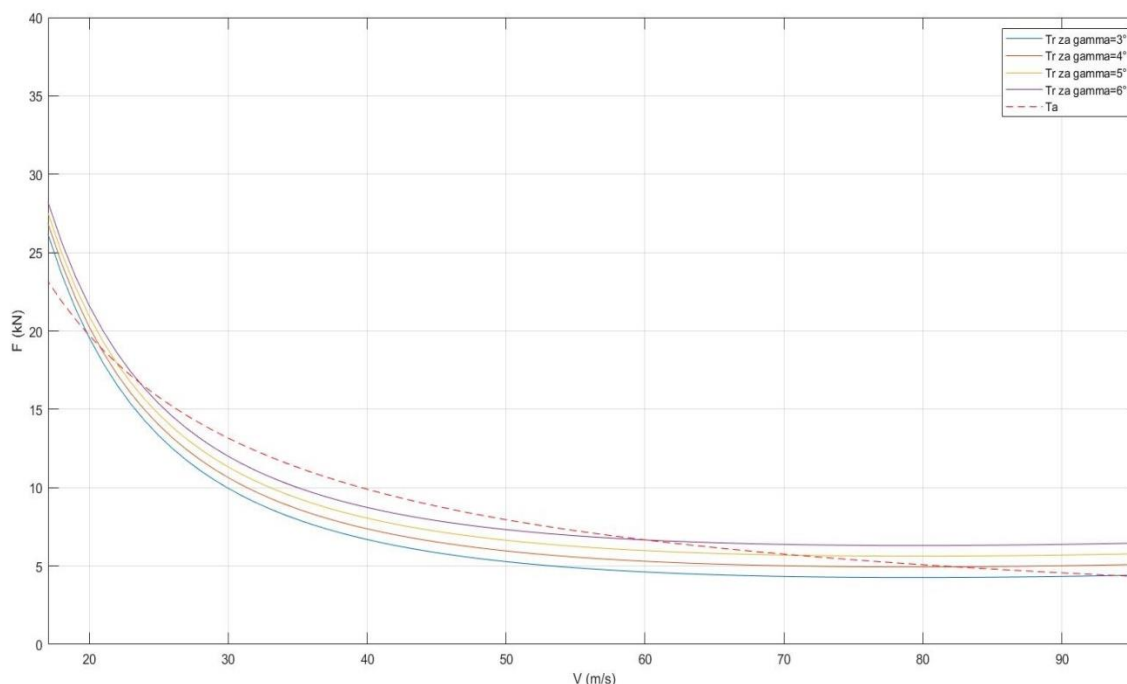
$$\sin\gamma = \frac{T-D}{W} \quad (4.20)$$

$$V_V = V \sin\gamma = V \frac{T-D}{W} \quad (4.21)$$

gdje je  $V_V$  brzina penjanja, a  $\gamma$  kut penjanja zrakoplova. U zrakoplovnoj praksi brzinu penjanja označava se sa R/C (Rate of climb), dok se sa G označava gradijent penjanja odnosno tangens kuta penjanja. Brzinu penjanja može se zapisati i sa:

