

# Utjecaj tla na performanse i ravnotežni let bespilotne letjelice

---

**Salamun, Matija**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2020**

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

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:385664>

*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

**Matija Salamun**

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# ZAVRŠNI RAD

Mentori:

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

Student:

Matija Salamun

Zagreb, 2020.

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

Zahvalio bih se svim profesorima Fakulteta strojarstva i brodogradnje koji su mi pružili potrebno znanje kako bih došao do ovog dijela studija. Posebno bih se zahvalio svom mentoru prof.dr.sc. Milanu Vrdoljaku na pruženoj pomoći i podršci za vrijeme pisanja ovog rada

Zahvalio bih se i svim kolegama FSB-a koji su zajedno samnom ispit po ispit došli do ovog dijela studija.

Zahvalio bih se svome ocu, majci i sestri koji su bilu uz mene i konstantno me bodrili i gurali prema cilju, hvala im na razumijevanju, strpljenju, pomoći te ogromnoj ljubavi koju su mi pokazali za vrijeme preddiplomskog studija.

Matija Salamun





Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

## ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Matija Salamun** Mat. br.: 0035206675

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Utjecaj tla na performanse i ravnotežni let bespilotne letjelice**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Ground effect on unmanned aircraft performance and trim**

Opis zadatka:

Let zrakoplova u blizini tla ima pozitivan utjecaj na njegove aerodinamičke karakteristike, uz određena ograničenja. Utjecaj tla prisutan je u fazama polijetanja, no može biti od interesa razmatrati ravnotežni let u blizini tla za bespilotne letjelice. Za procjenu aerodinamičkih značajki krila i zrakoplova u blizini tla postoji nekoliko empirijskih modela, no procjenu je moguće napraviti i primjenom dostupnih realizacija metode noseće linije.

U završnom radu potrebno je:

- prikupiti i prikazati sve potrebne podatke o razmatranoj bespilotnoj letjelici;
- odrediti aerodinamičke značajke promatrane bespilotne letjelice s utjecajem tla temeljem više dostupnih modela;
- za odabranu letjelicu analizirati ravnotežni let s utjecajem tla;
- analizirati odabrane performanse promatrane letjelice za let s utjecajem tla;
- usporediti dobivene rezultate s rezultatima bez utjecaja tla.

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

Zadatak zadan:

28. studenog 2019.

Zadatak zadao:

Datum predaje rada:

1. rok: 21. veljače 2020.

2. rok (izvanredni): 1. srpnja 2020.

3. rok: 17. rujna 2020.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 24.2. – 28.2.2020.

2. rok (izvanredni): 3.7.2020.

3. rok: 21.9. – 25.9.2020.

  
Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:  
  
Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

## SADRŽAJ

POPIS SLIKA .....	III
POPIS TABLICA.....	IV
POPIS OZNAKA .....	V
SAŽETAK.....	VI
SUMMARY .....	VII
1. UVOD.....	1
2. ZNAČAJKE BESPILONE LETJELICE HUSZ Jaeger .....	2
2.1. Podaci letjelice .....	2
3. AERODINAMIČKE ZNAČAJKE BESPILOTNE LETJELICE HUSZ Jaeger BEZ UTJECAJA TLA .....	5
3.1. Otpor .....	5
3.1.1. Otpor bespilotne letjelice bez utjecaja tla .....	7
3.2. Polara bespilotne letjelice bez utjecaja tla .....	8
3.3. Uzgon .....	10
3.3.1. Uzgon bespilotne letjelice bez utjecaja tla .....	11
3.4. Cirkulacija bespilotne letjelice bez utjecaja tla .....	12
4. AERODINAMIČKE ZNAČAJKE BESPILOTNE LETJELICE HUSZ Jaeger SA UTJECAJEM TLA .....	13
4.1. Otpor bespilotne letjelice s utjecajem tla .....	14
4.2. Polara bespilotne letjelice s utjecajem tla .....	15
4.3. Uzgon bespilotne letjelice s utjecajem tla.....	16
4.4. Cirkulacija bespilotne letjelice s utjecajem tla.....	19
4.5. Mjera utjecaja tla na koeficijent induciranog otpora .....	20
4.6. Polare bespilotne letjelice s utjecajem tla .....	22
5. RAVNOTEŽNI LET I PERFORMANSE BESPILOTNE LETJELICE SA UTJECAJEM TLA.....	27
5.1. Ravnotežni let .....	27
5.2. Minimalna i maksimalna brzina leta.....	29
5.3. Maksimalno trajanje leta bespilotne letjelice s utjecajem tla.....	32
5.4. Dolet bespilotne letjelice s utjecajem tla.....	35
6. ZAKLJUČAK.....	36
LITERATURA.....	37



## POPIS SLIKA

Slika 1 3D model letjelice HUSZ Jaeger .....	2
Slika 2 Glavne dimenzije bespilotne letjelice HUSZ Jaeger.....	4
Slika 3 Aeroprofil S1223 RTL .....	4
Slika 4 Promjena koeficijenta otpora $C_D$ u ovisnosti o napadnom kutu $\alpha$ bez utjecaja tla .....	7
Slika 5 Polazna polara bez utjecaja tla .....	8
Slika 6 Usporedba polara promatrane letjelice i polazne polare [1] .....	9
Slika 7 Promjena koeficijenta uzgona $C_L$ u ovisnosti o napadnom kutu $\alpha$ bez utjecaja tla .....	11
Slika 8 Promjena bezdimenzionalne cirkulacije $G$ u ovisnosti o polurasponu krila bez utjecaja tla .....	12
Slika 9 Slika cirkulacijskog strujanja pod utjecajem tla .....	13
Slika 10 Promjena koeficijenta otpora u ovisnosti o napadnom kutu $\alpha$ za visinu leta $h=0.5$ m .....	14
Slika 11 Promjena polare $s_a$ i bez utjecaja tla prema MNL .....	15
Slika 12 Usporedba promjene koeficijenta uzgona u ovisnosti o napadnom kutu $\alpha$ $s_a$ i bez utjecaja tla za visinu $h=0.5$ m .....	16
Slika 13 Promjena nagiba prava koeficijenta uzgona u ovisnosti o napadnom kutu $\alpha$ za različite visine leta .....	17
Slika 14 Mjenjanje koeficijenta kcla u ovisnosti o $h/b$ .....	18
Slika 15 . Isnos bezdimenzionalne cirkulacije $G$ $s_a$ i bez utjecaja tla .....	19
Slika 16 Usporedba bezdimenzijskih parametara $G_i$ s metodom noseće linije .....	21
Slika 17 Usporedba promjene koeficijenta induciranog otpora u ovisnosti o $h/b$ .....	23
Slika 18 Usporedba polara za $h/b=0.14$ .....	24
Slika 19 Usporedba polara za $h/b=0.28$ .....	25
Slika 20 Usporedba polara za $h/b=0.5$ .....	26
Slika 21 Promjena napadnog kuta u ovisnosti o brzini .....	28
Slika 22 Promjena kuta kormila visine u ovisnosti o brzini leta .....	29
Slika 23 Iskoristivost propelera .....	30
Slika 24 Potrebna i rapoloživa snaga u ovisnosti o brzini $V$ za $h/b=0.28$ .....	31
Slika 25 Odnos $CL^{3/2}/CD$ u ovisnosti o napadnom kutu $\alpha$ za $h/b=0.14$ .....	32
Slika 26 Odnos $C_L/C_D$ u ovisnosti o napadnom kutu $\alpha$ za $h/b=0.14$ .....	35



## **POPIS TABLICA**

Tablica 1 Osnovni podaci o HUSZ Jaeger .....	2
Tablica 2 Podaci o geometriji bespilotne letjelice .....	3
Tablica 3 Potrebne karakteristike baterije .....	33

**POPIS OZNAKA**

<b>Oznaka</b>	<b>Jedinica</b>	<b>Opis</b>
$A$	[-]	vitkost krila
$b$	[m]	raspon krila
$c$	[m]	tetiva
$C$	[Ah]	kapacitet baterije
$C_D$	[-]	koeficijent otpora
$C_L$	[-]	koeficijent uzgona
$D$	[m]	promjer propelera
$h$	[m]	visina leta
$h/b$	[-]	omjer visine leta i raspona krila
$i$	[°]	postavni kut
$J$	[-]	koeficijent napredovanja
$k_{cla}$	[-]	omjer nagiba pravaca koeficijenata uzgona
$m$	[kg]	masa letjelice
$n$	[ $s^{-1}$ ]	broj okretaja motora
$S$	[ $m^2$ ]	površina
$S_{ref}$	[ $m^2$ ]	referentna površina krila
$T$	[N]	pogonska sila
$V$	[m/s]	brzina leta
$\alpha$	[rad]	napadni kut
$\delta_m$	[rad]	kut otklona kormila visine
$\rho$	[ $kg/m^3$ ]	gustoća

## SAŽETAK

Cilj ovog rada je analizirati performanse bespilotne letjelice u utjecaju tla, te dobivene rezultate usporediti s performansama bespilotne letjelice bez utjecaja tla. Utjecaj tla je zanimljiva pojava koja se manifestira pri niskim visinama leta. Može imati povoljan utjecaj na aerodinamičke karakteristike letjelice, uz određena ograničenja. Najčešće je prisutan u fazama polijetanja i slijetanja, no može biti od interesa razmatrati ravnotežni let i ostale performanse bespilotne letjelice u utjecaju tla, za primjer možemo uzeti let bespilotne letjelice u blizini mora. Promatrana bespilotna letjelica dio je prošlogodišnjeg projekta *ACC 2019* imena *HUSZ Jaeger* te su podaci o letjelici prikupljeni iz pripadajuće dokumentacije [3]. Korištenjem programskog paketa *MatLab* provedena je analiza aerodinamičkih značajki s utjecajem tla i performanse stavljajući naglasak na ravnotežni let odabrane letjelice. Aerodinamičke značajke bit će procjenjene metodom noseće linije te uspoređene s nekoliko empirijskih jednadžbi.

Ključne riječi: utjecaj tla, bespilotna letjelica, performanse, ravnotežni let

## SUMMARY

The aim of this paper is to analyse performance of unmanned aerial vehicle under ground effect, and to compare obtained results with the performance of an unmanned aerial vehicle without the influence of ground effect. Ground effect is an interesting phenomenon that manifests at low altitudes. It can have a positive effect on aerodynamic characteristics of aircraft, with certain limitations. It is most often present in the take-off and landing phases of the flight, but it may be of interest to consider trim and other performances under its influence. For example we can take the flight of a drone near the sea. The observed unmanned aerial vehicle is part of last year's project ACC 2019 named *HUSZ Jaeger* and data of the aircraft is collected from the relevant documentation. Using *MatLab* software package, analysis was performed related to aerodynamic features, emphasizing trim, endurance and range of the selected aircraft. The aerodynamic features will be estimated by lifting line theory and compared with several empirical equations.

Key words: ground effect, unmanned aerial vehicle, performance, trim

## 1. UVOD

Ovim radom provedena je analiza utjecaj tla na aerodinamičke značajke, dobiveni rezultati uspoređeni su sa značajkama bez utjecaja tla te primjenjeni u izračunima za performanse odabrane letjelice kao što su dolet, maksimalno trajanje leta i ravnotežni let. Utjecaj tla zanimljiva je fizikalna pojava koja se manifestira pri niskim visinama leta gdje se smanjuje *downwash* kojeg stvaraju vrtlozi na vrhovima krila, te usmjeravaju struju zraka oko aeroprofila prema dolje, što rezultira većim induciranim otporom. Kod leta u utjecaju tla nema značajnog zakretanja strujanja zraka oko aeroprofila što dovodi do smanjenja induciranog otpora i povećanja uzgona.

Kako bi pobliže analizirali utjecaj tla koristit ćemo metodu noseće linije [1] te ju primjeniti na bespilotnu letjelicu [3] i usporediti s empirijskim modelima [4] [5] [6]. Metodom noseće linije analizirani podaci pokazali su smanjenje induciranog otpora i povećanje uzgona za slučaj leta pod utjecajem tla.

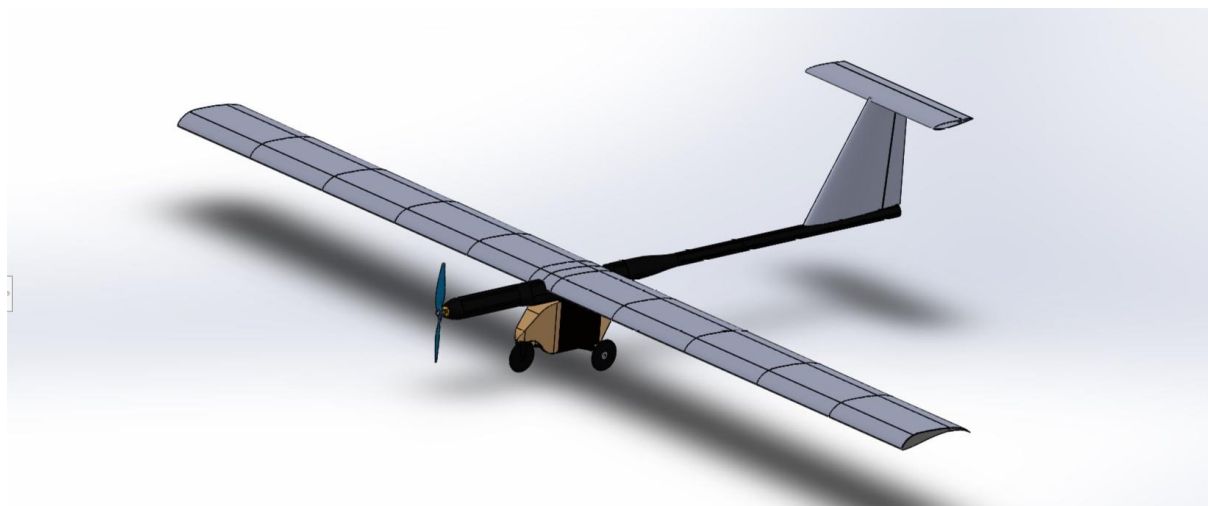
U drugom poglavlju prikupljene su geometrijske značajke promatrane letjelice, te prikazana ista. U trećem poglavlju analizirane su aerodinamičke značajke letjelice u normalnim uvjetima leta, tj. bez utjecaja tla, te komentirani dobiveni rezultate. Četvrtim poglavljem analizirane su aerodinamičke značajke letjelice sa utjecajem tla, predstavljeni dobiveni rezultate i rezultati uspoređeni sa značajkama analiziranim u prethodnom poglavlju. Uvedene su neke nove relacije te prikazane i objašnjena njihova primjena na sam proračun. Petim poglavljem razmotrene su i uspoređene određene performanse letjelice sa i bez utjecaja tla, također analizirano je područje ravnotežnog leta koje nismo proučili u detalje radi kompleksnosti tj. utjecaj tla primjenili smo samo na neke određene dijelove jednadžbi. Šestim poglavljem predstavljeni su zaključci dobiveni na temelju usporedbe provedenih analiza, što bi tom metodom mogli postići i je li i kada ovaj režim leta upotrebljiv u zrakoplovstvu.

## 2. ZNAČAJKE BESPILONE LETJELICE HUSZ Jaeger

Bespilotna letjelica *HUSZ Jaeger* konstruirana je u sklopu kolegija *Osnivanje zrakoplova I i II* tijekom akademske godine 2018./2019. u svrhu sudjelovanja na natjecanju *Air Cargo Challenge 2019*. Letjelica je visokokrilne konfiguracije s pravokutnim krilom i T-repom.

### 2.1. Podaci letjelice

Osnovni podaci letjelice prikazani su u Tablici 1., dok su detaljni geometrijski podaci letjelice prikazani Tablicom 2. Trodimenzionalni model letjelice izrađen je u programskom paketu *SolidWorks* prikazan slikom 1., a glavne dimenzije slikom 2.



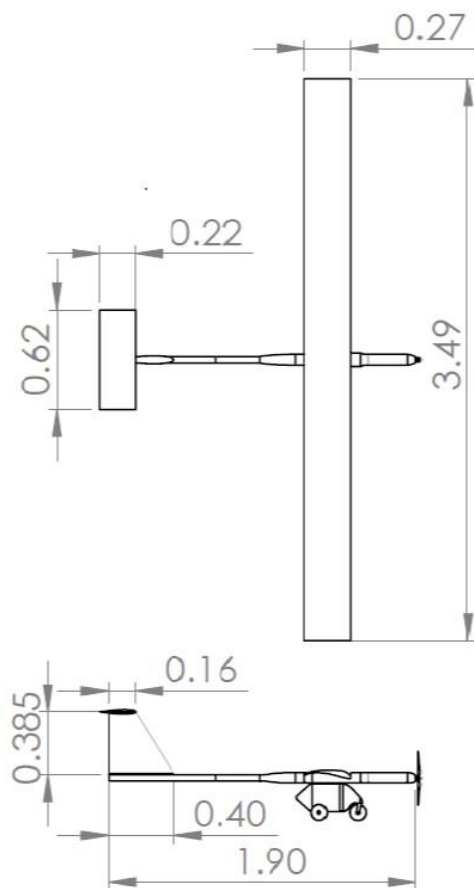
Slika 1 3D model letjelice HUSZ Jaeger

Tablica 1 Osnovni podaci o HUSZ Jaeger

Raspon krila	3.49 m <sup>2</sup>
Površina krila	0.94 m <sup>2</sup>
Ukupna masa prazne letjelice	3.9 kg
Brzina krstarenja	14 m/s

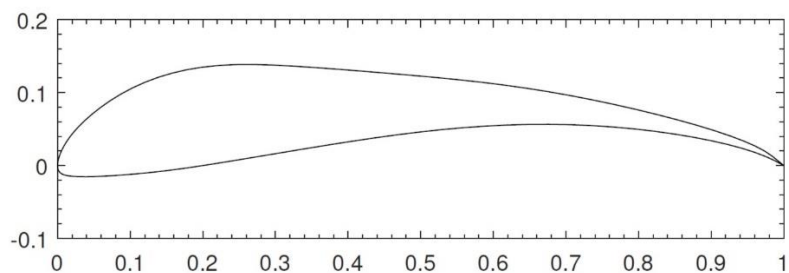
Tablica 2 Podaci o geometriji bespilotne letjelice

Referentna površina, $S_{ref}$	0.94 m <sup>2</sup>
Frontalna površina jednog kotača, $S_{front,k}$	0.003 m <sup>2</sup>
Frontalna površina prostora za teret, $S_{front,t}$	0.082 m <sup>2</sup>
Površina krila, $S_w$	0.94 m <sup>2</sup>
Raspon krila, $b$	3.49 m
Tetiva krila, $c_w$	0.27 m
Vitkost krila, $A_w$	13
Strijela krila,	0°
Postavni kut krila, $i_w$	-2°
Površina referentnog stabilizatora, $S_v$	0.11 m <sup>2</sup>
Raspon vertikalnog stabilizatora, $b_v$	0.358 m
Površina upravljačkih površina na vertikalnom stabilizatoru, $S_{\delta_v}$	0.035 m <sup>2</sup>
Korijenska tetiva vertikalnog stabilizatora, $c_{rv}$	0.4 m
Vršna tetiva vertikalnog stabilizatora, $c_{rv}$	0.16 m
Srednja aerodinamička tetiva vertikalnog stabilizatora, $c_v$	0.3 m
Vitkost vertikalnog stabilizatora, $A_v$	1.31
Strijela vertikalnog stabilizatora,	36°
Površina horizontalnog stabilizatora, $S_h$	0.136 m <sup>2</sup>
Površina upravljačkih površina na vertikalnom stabilizatoru, $S_{\delta_h}$	0.04 m <sup>2</sup>
Tetiva horizontalnog stabilizatora, $c_h$	0.22 m
Vitkost horizontalnog stabilizatora, $A_h$	2.78
Strijela horizontalnog stabilizatora,	0°
Duljina prednjeg segmenta tijela, $b_{b1}$	0.745 m
Duljina stražnjeg segmenta tijela, $b_{b2}$	1.155 m



**Slika 2** Glavne dimenzije bespilotne letjelice HUSZ Jaeger

Za pomatranu letjelicu korišten je aeroprofil S1223 RTL prikazan na slici 3. koji se pokazao kao najbolji za zadane uvjete leta.



**Slika 3** Aeroprofil S1223 RTL



### 3. AERODINAMIČKE ZNAČAJKE BESPILOTNE LETJELICE HUSZ Jaeger BEZ UTJECAJA TLA

Ovim poglavljem analizirane su aerodinamičke značajke promatrane letjelice bez utjecaja tla metodom noseće linije (MNL) [1] te opisane polazne formule vezane uz otpor, uzgon i cirkulaciju. Također analizirana je polara MNL prema [1] i uspoređena sa stvarnom polarom promatrane bespilotne letjelice.

#### 3.1. Otpor

Otpor letjelice sastoji se od dvije komponente; nultog otpora i induciranog otpora. Nulti otpor je otpor kada nema uzgona, a sastoji se od otpora trenja, otpora dna i valnog otpora. Zbog geometrije letjelice tj. zanemarive izlazne površine možemo zanemariti otpor dna. Također možemo zanemariti valni otpor koji se ne javlja u subsonici. Iako možemo neke vrste otpora zanemariti, neke moramo uzeti u obzir, kao što je dodatni otpor, zbog oblika konstrukcije. Dodatnom otporu pridonose kotači i teretni prostor.

Formula nultog otpora (3.1.), koji se u našem slučaju sastoji samo od otpora trenja glasi

$$C_{D0} = c_f F_F F_S \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (3.1.)$$

gdje je  $c_f$  za slučaj laminarnog graničnog sloja

$$c_f = \frac{1.3}{\sqrt{Re}}$$

gdje je  $Re$  za laminarni granični sloj

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu} = 250165,$$

uz uvjet

$$Re < 1 \cdot 10^5$$

Za noseće površine vrijedi

$$F_F = 1 + \frac{0.6t}{x_t} + 100t^{-4},$$

$$F_S = (\cos \Lambda_t)^{0.28},$$

konačan iznos nultog otpora iznosi

$$C_{D0} = 0.0226$$

Formula za dodatni otpor (3.2.), koji čine kotači i teretni prostor glasi

$$C_{Dd} = k \frac{S_{front}}{S_{ref}} \quad (3.2.)$$

te  $k$  koača  $k_k=0.17$ , dok je  $k$  podvozja zbog aerodinamičkog oblika  $k_p=0.07$ , čime dobivamo konačan iznos  $C_{Dd}$

$$C_{Dd} = 0.024.$$

Formula induciranog otpora (3.3.) glasi

$$C_{Di} = K_1 C_L^2 + K_2 (C_L - C_{L0})^2 \quad (3.3.)$$

$$K_1 = \frac{1}{\pi A Re},$$

podaci o  $K_2$  i  $C_{L0}$  preuzeti su iz [2].

Formulu za ukupni otpor (3.4.) dobivamo zbrajanjem (3.1.) (3.2.) (3.3.)

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} + C_{Dd} \quad (3.4.)$$

Od posebnog značaja za ovaj rad biti će formula induciranog otpora (3.3.) s kojom naknadno analiziramo dobivene rezultate za proračune sa utjecajem tla. Koeficijenti induciranog otpora glase  $K_1=0.258$  i  $K_2=0.051$ ,  $C_{L0}=1$  preuzeti iz [3], te konačna formula za koeficijent induciranog otpora bez utjecaja tla (3.5.) promatrane bespilotne letjlice, nakon uvrštavanja koeficijenata glasi

$$C_{Di} = 0.0258 C_L^2 + 0.051 (C_L - 1)^2 \quad (3.5.)$$

Gore dobivenim podacima konačna formula za otpor glasi

$$C_D = 0.028401 C_L^2 + 0.102 C_L + 0.0976$$

Svi rezultati definirani su prema izvješću iz kolegija *Osnivanje zrakoplova I i II*. [3].

### 3.1.1. Otpor bespilotne letjelice bez utjecaja tla

Koeficijente induciranog otpora bez utjecaja tla dobivamo primjenom MNL [1]. Rezultat analize nije direktno povezan s (3.5.) te govori o promjeni koeficijenta induciranog otpora u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  prema MNL koji će biti od koristi u daljnjem dijelu rada i prikazan je na slici 4.

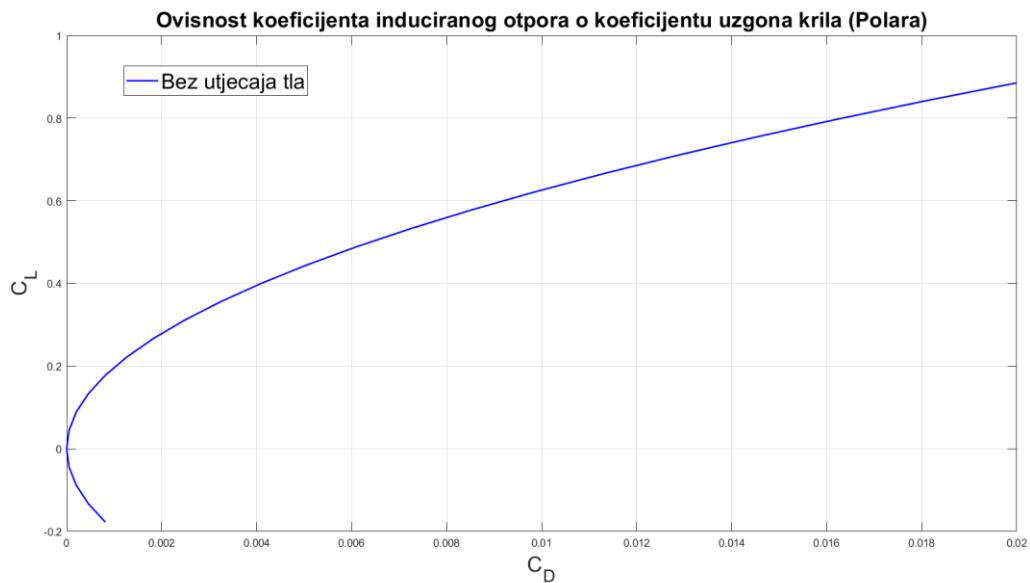


**Slika 4** Promjena koeficijenta otpora  $C_D$  u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  bez utjecaja tla

Na prikazanoj slici vidljivo je povećanje koeficijenta induciranog otpora s povećanjem napadnog kuta. MNL ne uključuje koeficijent nultog otpora  $C_{D0}$ , no njenom primjenom procjenjujemo utjecaj tla na mijenjanje induciranog otpora.