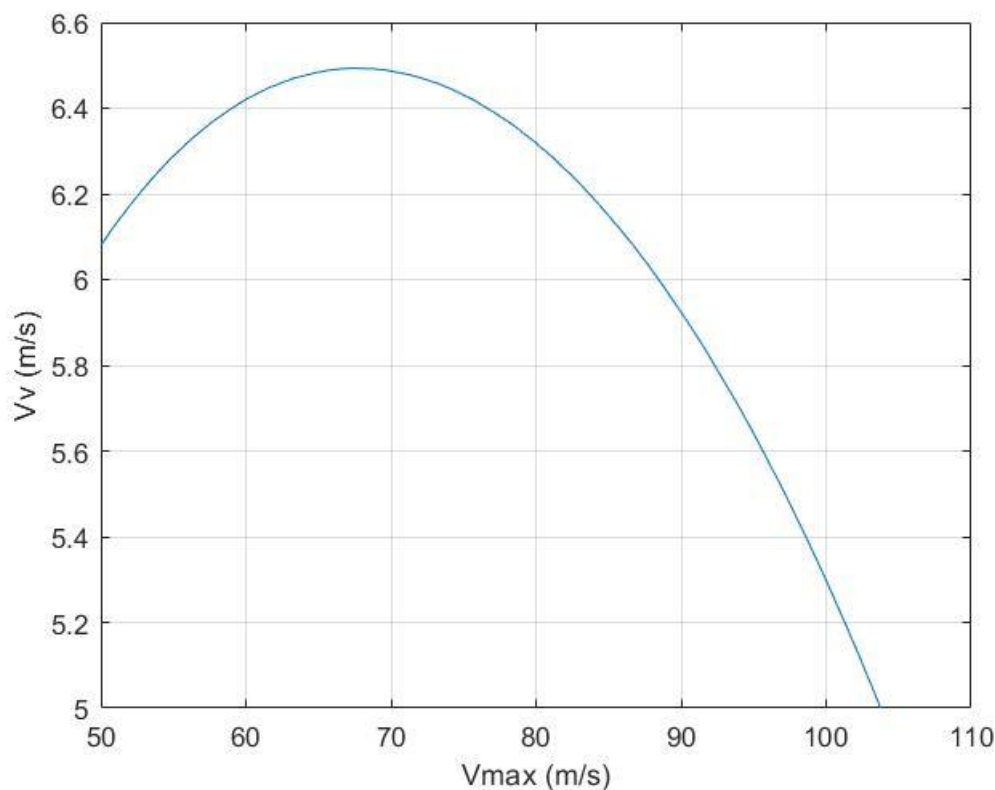
$$V_V = \frac{dH}{dt} \quad (4.22)$$

Iz jednadžbe (4.20) očito je da potrebna sila za let pod nekim kutem ovisi o samome kutu penjanja te o otporu koji je pak funkcija brzine leta. Kako bi se vizualizirala ta ovisnost na slici 14. prikazane su vrijednosti potrebne sile pri visini od 5000 m za kuteve penjanja koji variraju od  $3^\circ$  do  $6^\circ$ . Također je na dijagram ucrtana i raspoloživa sila koju se može dobiti već spomenutim motor za istu visinu. Vidljivo je da krivulja raspoložive sile siječe svaku od krivulja potrebnih sila u dvije točke od kojih ona desna predstavlja maksimalnu brzinu zrakoplova pod tim kutem na toj visini.



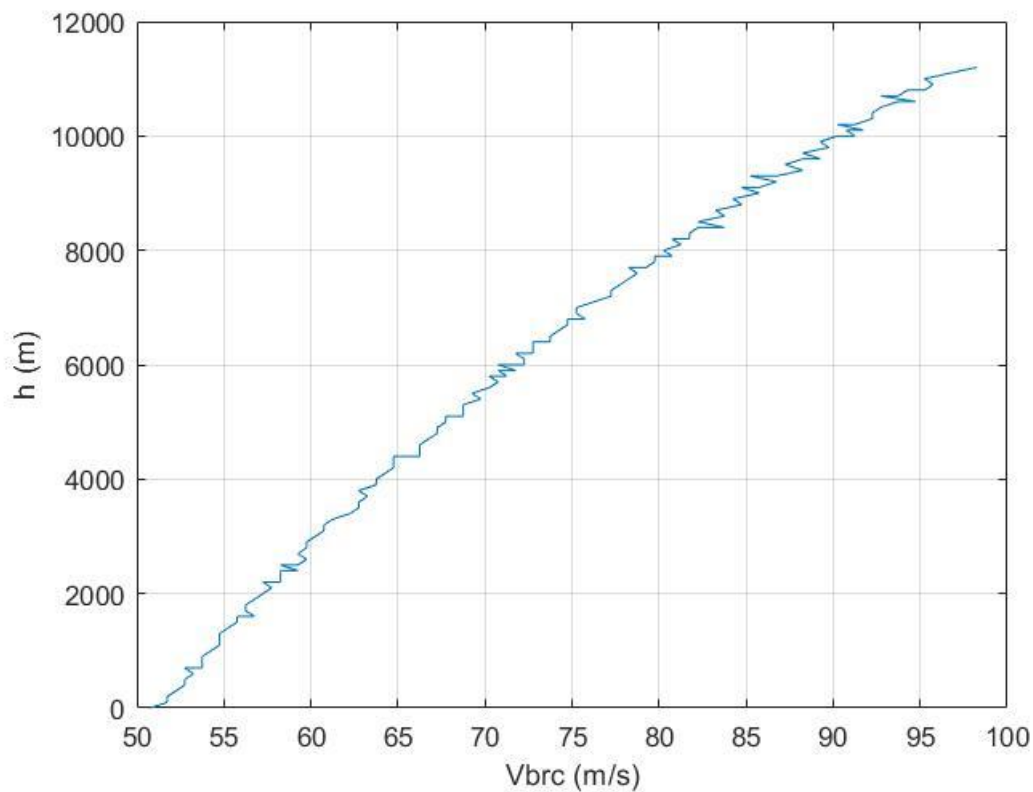
**Slika 14. Ovisnost potrebne sile o kutu penjanja i brzini na 5000m**

U svakoj od tih točaka presjeka očito se mogu dobiti vrijednosti  $V_{max}$  i  $\gamma$  pomoću kojih se može nacrtati još jedan dijagram. Na tom novom dijagramu prikazanom na slici 15 ucrtavamo na apscisu maksimalne brzine leta za određenu visinu (u ovom slučaju visina je 5000 m), a na ordinatu maksimalne brzine penjanja (odnosno vertikalne komponente maksimalnih brzina za neki kut) koje se računaju prema jednadžbi (4.21).



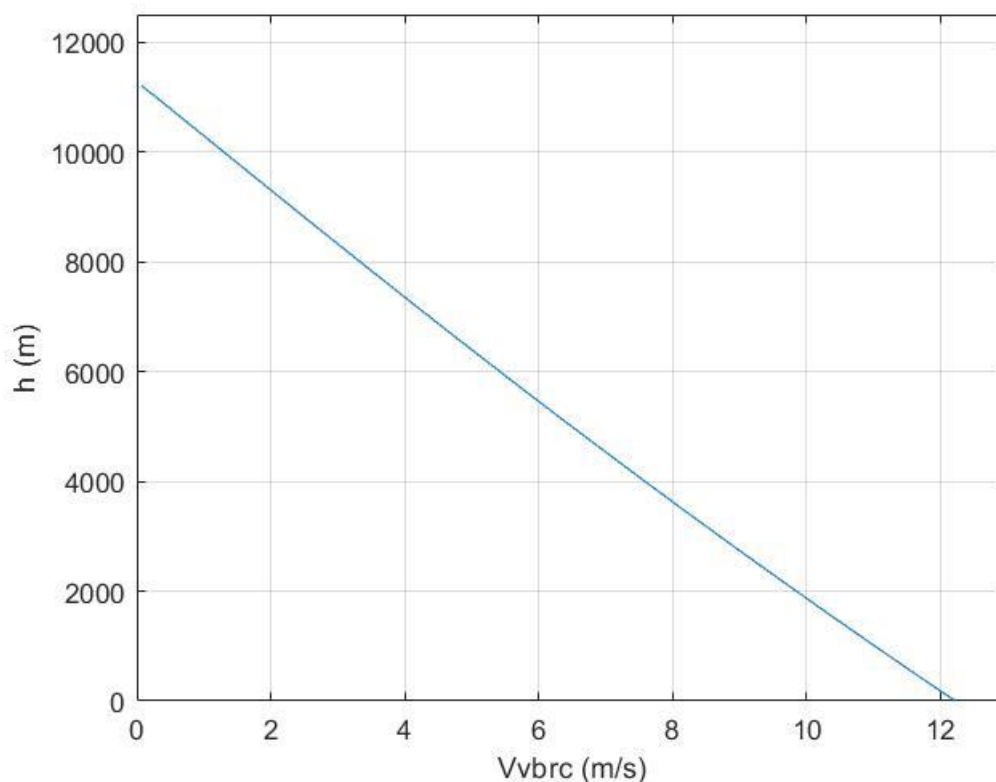
**Slika 15. Ovisnost vertikalne komponente brzine o maksimalnoj brzini za neki kut leta**

Prema slici 15 je očito da tjeme funkcije predstavlja točku u kojoj je brzina penjanja  $V_V$  maksimalna za tu visinu leta. S obzirom da za različite visine leta postoje različite vrijednosti najveće brzine penjanja i odgovarajuće brzine leta te su pomoću programskog paketa *Matlab* izračunate spomenute funkcije prikazane na slici 16 i 17. Za raspon kuteva uzete su vrijednosti između  $0^\circ$  i  $20^\circ$ , a za raspon visina vrijednosti između 0 i 6000 m.