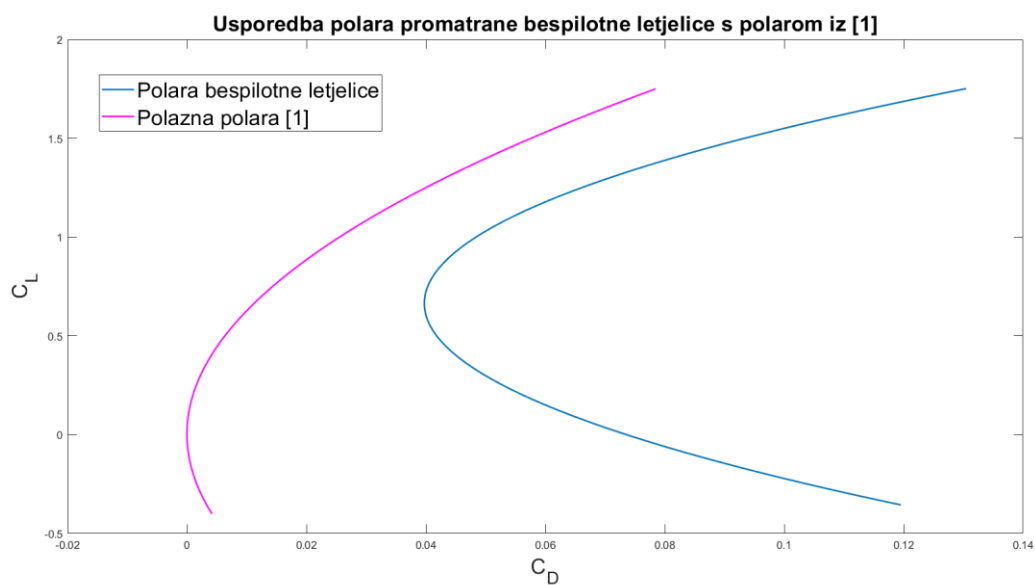
### 3.2. Polara bespilotne letjelice bez utjecaja tla

Također koristeći MNL [1] možemo odrediti bitan podatak bespilotne letjelice; polaru. Polara promatrane bespilotne letjelice analizirana MNL bez utjecaja tla prikazana je slikom 5. koju definiramo kao *polaznu* tj. ona će biti polazna polara u sljedećim analizama.



Slika 5 Polazna polara bez utjecaja tla

Sljedeća usporedba (Slika 6.) polara bit će vezana za promatranu bespilotnu letjelicu tj. koliko se stvarna polara [3] razlikuje od polazne polare [1].



**Slika 6 Usporedba polara promatrane letjelice i polazne polare [1]**

Iz prikazanog grafa zaključujemo kako je stvarna polara bespilotne letjelice izrazito ne simetrična te upravo radi te spoznaje može biti od interesa ispitati kako će se ona mijenjati ukoliko joj dodamo utjecaj tla.

### 3.3. Uzgon

Uzgon je komponenta aerodinamičke sile  $\vec{F}$  koja je okomita na smjer neporemećene brzine strujanja iz beskonačnosti. Iznos sile uzgona po jedinici duljine  $L'$  definiran je teoremom Kutta-Jukowski [9] koji glasi da je iznos sile uzgona na tijelo u neporemećenoj struji zraka jednak produktu gustoće zraka, brzine strujanja zraka i intenziteta cirkulacije

$$L' = \rho V_{\infty} \Gamma,$$

koja ima smjer okomit na brzinu iz beskonačnosti i na vektor cirkulacije.

Umjesto sile uzgona  $\vec{L}$  koristimo bezdimenzijsku veličinu; koeficijent uzgona  $C_L$  koji odgovara omjeru sile uzgona letjelice i referentne sile izražene preko dimaničkog tlaka struje iz beskonačnosti te će biti prikazan za krilo konačnog raspona

$$C_L = \frac{L}{\frac{\rho V_{\infty}^2}{2} S_{ref}}$$

gdje je  $S_{ref}$  površina krila, a  $L$  definiran kao

$$L = \rho V_{\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) dy$$

Općenito uzgon krila ovisi o napadnom kutu  $\alpha$ , te za male napadne kuteve ovisnost koeficijenta uzgona  $C_L$  o napadnom kutu je linearna i vrijedi izraz

$$C_L = C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad (3.6)$$

gdje je  $C_{L\alpha}$  gradijent koeficijenta uzgona po napadnom kutu

$$C_{L\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha},$$

koji predstavlja napadni kut za koji je uzgon jednak nuli.

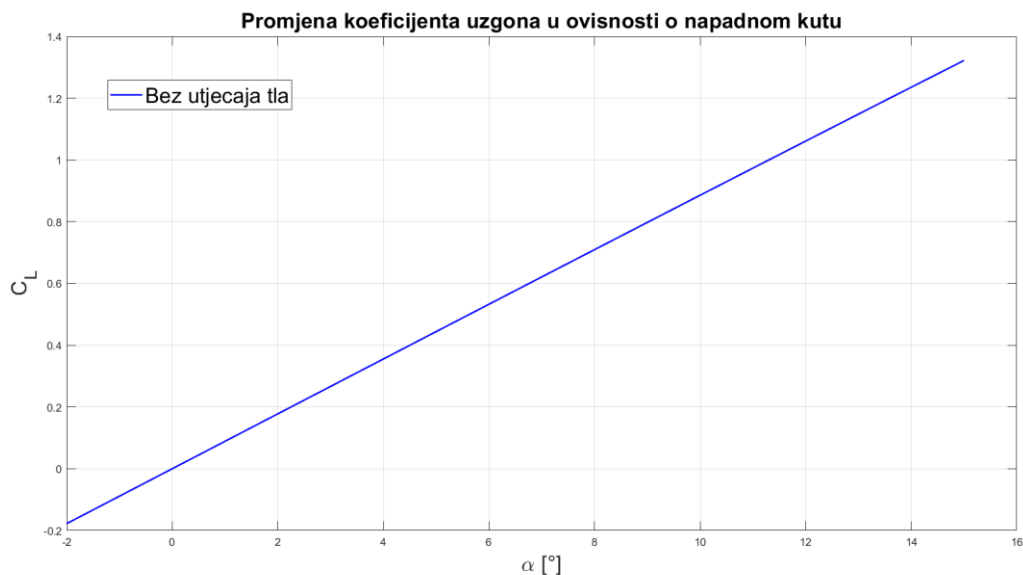
Konačna formula koeficijenta uzgona prema [3] glasi

$$C_L = 4.59(\alpha + 0.10472)$$

Svi rezultati definirani su prema izvješću iz kolegija *Osnivanje zrakoplova I i II*. [3].

### 3.3.1. Uzgon bespilotne letjelice bez utjecaja tla

MNL za promatranu bespilotnu letjelicu analizirana je promjena koeficijenta uzgona u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  koji će biti primjenjen u daljnjem dijelu rada.

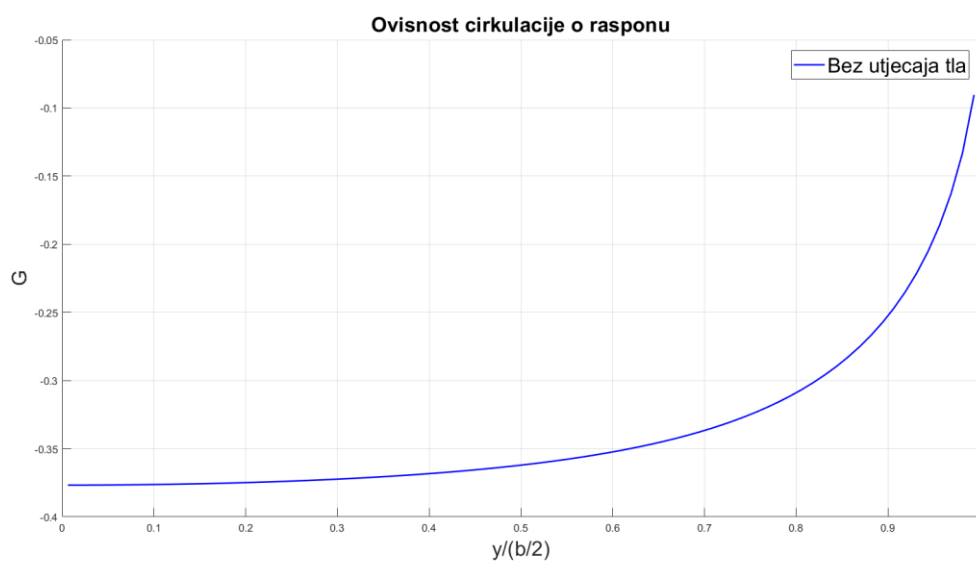


**Slika 7 Promjena koeficijenta uzgona  $C_L$  u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  bez utjecaja tla**

Vođeni proračunom, te grafom prikazanim rješenjem zaključujemo kako koeficijent uzgona ima linearnu karakteristiku, te se povećava s povećanjem napadnog kuta. Također prema MNL [1] bez utjecaja zaključujemo kako je za  $\alpha = 0^\circ$ ,  $C_L = 0$ .

### 3.4. Cirkulacija bespilotne letjelice bez utjecaja tla

Također u dijelu rada pod nazivom *uzgon* spomenuli smo cirkulaciju u ovisnosti o rasponu koju ćemo također proračunati za zadanu bespilotnu letjelicu u programskom paketu *MatLab* prema MNL [1]. Dobiveni rezultati prikazani su slikom 8. na kojoj su vrijednosti bezdimenzionalne cirkulacije  $G$  negativne zbog postavnog kuta krila koji iznosi  $-2^\circ$  dok se raspon kreće od vrijednosti nula do polovice raspona krila  $b/2$ .



Slika 8 Promjena bezdimenzionalne cirkulacije  $G$  u ovisnosti o polurasponu krila bez utjecaja tla

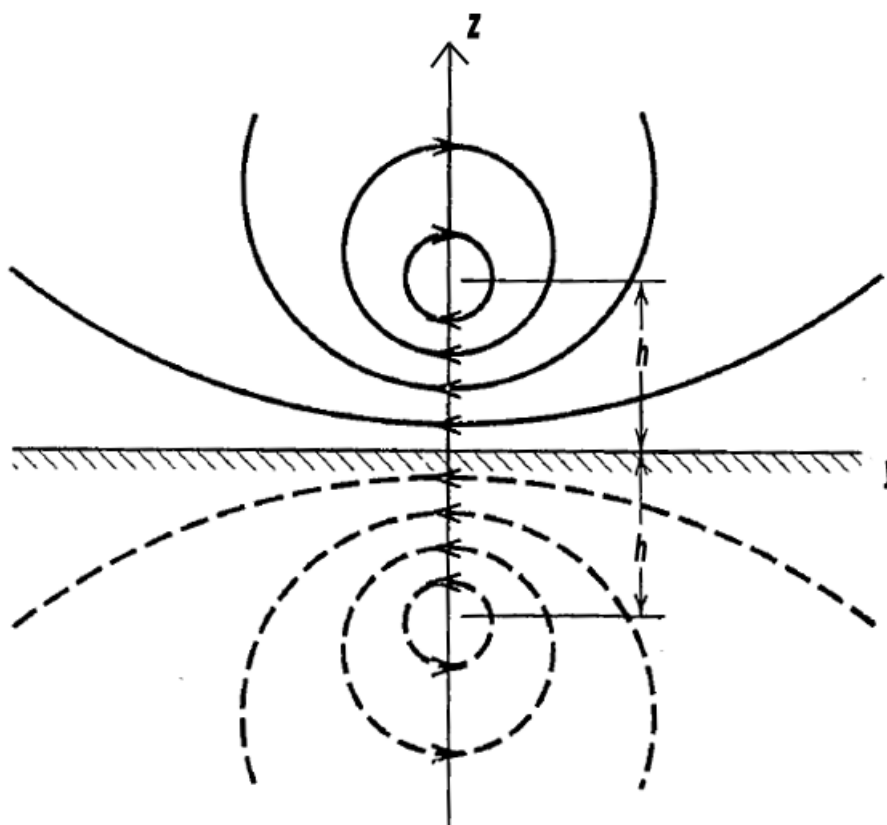


#### 4. AERODINAMIČKE ZNAČAJKE BESPILOTNE LETJELICE HUSZ

##### Jaeger SA UTJECAJEM TLA

U ovom poglavlju razmotrit ćemo utjecaj tla na značajke koje su razrađene u prethodnom poglavlju te ih usporediti s istima. Naknadno ćemo te podatke primijeniti kako bi proračunali neke performanse od interesa za promatranu bespilotnu letjelicu kao što su maksimalna i minimalna brzina, dolet, maksimalno trajanje leta i analizu ravnotežnog leta.