Slika 16. Ovisnost brzine leta u režimu BRC o visini leta

Izgled dijagrama na slici 16 doima se stohastičan što je rezultat numerike u funkcijama motora i atmosfere u opisanom algoritmu određivanja  $V_{BRC}$ , no i dalje se može primjetiti da brzina leta u režimu BRC raste gotovo linearno sa promjenom visine. Za 0 m nadmorske visine iznosi 51 m/s, dok za 11500 m iznosi približno 98 m/s.



Slika 17. Ovisnost brzine penjanja u režimu BRC o visini leta

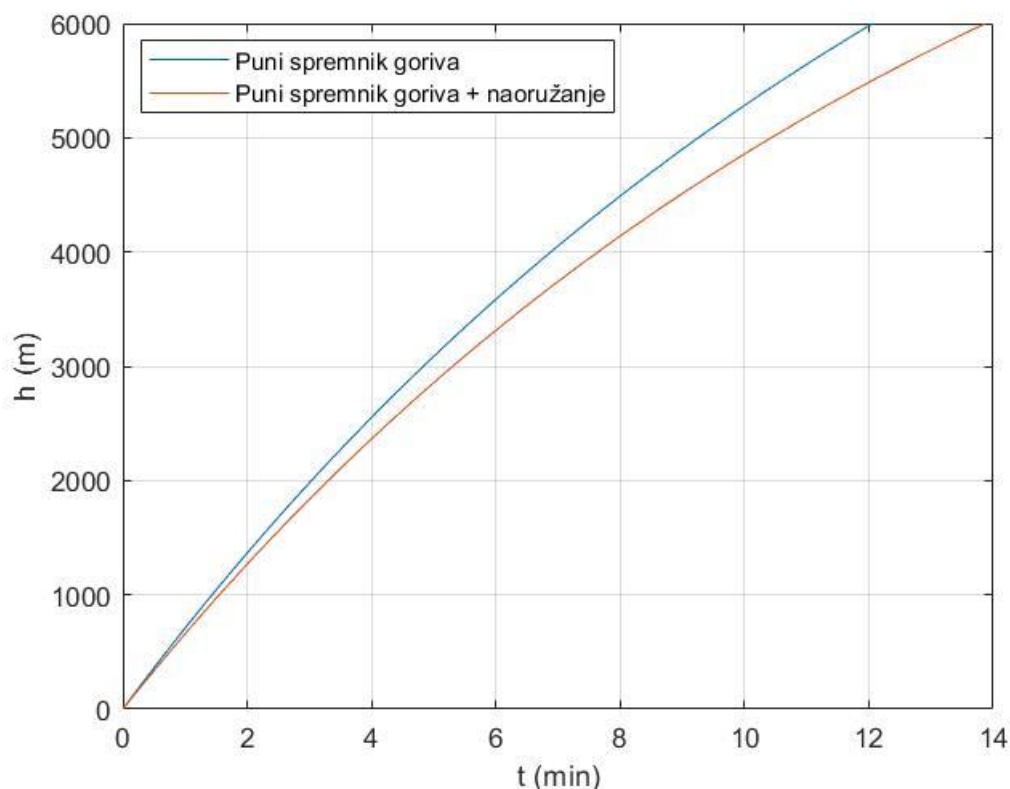
Prema slici se vidi da brzina penjanja u režimu BRC za 0 m nadmorske visine iznosi 12.2 m/s i zatim se linearno smanjuje sa povećanjem visine, pa tako za 11200 m nadmorske visine iznosi 5.4 m/s. Unatoč tome što korisnost propelera nije jednaka u penjanju kao i u horizontalnom letu za potrebe ovog zadatka pretpostavljeno je da je ona jednaka i iznosi 0.8.

#### 4.2.2. Vrijeme penjanja u režimu BRC

Vrijeme penjanja u režimu BRC, odnosno minimalno vrijeme penjanja računa se pomoću formule:

$$t_{min} = \int_{H_{min}}^{H_{max}} \frac{dH}{V_{BRC}} \quad (4.23)$$

Funkcija minimalnog potrebnog vremena penjanja po visini napravljena je pomoću *Matlab*-a i prikazana na slici 18.