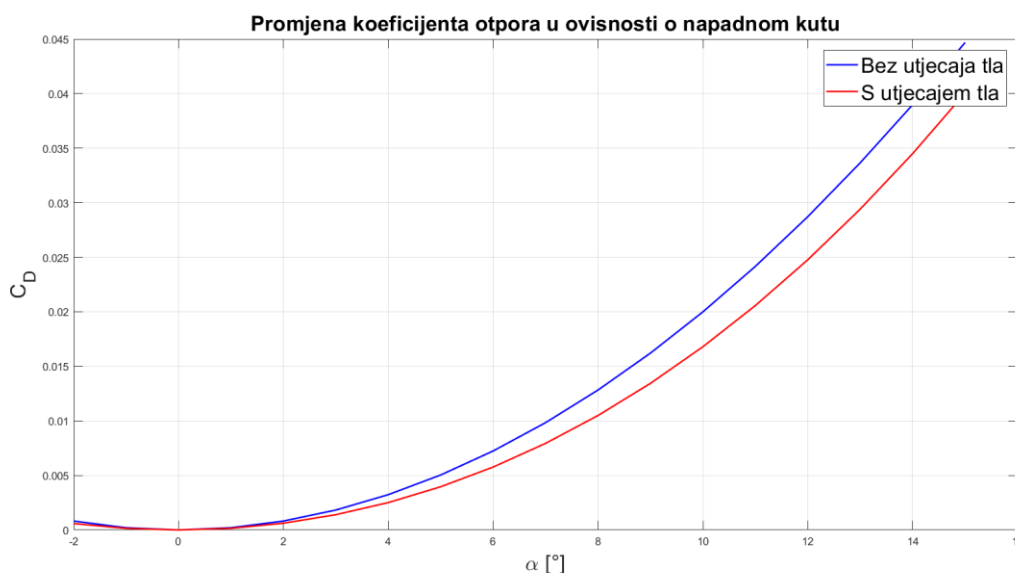
Kada se krilo nađe u blizini tla koje predstavlja čvrstu granicu fluida, dolazi do iskrivljenja oblika strujanja oko krila. Rezultirajući oblik strujanja može se objasniti kao rezultat interferencije strujanja oko krila i zrcalne slike (Slika 9.) tog strujanja pri čemu je zadovoljen uvjet strujanja koje je tangencijalno na ravninu tla. Taj uvjet osigurava nulti iznos komponente strujanja okomite na ravninu tla [1].



Slika 9 Slika cirkulacijskog strujanja pod utjecajem tla

#### 4.1. Otpor bespilotne letjelice s utjecajem tla

Primjenom MNL [1] pomoću koje je analizirana promjena koeficijenta induiranog otpora, usporedit ćemo promjenu koeficijenta induiranog otpora u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  s utjecajem tla (Slika 10.) i komentirati dobivene rezultate.



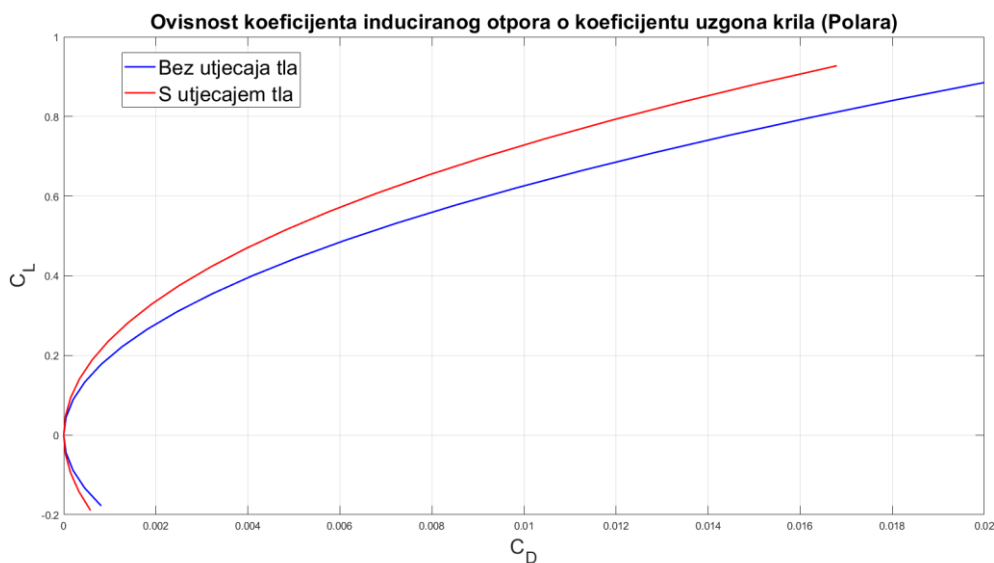
**Slika 10** Promjena koeficijenta otpora u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  za visinu leta  $h=0.5$  m

Iz prikazanog grafa vidljivo je kako se koeficijent otpora sa utjecajem tla smanjuje uspoređujući ga s rezultatima koeficijenta bez utjecaja tla. Točnije smanjuje se koeficijent inducirani otpor što dovodi do smanjenja ukupnog koeficijenta otpora. Ukoliko za isti napadni kut ( $\alpha = 10^\circ$ ) gledamo koeficijente otpora ( $C_D = 0.02$ ,  $(C_D)_g = 0.0164$ ) primjećujemo smanjenje od 17.8 %.

Isto tako možemo zaključiti što je veći napadni kut to će i koeficijent otpora biti veći, no biti će i manja razlika između koeficijenata sa i bez utjecaja tla što dovodi do zaključka kako imamo neka ograničenja ovog utjecaja koja ćemo razraditi u daljnjem dijelu rada

## 4.2. Polara bespilotne letjelice s utjecajem tla

Ovim poglavljem analizirat ćemo utjecaj tla na promjenu polare letjelice koristeći MNL [1] te ćemo objasniti primjenu ove metode na računanje utjecaja tla na unaprijed znanu polaru promatrane bespilotne letjelice [2]. Slikom 11. prikazan je utjecaj tla na promjenu polazne polare.

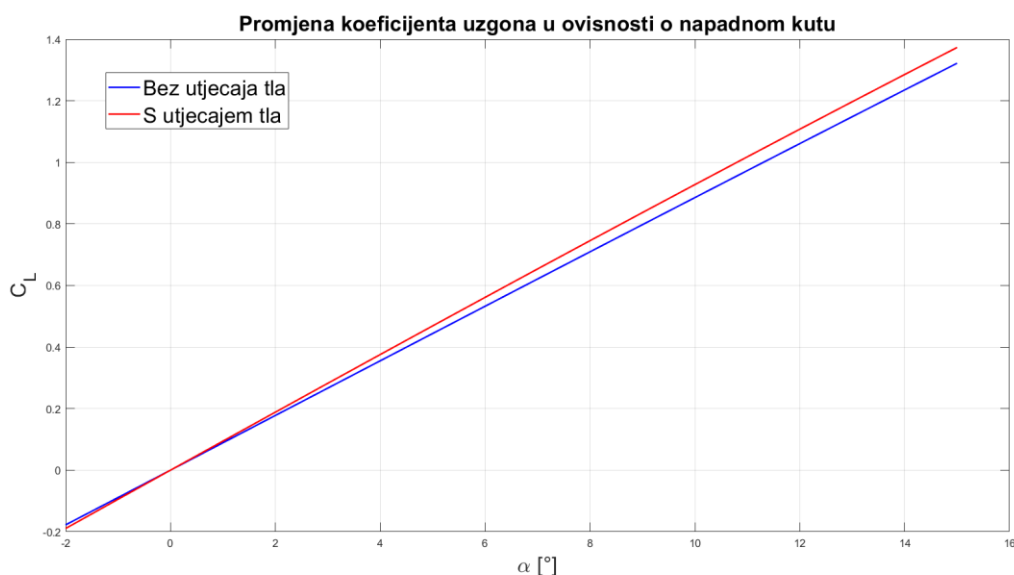


Slika 11 Promjena polare sa i bez utjecaja tla prema MNL

Iz slike 11. vidljiva je promjena polare koja se nalazi u utjecaju tla, polara je simetrična oko x osi te joj se tjeme nalazi u ishodištu koordinatnog sustava. Možemo primjetiti kako za isti koeficijent otpora dobivamo različite koeficijente uzgona tj. utjecajem tla dobivamo veće koeficijente uzgona što dovodi do zaključka o pozitivnom djelovanju utjecaja tla na aerodinamičke značajke letjelice.

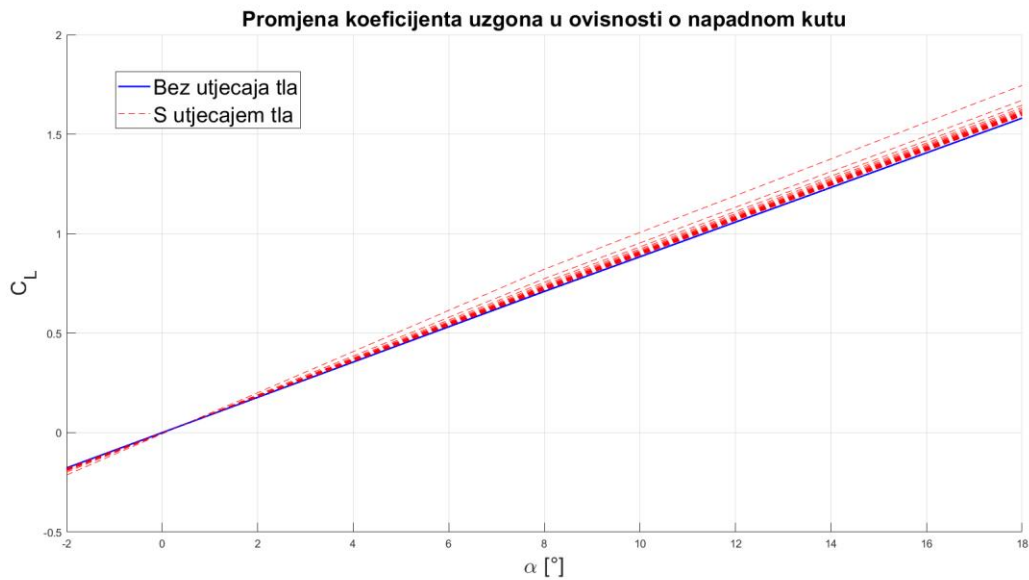
### 4.3. Uzgon bespilotne letjelice s utjecajem tla

U ovom dijelu rada analizirat ćemo kako utjecaj tla djeluje na koeficijent uzgona. Primjenom MNL [1] analiziran je utjecaj tla na koeficijent uzgona promatrane bespilotne letjelice, te je rezultat analize prikazan slikom 12.



**Slika 12 Usporedba promjene koeficijenta uzgona u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  sa i bez utjecaja tla za visinu  $h=0.5$  m**

Iz slike 12. možemo zaključiti kako za istu visinu i brzinu leta koeficijent uzgona koji je promatran u području utjecaja tla za isti napadni kut u odnosu na koeficijent uzgona bez utjecaja tla, veći, što dovodi do zaključka kako utjecaj tla ne samo da smanjuje koeficijent induciranog otpora, no povećava i koeficijent uzgona. Zanimljivo mi bilo razmotriti omjere nagiba pravaca, te bi taj podatak opisivao kako se smanjuje, odnosno gubi utjecaj tla s povećanjem visine leta. Slikom 13. prikazano je ponašanje pravaca koeficijenata uzgona s utjecajem tla tj. prikazano je kako se oni približavaju koeficijentu uzgonu bez utjecaja tla. Pravac mijenjanja koeficijenta uzgona u ovisnosti o napadnom kutu bez utjecaja tla definiran je kao  $C_{L\alpha}$ , dok je s utjecajem tla kao  $(C_{L\alpha})_g$ .



**Slika 13 Promjena nagiba prava koeficijenta uzgona u ovisnosti o napadnom kutu alpha za različite visine leta**

Kretajući se od gornjeg pravca prema donjem povećava se visina leta i smanjuje se utjecaj tla.

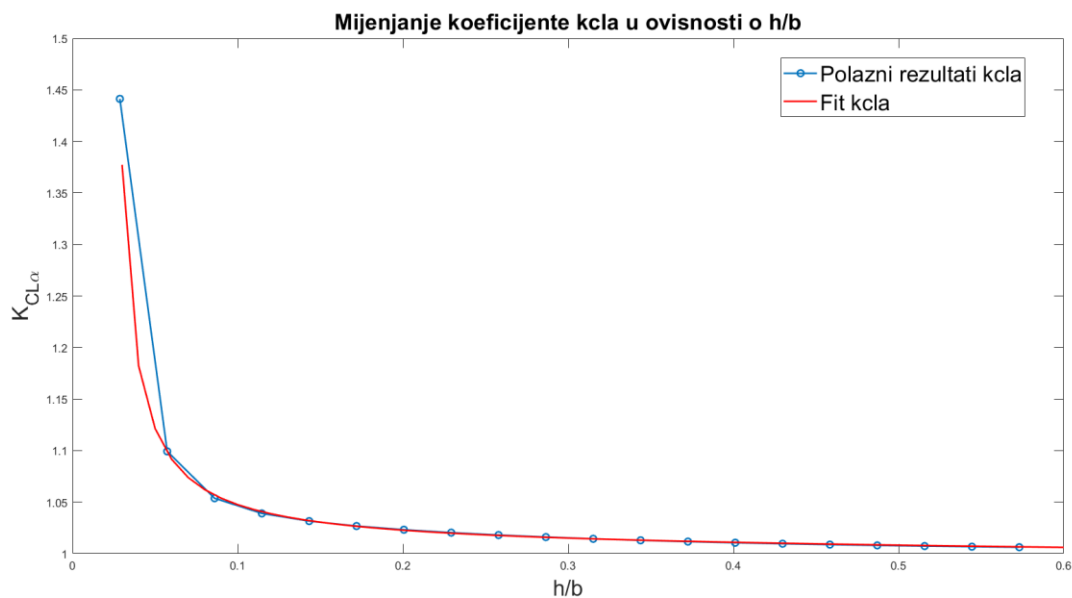
Kako bismo ovaj podatak primjenili dalje u proračunima uvodimo novu varijablu  $K_{CL\alpha}$  računajući je MNL [1] kojom je određen omjer nagiba pravaca koeficijenata uzgona  $C_L$  u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  sa utjecajem tla i bez utjecaja tla za različite visine leta  $h$ . Formula za  $K_{CL\alpha}$  glasi

$$K_{CL\alpha} = \frac{(C_{L\alpha})_g}{(C_{L\alpha})}$$

Naknadno kroz dobivene omjere primjenom funkcije *polyfit*, odredili smo funkciju mijenjanja  $K_{CL\alpha}$  u ovisnosti o bezdimenzijskoj vrijednosti  $h/b$  (Slika 14.), gdje  $h/b$  predstavlja omjer visine leta i raspona kirla bespilotne letjelice.

Konačnu formulu za  $K_{CL\alpha}$  dobivamo interaktivnim pristupom koristeći *cftool* u programskom paketu *MatLab* i možemo ju zapisati

$$K_{CL\alpha} = \frac{-0.009178\left(\frac{h}{b}\right)^2 + 1.006\left(\frac{h}{b}\right) - 0.01768}{\left(\frac{h}{b}\right) - 0.02093} \quad (K_{CL\alpha})$$

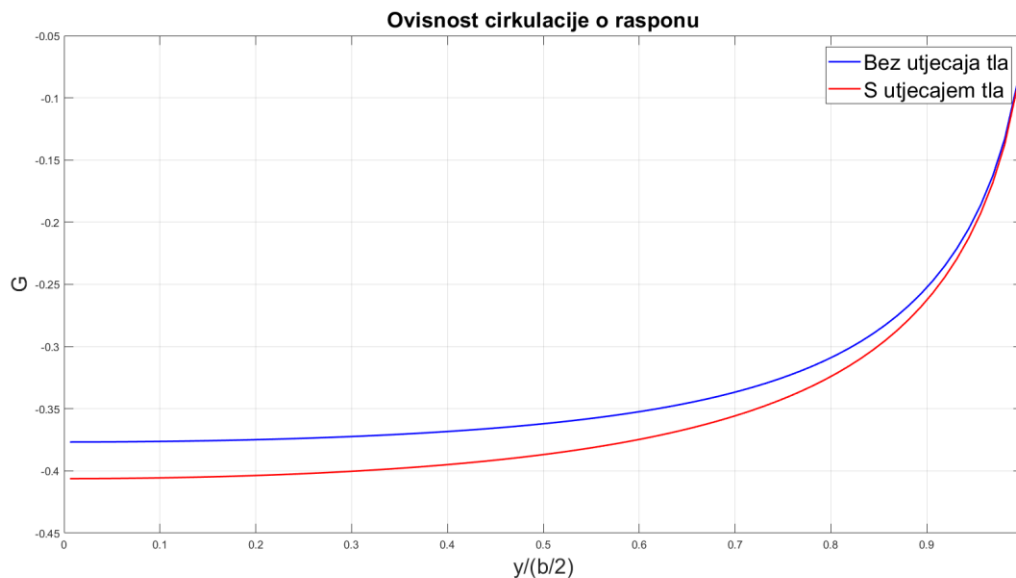


**Slika 14 Mijenjanje koeficijenta kcla u ovisnosti o h/b**

Iz slike 14. možemo zaključiti kako se s povećanjem visine leta smanjuje utjecaj tla, te je na  $h/b=0.5$  njegov utjecaj postaje nezmjetan, što nam govori da na visini leta od  $h=1.745$  m utjecaj tla uvelike slabi njegovo djelovanje, te je omjer koeficijenata uzgona približno jednak jedan.

#### 4.4. Cirkulacija bespilotne letjelice s utjecajem tla

Ovim dijelom prikazat ćemo kako se utjecaj tla odnosi na cirkulaciju po poluraponu krila bespilotne letjelice. Koristeći MNL [1] računamo promjenu cirkulacije za promatranu bespilotnu letjelicu te slikom 15. prikazati dobivene rezultate.



Slika 15 . Isnos bezdimenzionalne cirkulacije  $G$  sa i bez utjecaja tla

Iz slike 15. vidljivo je kako se iznos cirkulacije pod utjecajem tla po apsolutnom iznosu povećao što je također korisno jer samim time povećavamo i silu  $L'$ .

#### 4.5. Mjera utjecaja tla na koeficijent induciranog otpora

Također od velikog značaja može biti podatak koji nam govori o visini prestanka djelovanja utjecaja tla na smanjenje induciranog otpora, te možemo odrediti ukupan inducirani otpor što je vrijedno za primjenu kod nesimetrične polare, zato uvodimo novu mjeru  $G_i$  koju nazivamo mjerom utjecaja tla na inducirani otpor

$$G_i = \frac{\left(\frac{C_{Di}}{C_L^2}\right)}{\left(\frac{C_{Di}}{C_L}\right)} \quad (4.5.)$$

gdje brojnik razlomka označava omjer koeficijenta induciranog otpora i koeficijenta uzgona s utjecajem tla, dok nazivnik razlomka označava isto samo bez utjecaja tla. U aeronautičkoj literaturi preporučeno je nekoliko relacija koje mjere utjecaj tla na inducirani otpor koje se izražavaju kao jedinstvenu funkciju omjera visine krila iznad tla i raspona krila  $h/b$ .

Prvu takvu relaciju predstavili su Hoerner i Borst (H.B.) 1975. godine [4]

$$(G_i)_{HB} = \frac{33\left(\frac{h}{b}\right)^{1.5}}{1 + 33\left(\frac{h}{b}\right)^{1.5}},$$

1979. godine McCormick predstavlja svoji relaciju [5]

$$(G_i)_{MC} = \frac{\left(16\frac{h}{b}\right)^2}{1 + \left(16\frac{h}{b}\right)^2},$$

Naknadnom prepravkom gornje jednadžbe McCormick daje svoju konačnu relaciju [5]

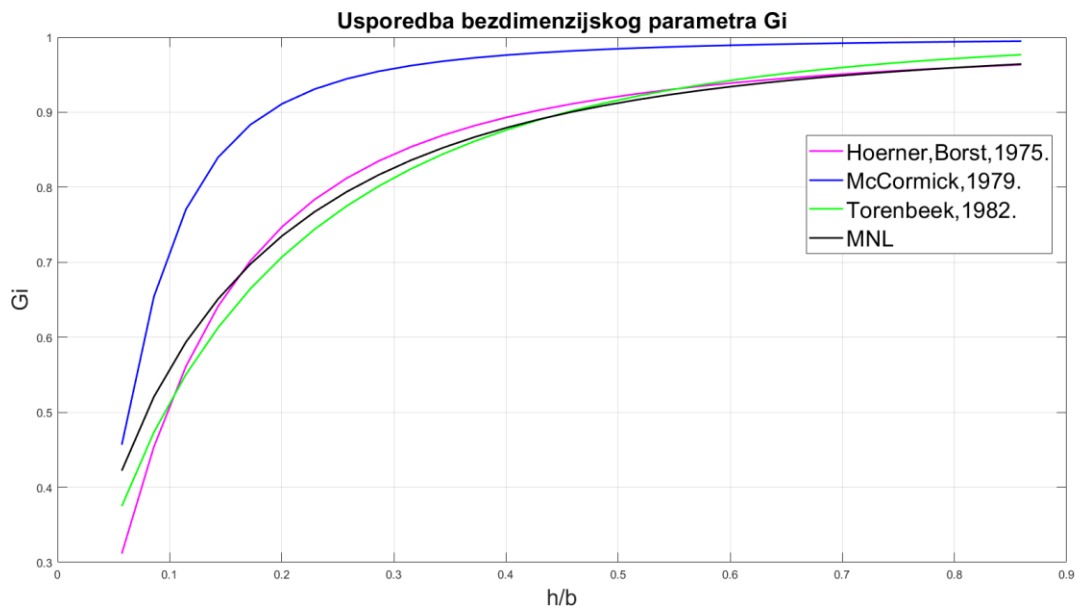
$$(G_i)_{MC_2} = \frac{\left(16\frac{h}{\pi b}\right)^2}{1 + \left(16\frac{h}{\pi b}\right)^2},$$

Posljednju takvu relaciju predstavio je Torenbeek 1982. godine [6]

$$(G_i)_{TO} = 1 - \exp\left(-2.48\left(\frac{2h}{b}\right)^{0.768}\right),$$



Primjenom MNL [1] dolazimo do nove relacije  $(G_i)_{MNL}$  koja je uspoređena s empirijskim formulama na slici 16. kao crna linija.



**Slika 16 Usporedba bezdimenzijskih parametara  $G_i$  s metodom noseće linije**

Na slici 16. možemo vidjeti kako  $(G_i)_{MNL}$  vrlo dobro prati prethodno navedene empirijske jednadžbe. Također je vidljivo kako povećanjem vrijednosti  $h/b$  utjecaj tla slabi, te rezultira smanjenju razlike koeficijenta induciranog otpora sa i bez utjecaja tla; u našem slučaju razlika koeficijenata pala bi ispod 10% za vrijednost iznad  $h/b=0.5$ . Množenjem vrijednosti  $h/b=0.5$  s rasponom kila  $b=3.49$  m dobivamo podatak da je razlika koeficijenata induciranog otpora sa i bez utjecaja tla pri visini od  $h=1.745$  m. manja od 10%.

#### 4.6. Polare bespilotne letjelice s utjecajem tla

Kako bi analizirali utjecaj tla na polaru promatrane bespilotne letjelice važan je podatak  $K_{CL\alpha}$  kojim smo definirali utjecaj tla na polaznu polaru (Slika 11.) te s tim podatkom i podatkom  $(G_i)_{MNL}$  koji govori o visini prestanka djelovanja utjecaja tla na smanjenje induciranog otpora prema MNL [1] uspoređenim s empirijskim relacijama (Slika 16) moguće je vjerno prikazati promjenu polare promatrane bespilotne letjelice. Korigiranjem opće jednadžne (4.5.) dobivamo relaciju za  $(C_{Di})_{gMNL}$  koji predstavlja koeficijent induciranog otpora s utjecajem tla prema MNL [1]

$$(C_{Di})_{gMNL} = (G_i)_{MNL} \cdot \left( \frac{C_{Di}}{C_L^2} \right) \cdot (C_L)_g^2 \quad (4.6.)$$

Gdje je  $(C_L)_g$  definiran kao

$$(C_L)_g = C_{L\alpha} \cdot K_{CL\alpha} \cdot \alpha + C_{L0},$$

dok su koeficijenti bez utjecaja tla  $C_{Di}$  i  $C_L$  definirani jednadžbama (3.5.) i (3.6.)