**Slika 18. Minimalno vrijeme penjanja letjelice nalik na *MQ-9 Reaper* sa i bez naoružanja u ovisnosti o visini**

Iz slike 18 vidi se da minimalno vrijeme penjanja letjelice nalik na *MQ-9 Reaper* za visinu 6000 m iznosi 12 minuta, a sa naoružanjem to se vrijeme penjanja produljuje na gotovo 14 minuta. U računanju ovih funkcija, radi jednostavnosti, zanemarilo se smanjivanje mase goriva što znači da su realne vrijednosti minimalnog vremena penjanja nešto manje od prikazanih.

### 4.3. Analiza performansi u horizontalnom letu

#### 4.3.1. Dolet zrakoplova

Prema [6], dolet zrakoplova je najveća teoretska daljina do koje zrakoplov može letjeti s ukupnom količinom goriva na određenoj visini. Označavamo ga oznakom  $R$ , a računa se prema *Breguetovoj jednadžbi doleta* koja glasi:

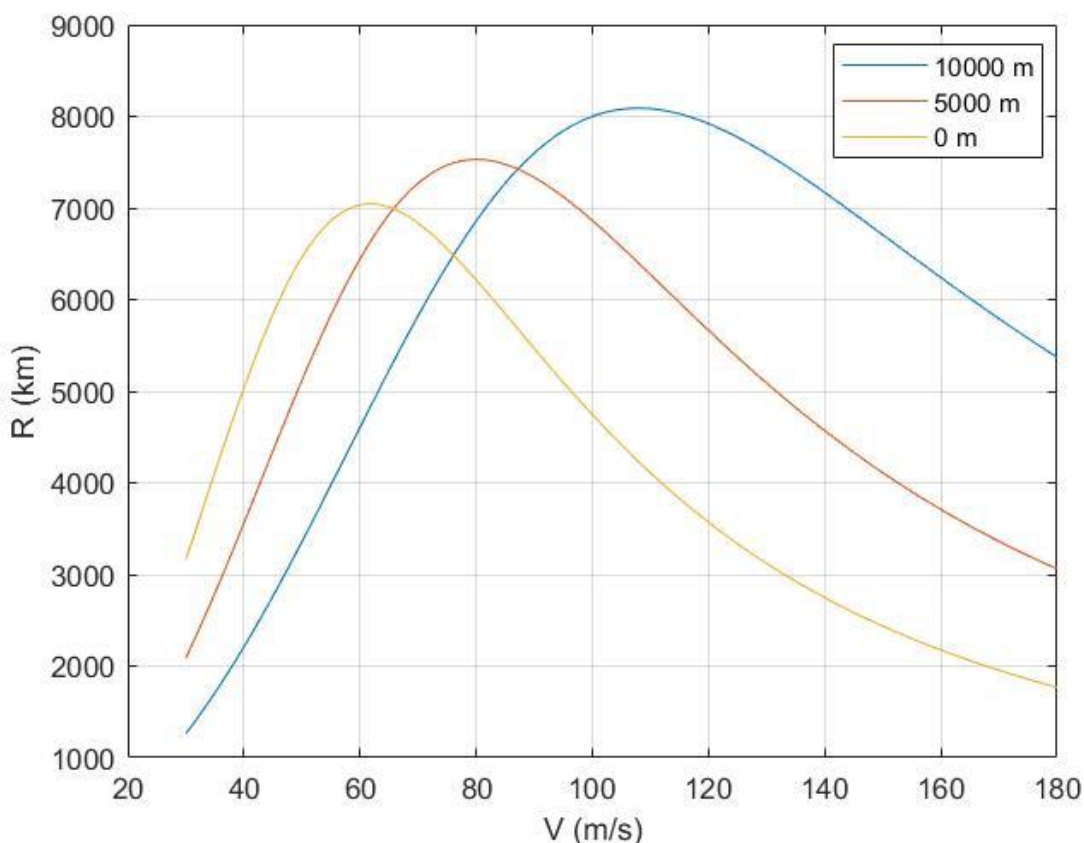
$$R = \frac{\eta_P}{g} \frac{C_L}{C_D} \ln \left( \frac{m_i}{m_k} \right) \quad (4.24)$$



Gdje  $m_i$  označava masu letjelice sa punim, a  $m_k$  sa praznim spremnikom goriva.  $C_p$  označava koeficijent specifične masene potrošnje motora a računa se prema:

$$C_p = -\frac{\dot{m}}{P_{mot}} \quad (4.25)$$

Iz slike 6 može se dobiti podatak o protoku goriva u ovisnosti o visini i brzini leta pa se prema tome može dobiti i dolet letjelice prikazan na slici 19 za visine od 0, 5000 i 10000 metara.