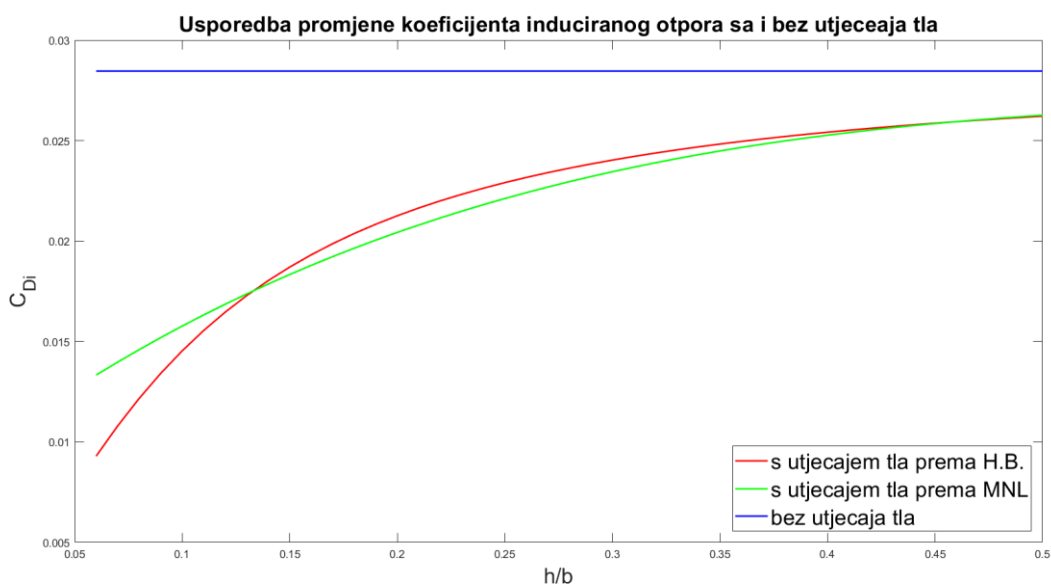
Konačno jednadžbu za koeficijent otpora s utjecajem tla prema MNL;  $(C_D)_{gMNL}$  zapisujemo kao

$$(C_D)_{gMNL} = C_{D0} + (C_{Di})_{gMNL} \quad (4.7.)$$

Kako bi izračunali koeficijent otpora prema H.B. [4] koristimo istu metodu kao i za MNL te dolazimo do konačne jednadžbe za koeficijent otpora s utjecajem tla prema H.B.;  $(C_D)_{gHB}$  koji zapisujemo kao

$$(C_D)_{gHB} = C_{D0} + (C_{Di})_{gHB} \quad (4.8.)$$

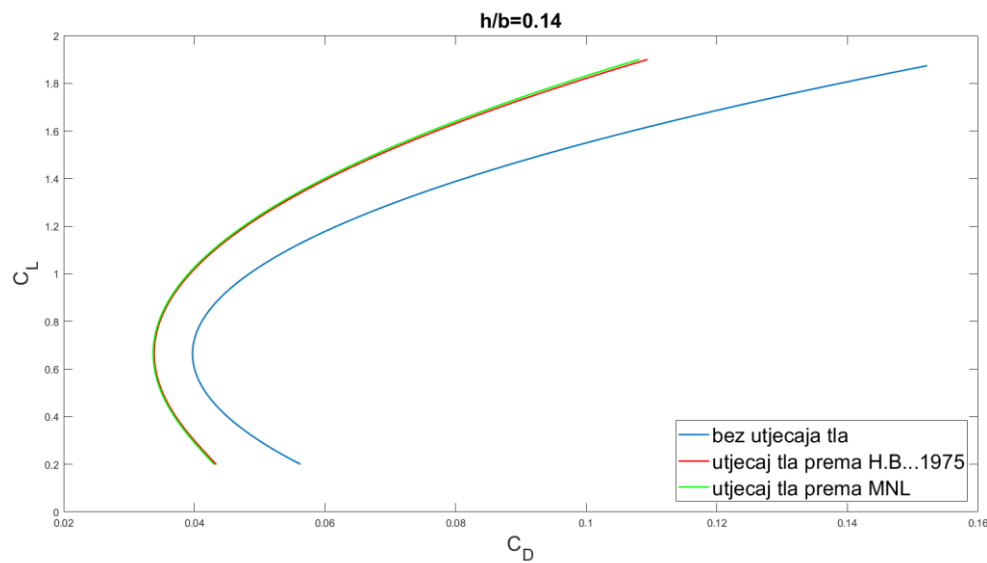
Zanimljivo bi bilo prikazati kako se mijenja koeficijent inducirani otpor prema metodi H.B. i MNL naspram koeficijenta induciranog otpora bez utjecaja tla. Ta promjena prikazana je slikom 17.



**Slika 17 Usporedba promjene koeficijenta inducirano g otpora u ovisnosti o h/b**

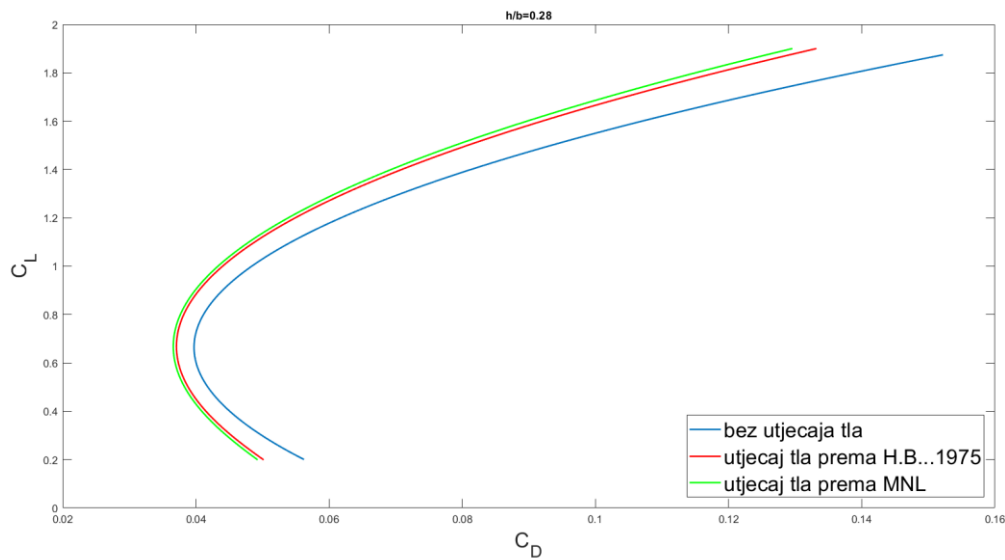
Iz slike 17 zaključujemo kako se s povećanjem visine leta iznosi koeficijenta inducirano g otpora s utjecajem tla prema H.B. i MNL približavaju rezultatu koeficijenta inducirano g otpora bez utjecaja tla, te možemo zaključiti kako utjecaj tla slabi povećanjem visine leta.

Jednadžbama (4.7.) i (4.8.) možemo računati polare promatrane bespilotne letjelice sa utjecajem tla prema MNL i H.B. koje će biti uspoređene na slici 18, slici 19. i slici 20. s polarom prema [3] za vrijednosti  $h/b=0.14$ ,  $h/b=0.28$  i  $h/b=0.5$ .



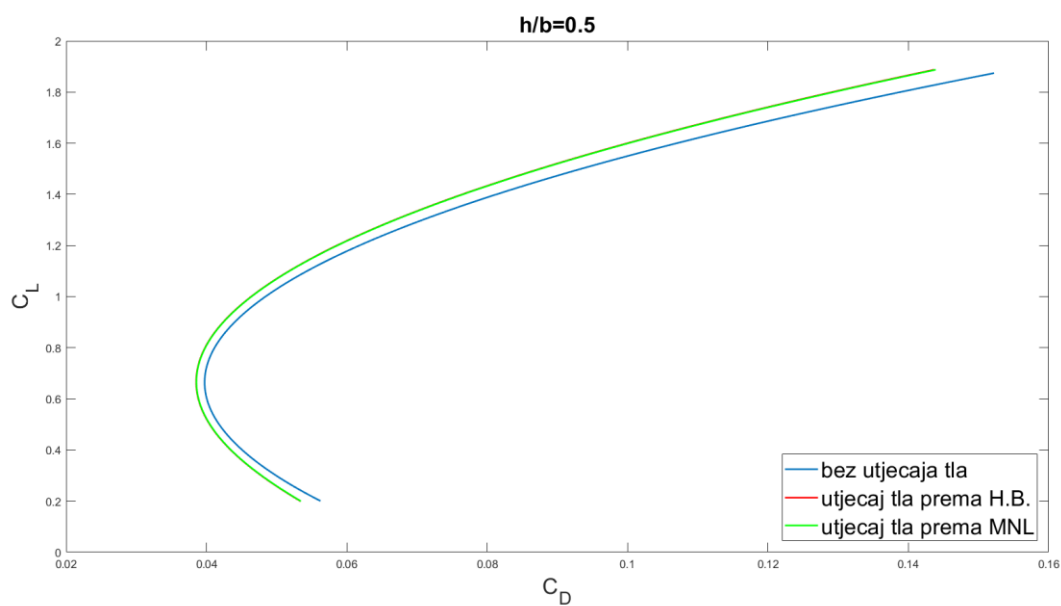
**Slika 18 Usporedba polara za  $h/b=0.14$**

Iz slike 18. vidljivo je da su polare bespilotne letjelice sa utjecajem tla prema metodi H.B i MNL približno identične te iz tog rezultata možemo zaključiti kako MNL [1] možemo koristiti kao vjerodostojne rezultate. Također je vrlo zanimljiva promjena polare tj. njena pozicija u odnosu na polaru [3] bez utjecaja tla. Možemo primjetiti kako se tjeme polare pomaknulo u lijevo po asimptoti zbog izrazite nesimetričnosti polare, ali isto tako se smanjila zakrivljenost polare.



**Slika 19 Usporedba polara za  $h/b=0.28$**

Slikom 19. prikazane su polare prema H.B. i MNL u usporedbi s polarom bez utjecaja tla [3] za bezdimenzijsku visinu  $h/b=0.28$ . Iako i dalje postoji utjecaj tla, znatno je manji, što možemo vidjeti sa slike 19., povećanjem visine leta smanjuje se utjecaj tla, te time polare koju su računane s utjecajem tla sve više poprimaju oblik polare bez utjecaja tla. Kako bi potpuno dokazali ovu tvrdnju slikom 20. prikazane su polare prema H.B. i MNL za bezdimenzijsku visinu  $h/b=0.5$  koju smo u poglavlju 4.5 definirali kao graničnu tj. bezdimenzijsku visinu nakon koje dolazi do iznimno male razlike između koeficijenata inducirano otpora sa i bez utjecaja tla koja je manja od 10%.



**Slika 20 Usporedba polara za  $h/b=0.5$**

Slikom 20. prikazane su polare prema H.B. i MNL za  $h/b=0.5$  iz koje je vidljivo kako povećanje visine leta utječe na smanjenje utjecaja tla te se polare s utjecajem tla približavaju polari bespilotne letjelice bez utjecaja tla prema [3].

## 5. RAVNOTEŽNI LET I PERFORMANSE BESPILOTNE LETJELICE SA UTJECAJEM TLA

U ovom poglavlju promotrit ćemo ravnotežni let i performanse bespilotne letjelice sa utjecajem tla i usporediti ih sa podacima bez utjecaja tla. Kako bi proveli proračune u ovom poglavlju koristit ćemo podatke iz predhodnog poglavlja koji su proračunati za utjecaj tla. Od interesa u pogledu performansi biti će dolet, maksimalno trajanje leta i minimalna i maksimalna brzina leta sa utjecajem tla za promatranu letjelicu

### 5.1. Ravnotežni let

Ravnotežnim letom se smatra let u kojemu su svi momenti koji djeluju oko središta mase letjelice jednaku nuli tj. da je rezultantni moment oko središta mase jednak nuli, što znači da za vrijeme ravnotežnog leta, let biti stacionaran odnosno jednolik.

U ovom dijelu rada analizirat ćemo ovisnost mijenjanja napadnog kuta i kuta kormila visine u ovisnosti o brzini leta za slučaj bez utjecaja tla i slučaj sa utjecajem tla. Primjenom koda *ravnotezni\_let.m* odredit ćemo mijenjanje napadnog kuta i kuta kormila visine u ovisnosti o napadnom kutu. Postavit ćemo sustav jednadžbi s dvije nepoznanice gdje ćemo koristiti matrice **A**, **B** i vektor **X**.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} C_{L\alpha} & C_{L\delta} \\ C_{m\alpha} & C_{m\delta} \end{bmatrix} \quad (5.1.)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} C_{Lrav} - C_{L0} \\ -C_{m0} \end{bmatrix} \quad (5.2.)$$

gdje je  $C_{Lrav}$

$$C_{Lrav} = \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref}},$$

$$\mathbf{X} = \text{inv}(\mathbf{A}) \cdot \mathbf{B},$$

vektor **X** sadrži podatke koji nas zanimaju u pogledu ovog dijela rada

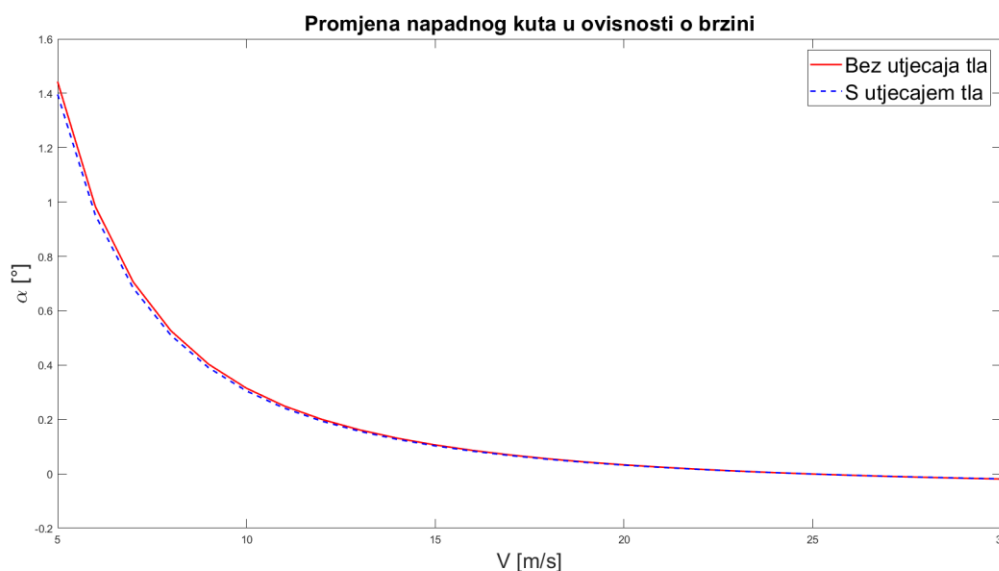
$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \delta_m \end{bmatrix}$$

Koeficijente koji se nalaze u matrici **A** preuzeli smo iz [2] te njihove vrijednosti glase  $C_{L\alpha}=4.5669$ ,  $C_{L\delta}=0.0811$ ,  $C_{m\alpha}=-0.0154$ ,  $C_{m\delta}=-0.3937$ ,  $C_{L0}=0.28$  i  $C_{m0}=-0.01$ . Moramo naglasiti kako u ovom radu nećemo moći analizirati promjenu svih navedenih koeficijenata sa utjecajem tla, no koeficijent na koji možemo primijeniti utjecaj tla je  $C_{L\alpha}$  te ćemo sa utjecajem tla dobiti novi koeficijent  $(C_{L\alpha})_g$  koji je definiran kao

$$(C_{L\alpha})_g = K_{CL\alpha} \cdot C_{L\alpha},$$

gdje je  $K_{CL\alpha}$  opisan jednadžbom ( $K_{CL\alpha}$ )

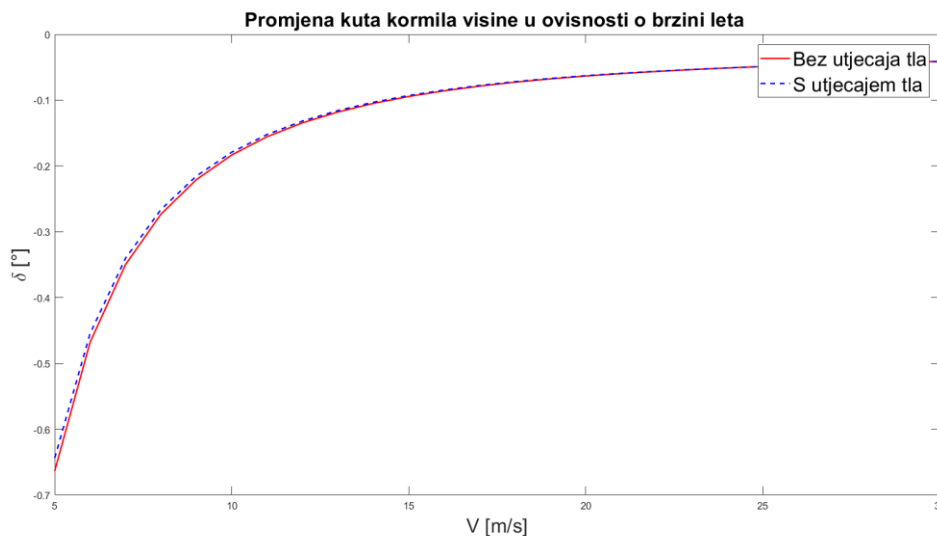
Rezultate ćemo prikazati grafički slikom 21. i slikom 22.



**Slika 21** Promjena napadnog kuta u ovisnosti o brzini

Postoje vrlo male razlike između napadnog kuta sa utjecajem tla i bez utjecaja tla, no to je posljedica ne mogućnosti analize utjecaja tla na ostale aerodinamičke gradijente u matricama **A** (5.1.) i **B** (5.2.) te su ti gradijenti pretpostavljeni kao konstantni. Ipak možemo vidjeti malu razliku između dva podatka, iz kojih možemo zaključiti kako je potreban manji napadni kut za ostvarivanje ravnotežnog leta s utjecajem tla.





Slika 22 Promjena kuta kormila visine u ovisnosti o brzini leta

Kao i na prethodnoj slici možemo zaključiti kako nam je potreban manji otklon kormila visine kako bi osigurali ravnotežni let.

## 5.2. Minimalna i maksimalna brzina leta

Kako bi mogli izračunati minimalnu i maksimalnu brzinu letjelice sa i bez utjecaja tla moramo proračunati potrebnu i raspoloživu snagu. Kada izračunamo ta dva podatka koja će biti funkcija brzine, dobit ćemo dva presjeka rezultata koji će predstavljati minimalnu, odnosno maksimalnu brzinu leta.

Na početku proračuna potrebno je izračunati iskoristivost korištenog propelera *Aeronaut CAM Carbon Light-Prop* [7]. Kako bi izračunali iskoristivost propelera potrebno je znati koeficijent pogonske sile  $C_T$  i koeficijent snage  $C_p$  koji se računaju pomoću izraza

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 d^4},$$

Gdje je  $n$  broj okretaja motora [rad/s],  $d$  promjer propelera [m] i  $T$  potrebna pogonska sila, koja je za ovaj proračun pretpostavljena jednaka ukupnom otporu  $D$ .

$$D = T = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S_{ref},$$

koeficijent  $C_p$  računamo

$$C_p = \frac{P}{\rho n^3 d^5},$$

gdje je  $P$  snaga propelera

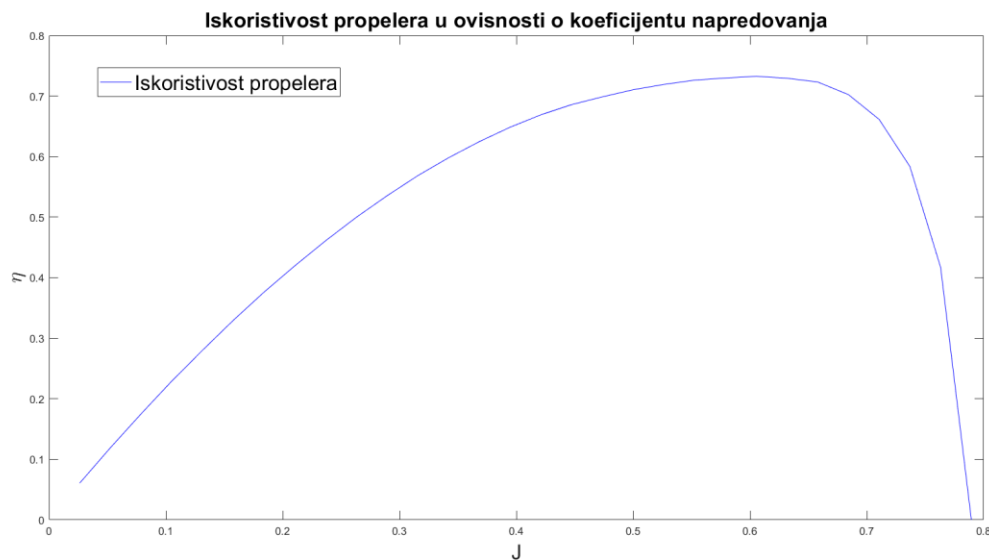
Uvođenjem novog koeficijenta; koeficijenta napredovanja  $J$  zajedno s gornjim jednadžbama možemo izračunati iskoristivost propelera.

$$J = \frac{V}{nd},$$

kako bi izračunali efikasnost propelera  $\eta$  koristimo se formulom

$$\eta = J \frac{C_T}{C_p},$$

Slikom 22. prikazat ćemo iskoristivost propelera  $\eta$  u ovisnosti o koeficijentu napredovanja  $J$  na kojoj je vidljivo da je maksimalna iskoristivost  $\eta = 0.7326$  za koeficijent napredovanja  $J = 0.6053$



**Slika 23 Iskoristivost propelera**

Nakon proračuna iskoristivosti propelera možemo proračunati potrebnu i raspoloživu snagu. Potrebna snaga  $P_r$  je snaga koja je potrebna kako bi savladali silu otpora te ju računamo

$$P_r = DV,$$

gdje je  $D$  sila otpora, a  $V$  brzina leta, dok za potrebnu snagu u režimu leta s utjecajem tla gdje

je  $D_g = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{Dg} S_{ref}$  konačna formula glasi

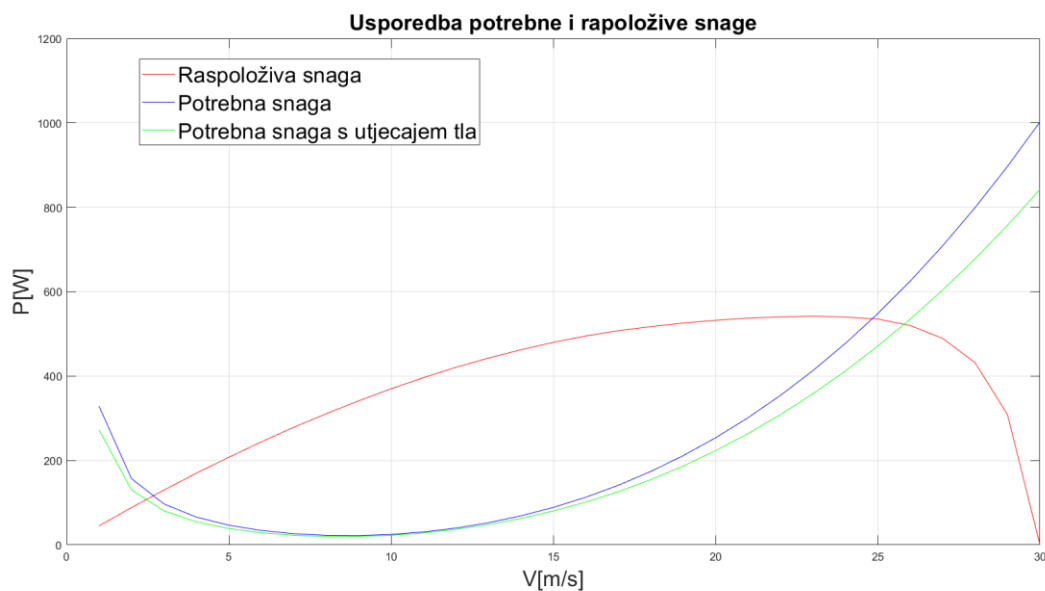
$$(P_r)_g = D_g V,$$

Raspoloživa snaga je snaga koju nam može dati motor u našem slučaju AXI Gold 2826/10 m te je njegova maksimalna snaga  $P_{\max} = 740W$ .

Za odabrani motor i propeler raspoloživa snaga  $P_a$  računa se pomoću jednadžbe

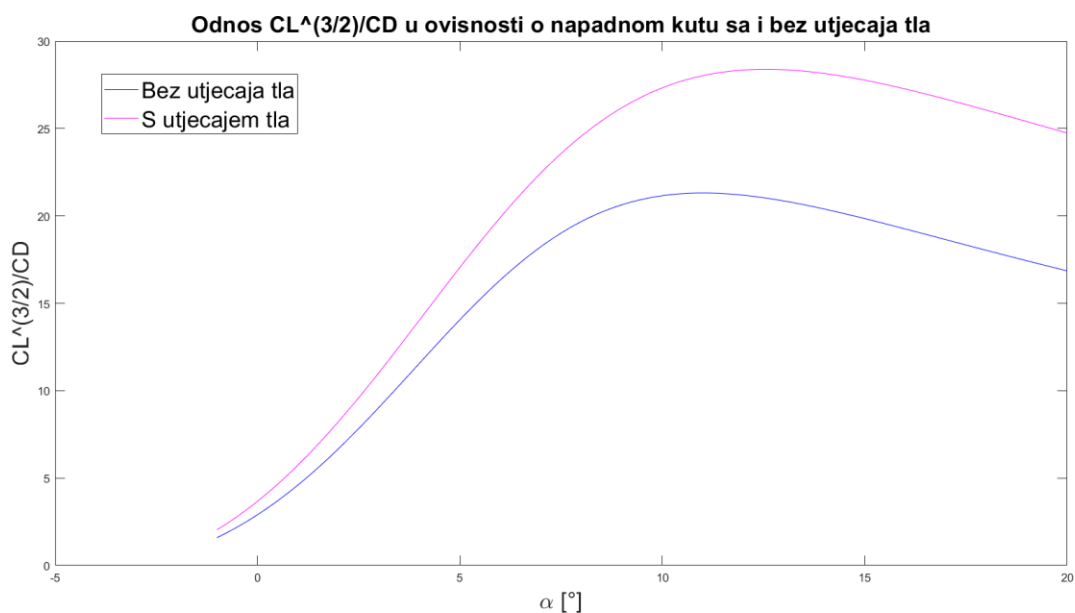
$$P_a = \eta P_{\max},$$

Kako bi pronašli minimalnu i maksimalnu brzinu leta, grafički ćemo prikazati mijenjanje  $P_a$ ,  $P_r$  i  $(P_r)_g$  na slici 24.