**Slika 19. Dolet u ovisnosti o brzini leta za visine 0, 5000 i 10000 metara pri masi letjelice bez naoružanja (3992 kg)**

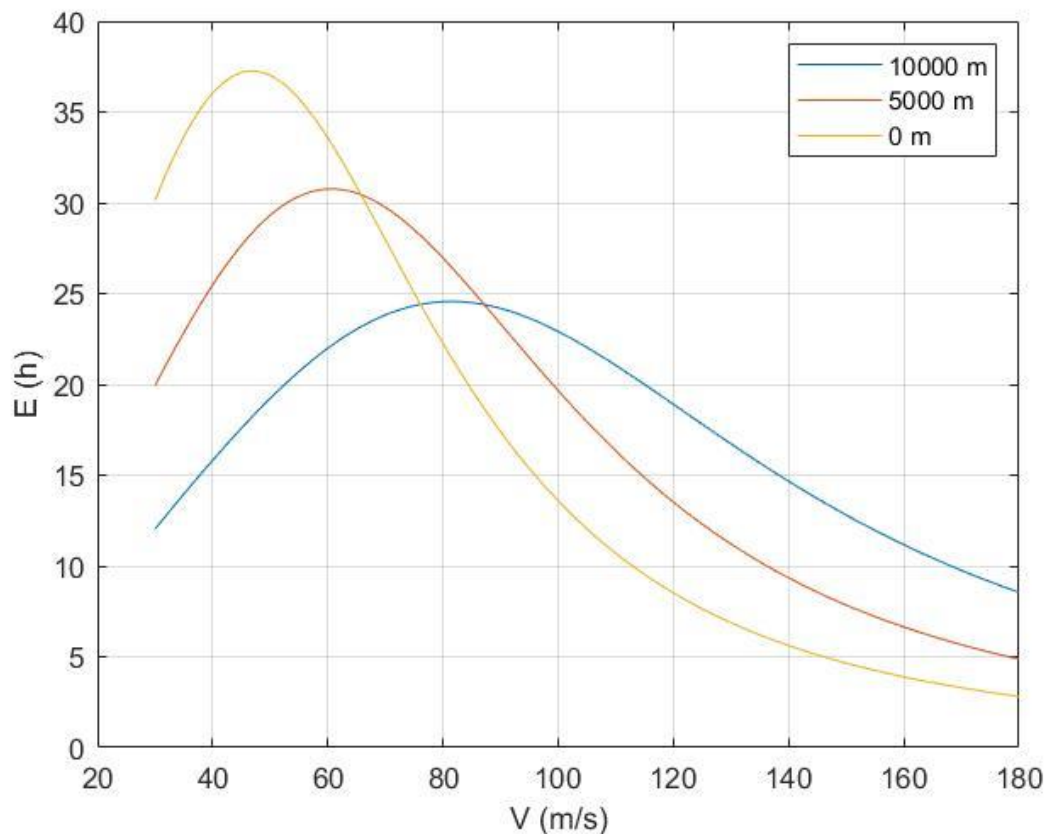
Iz slike 19 očito je da porastom visine leta dolet raste, ali se i povećava potrebna brzina letjelice za ostvarivanje takvog doleta. Sa slike se može iščitati da se domet bespilotne letjelice nalik na *MQ-9 Reaper* pri masi letjelice bez naoružanja koja iznosi 3992 kg za puni spremnik goriva na 0 metara nadmorske visine iznosi približno 7000 km, a za nadmorsku visinu od 10000 metara ta brojka raste na oko 8000 km dometa. Potrebna brzina leta za dolete na već spomenutim visinama raste sa 62 m/s na 109 m/s.

#### 4.3.2. Maksimalno trajanje leta

*Endurance* ili maksimalno trajanje leta prema [6] jednako je vremenu da se masa zrakoplova smanji za masu goriva, jer let traje dok ima goriva. *Endurance* se može dobiti putem sljedeće formule:

$$E = \frac{\eta_p}{g C_P} \sqrt{\frac{\rho S}{2g}} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \left( \frac{1}{\sqrt{m_k}} - \frac{1}{\sqrt{m_i}} \right) \quad (4.26)$$

Na taj način dobije se dijagram prikazan na slici 20.