**Slika 24** Potrebna i raspoloživa snaga u ovisnosti o brzini  $V$  za  $h/b=0.28$

Nakon provedenog proračuna, te grafom prikazih rezultata iz slike 24. možemo vidjeti kako je potrebna snaga u režimu sa utjecajem tla manja od one bez utjecaja tla. Isto tako možemo primjetiti kako je minimalna brzina leta prilično mala, svega 2.5 m/s, no taj podatak moramo odbaciti iz razloga što već pri brzini manjoj od 9 m/s dolazi do sloma uzgona te u tom režimu ne možemo letjeti. Maksimalnu brzinu je moguće ostvariti ovim proračunom, presjecanjem pravaca potrebne i raspoložive snage dolazimo do rezultata kako je  $V_{\max} = 24.8$  m/s, dok je za presjecanjem pravaca potrebne snage s utjecajem tla i raspoložive snaga  $(V_{\max})_g = 26.1$  m/s. Minimalne potrebne snage s utjecajem tla i bez utjecaja tla neznatno se razlikuju, tako da možemo pretpostaviti kako je taj podatak isti u oba slučaja  $P_{\min} = (P_{\min})_g = 22.06$  W koje možemo dobiti uzimajući maksimalni omjer  $C_L^{3/2}/C_D$  iz slike 24. jer je za njegovu vrijednost potrebna snaga minimalna



Slika 25 Odnos  $CL^{3/2}/CD$  u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  za  $h/b=0.14$

### 5.3. Maksimalno trajanje leta bespilotne letjelice s utjecajem tla

Maksimalno trajanje lete ili *Endurance* ( $E$ ) je performansa zrakoplova koja nam govori koliko maksimalno vremenski možemo letjeti dok se gorivo ne potroši, odnosno u našem slučaju baterija. Kako bi izračunali maksimalno vrijeme leta potrebne su nam karakteristike korištene baterije *Dinogy graphene 2:0 3S 70C* čiji su bitni podaci sadržani u tablici 3.

Tablica 3 Potrebne karakteristike baterije

Kapacitet, $C$	2600 mAh
Napon, $U$	11.1 V
C-rating,	5C
Masa	219 g

Kako bi izračunali maksimalno trajanje leta koristit ćemo se modificiranom formulom koja direktno računa *Endurance* kod letjelica s električnim pogonom [8]. Nadanje potrebno je pronaći minimalnu potrebnu snagu koja je potrebna za let pespilotne letjelice čiji je način računanja objašnjen u prethodnom poglavlju te iznosi  $P_{\min} = 22.06 \text{ W}$ , te nam za tu snagu odgovara  $V = 9 \text{ m/s}$  koja je na granici sloma uzgona te ju možemo koristiti.

Formula prema [8] glasi

$$E = R_t^{1-n} \left[ \frac{\eta_{tot} UC}{\frac{1}{2} V^3 S_{ref} CD_0 + \frac{2W^2 k}{\rho V S_{ref}}} \right]^n,$$

Ovu formulu ćemo modifitirati zbog ne korištenja snage nultog otpora i snage induciranog otpora, tako što ćemo cijeli nazivnik zamijeniti potrebnom snagom  $P_r$  te modificirana jednadžba glasi

$$E = R_t^{1-n} \left[ \frac{\eta_{tot} UC}{P_r} \right]^n \quad (5.3.)$$

gdje potrebnu snagu računamo prema izrazu  $P_r = DV$  dok za režim leta s utjecajem tla  $(P_r)_g$  računamo prema izrazu  $(P_r)_g = D_g V$

U jednadžbi (5.1.)  $R_t$  je koeficijent pražnjenja/punjenja baterije pri maksimalnom opterećenju te za promatranu bateriju iznosi 0.2 dobiven iz jednadžbe

$$R_t = \frac{1}{C - rating},$$

ukupna iskoristivost  $\eta_{tot}$  je iskoristivost svih komponenti koji se nalaze u sustavu baterija-motor-propeler te iznosi  $\eta_{tot} = 0.68$ , a podatak  $n$  je bezdimenzijski parametar pražnjenja baterije koji ovisi o temperaturi i tipu baterije te za *Lithium-Polymer* iznosi  $n=1.3$ . Primjenom jednadžbe (5.1.) s navedenim podacima izračunato je maskimalno trajnje leta za gore navedene vrijednosti.

$$E = R_t^{1-n} \left[ \frac{\eta_{tot} UC}{P_r} \right]^n = 1.3919 \text{ h,}$$

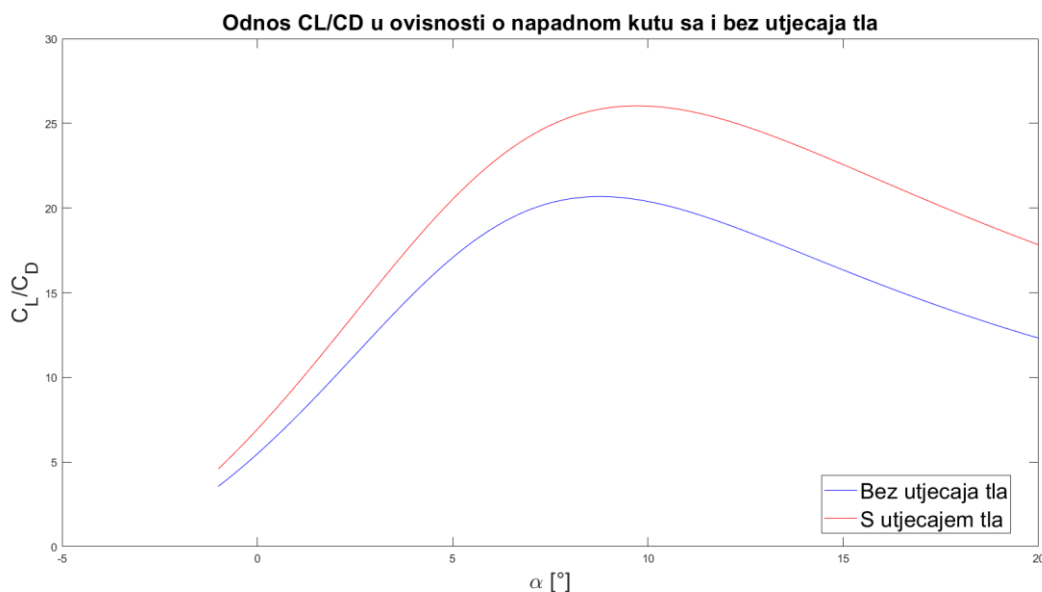
dok je maksimalno trajanje leta s utjecajem tla jednako

$$E_g = R_t^{1-n} \left[ \frac{\eta_{tot} UC}{(P_r)_g} \right]^n = 1.6020 \text{ h,}$$

Iz dobivenih rezultata možemo zaključiti kako pozitivnim djelovanjem utjecaja tla na aerodinamičke značajke letjelice, maksimalno trajanje leta produljili smo za 15.1 % odnosno 0.2101 h ili 12.61 minutu za  $h/b=0.14$ .

#### 5.4. Dolet bespilotne letjelice s utjecajem tla

Dolet  $R$  letjelice nam govori koju je udaljenost moguće preletjeti koristeći svu raspoloživu energiju, u našem slučaju, kapacitet baterije. Takav režim leta ostvarujemo kad je potrebna sila  $D$  minimalna. Potrebnu minimalnu silu moguće je dobiti iz slike 25. za maksimalni odnos  $C_L/C_D$ .



Slika 26 Odnos  $C_L/C_D$  u ovisnosti o napadnom kutu  $\alpha$  za  $h/b=0.14$

Nakon svih odrađenih proračuna dolet je relativno jednostavno izračunati pomoću formule (5.4.), uz pretpostavku konstantne brzine leta. Isto tako koeficijenti otpora  $C_D$  i  $(C_D)_g$  su konstantni te je za daljnji proračun moguće koristiti rezultate  $E$  iz prethodnog poglavlja.

$$R = VE \quad (5.4.)$$

Za dolet bez utjecaja tla koristimo gore navedenu formulu te dobivamo rezultat

$$R = VE = 9 * 1.3919 * 3600 = 45098 \text{ m}$$

Dok je dolet sa utjecajem tla

$$R_g = VE_g = 9 * 1.6020 * 3600 = 51905 \text{ m}$$

Ovim proračunom pokazali smo utjecaj tla na dolet letjelice te možemo zaključiti kako utjecaj tla ima pozitivan utjecaj, postotak povećanja doleta iznosi 15.1 % odnosno 6807 m za  $h/b=0.14$

## 6. ZAKLJUČAK

Ovim radom pokazan je utjecaj tla na aerodinamičke značajke bespilotne letjelice, metodom noseće linije uspoređujući ju sa empirijskim jednadžbama. Iako MNL ima ograničenja kao što je ne uključivanje nultog otpora  $C_{D0}$  u proračun koeficijenta otpora vrlo dobro računa promjenu induciranog otpora sa utjecajem tla, te uz pretpostavku konstantnog nultog otpora dolazimo do traženih rezultata. Uspoređujući analizom dobivene rezultate s utjecajem tla i bez utjecaja tla zaključujemo kako utjecaj tla pozitivno djeluje na aerodinamičke značajke letjelice. Pod tim podrazumijevamo smanjenje induciranog otpora (Slika 10.) i povećanje uzgona (Slika 12.). Isto tako utjecaj tla je promijenio izgled polare koja je za promatranu letjelicu uzrazito nesimetrična radi čega dobivamo zanimljive rezultate prikazane na slikama 18. i 19., te je prikazano kako povećanjem visine leta utjecaj tla se smanjuje na aerodinamičke značajke letjelice. Bezdimenzijska visina leta kod koje se značajno smanjuje utjecaj tla aproksimirana je i iznosi  $h/b=0.5$ , iz koje je moguće dobiti visinu leta kod koje dolati do smanjenja utjecaja tla za promatranu bespilotnu letjelicu množeći parametar  $h/b$  s rasponom krila  $b$ .

Naravno utjecaj tla ima svoja ograničenja, u ovom slučaju to će biti visina leta. Najveći utjecaj tla događa se na minimalnim udaljenostima od čvrste površine, odnosno tla, gdje je upravljivost letjelice teško ostvariva. Kao primjer možemo uzeti horizontalni zaokret koji bi blizu tla bilo nemoguće izvesti, time gubimo na mogućnosti manevriranja u slučaju korekcije putanje. Ali uzmemo li za primjer dolet i maksimalno trajanje leta, dobivamo pozitivne rezultate, povećanje performansi od 15% što bi moglo biti korisno ukoliko letimo prema određitu bez većih mijenjanja smjerova.

Nakon promatranja utjecaja tla na aerodinamičke značajke i performanse bespilotne letjelice dolazimo do ideje primjene ovog režima leta. Ovakav režim leta bespilotnih letjelica mogao bi biti primjenjen u svrhu dobave lijekova na otoke. U ovom modelu more bi nam more predstavljalo tlo i osiguravalo pojavu utjecaja tla, kojim bi letjeli nakon polijetanja i netom prije slijetanja. Ukoliko bi se trebali napraviti određeni manevri, letjelica bi morala izaći iz utjecaja tla i nakon njih se vratiti u režim leta s utjecajem tla.

Ovaj model je predstavljen kao ideja, te bi bilo zanimljivo razmotriti utjecaj tla na ostale performanse letjelice i moguće ostale primjene, isto tako dobivene rezultate valjalo bi potkrijepiti eksperimentima što bi mogao biti sljedeći cilj.



## LITERATURA

- [1] Peruš I., *Analiza utjecaja tla na aerodinamičke značajke metodom noseće linije*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, 2014.
- [2] Barać, M., *Simulacija leta radio-upravljive letjelice*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, 2019.
- [3] Barać, Ceilinger, Grlj, Krišto, Lončarević, Tukarić, Uroda, Zubak, *Finalni izvještaj iz kolegija Osnivanje zrakoplova I i II*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, 2019.
- [4] Hoerner, S.; Borst, H. *Fluid-Dynamic Lift*, Bricktown:Hoerner Fluid Dynamics, 1975.
- [5] McCormick, B. W., *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. 1st ed.*, New York: Wiley, 1979.
- [6] Torenbeek, E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design.*, Delft Univ. Press, Delft, 1982.
- [7] APC Propellers, *Performance data*, [https://www.apcprop.com/files/PER3\\_12x7.dat](https://www.apcprop.com/files/PER3_12x7.dat). 2019
- [8] Traub, L. W., *Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft*, Embry-Riddle Aeronautical University, USA, 2011
- [9] Anderson, J. D., *Fundamentals of Aerodynamics. 3rd ed.*, New York : McGraw Hill, 2001.