**Slika 20.** *Endurance* u ovisnosti o brzini leta za visine 0, 5000 i 10000 metara pri masi letjelice bez naoružanja (3992 kg)

Za razliku od doleta može se primjetiti da se maksimalno trajanje leta smanjuje sa porastom visine, a potrebna brzina se smanjuje. Maksimalno trajanje leta za ovu letjelicu iznosi 36.5 sati pri brzini od 48 m/s na 0 metara nadmorske visine, dok na visini od 10000 metara pada na 24.5 sata pri brzini od 81 m/s.

## 5. ZAKLJUČAK

Svrha ovog završnog zadatka bila je analiza performansi borbene bespilotne letjelice koja u ovom slučaju nalikuje na MQ-9 Reaper. Premda o toj letjelici nema svih potrebnih podataka za opširniju usporedbu rezultati upućuju na to da su približno usporedivi sa onima koji su dostupni. Jedan takav rezultat je onaj za endurance koji prema [7] iznosi 27 sati za nepoznatu visinu što je u okviru endurancea dobivenog pomoću analize u ovom završnom radu. Problem kod usporedbe za taj podatak je što u literaturi nije navedena niti visina leta niti masa za danu vrijednost endurancea što otežava usporedbu. U prvom dijelu zadatka prikazani su aerodinamički parametri kao i karakteristike motora koji su u daljnjem tijeku zadatka bile ključan izvor za proračune performansi zrakoplova. Cijela analiza performansi zrakoplova provedena je putem programskog paketa Matlab. Izračunata je ovojnica leta za koju se dobila relativno visoka brzina sloma uzgona premda je pretpostavljeni  $C_{Lmax}$  iznosio 1.7 što je relativno visoka vrijednost za takav tip letjelice. Ovojnica je izračunata korištenjem metode ukupne energije koja je u samom zadatku detaljno prikazana. Analizirane su performanse u penjanju i performanse u horizontalnom letu pri čemu se u prvom dijelu računala brzina leta u režimu BRC dok su se u drugom dijelu računali dolet i maksimalno trajanje leta koji su polučili zadovoljavajuće rezultate. Također je važno spomenuti da se za izračun koristila i pretpostavka o koeficijentu korisnosti propelera koji je iznosio 0.8. Za buduće radove mogla bi se uvesti detaljnija analiza aerodinamičkih parametara koji su u ovom radu uzeti iz literature [3] koja nije nužno potpuno točna. Također bi se mogle uvesti detaljnije analize karakteristike propelera.

Borbene bespilotne letjelice u današnje vrijeme igraju sve veću ulogu na svjetskoj vojnoj sceni još od početka njihovog korištenja u Vijetnamskom ratu pa sve do trenutka pisanja ovog završnog rada u kojem u jeku rata u Ukrajni pristižu informacije o njihovoj opsežnoj upotrebi.

**LITERATURA**

- [1] Wikipedia. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/General\\_Atomics\\_MQ-9\\_Reaper](https://en.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_MQ-9_Reaper) (14.01.2022)
- [2] Atalayar. URL: <https://atalayar.com/en/content/mq-9-reaper-uav-will-be-enhanced-artificial-intelligence> (23.01.2022)
- [3] Nakka, S.K.S., Alexander-Ramos, M.J., “Simultaneous combined optimal design and control formulation for aircraft hybrid-electric propulsion systems“, 2020.
- [4] Wikipedia. URL: [https://hr.wikipedia.org/wiki/Propeler\\_zrakoplova](https://hr.wikipedia.org/wiki/Propeler_zrakoplova) (15.01.2022)
- [5] Wikipedia. URL: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:MQ-9\\_Reaper\\_at\\_Paris\\_Air\\_Show\\_2013\\_4.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:MQ-9_Reaper_at_Paris_Air_Show_2013_4.jpg) (02.02.2022)
- [6] Janković, S.: Mehanika leta zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2001.
- [7] General Atomics Aeronautical. <https://www.ga-asi.com/remotely-piloted-aircraft/mq-9a> (10.02.2022)