

Perfomanse velikog amfibijskog aviona namijenjenog gašenju požara

Dovođa, Antonio

Undergraduate thesis / Završni rad

2025

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:235:757954>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-02-27**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Antonio Dovoda

Zagreb, 2025.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

**PERFORMANSE VELIKOG AMFIBIJSKOG AVIONA
NAMIJENJENOG GAŠENJU POŽARA**

Mentori:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak,
Dr. sc. Marijan Andrić, mag. ing.aeroing.

Student:

Antonio Dovođa

Zagreb, 2025.

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

Zahvaljujem se mentoru prof.dr.sc. Milanu Vrdoljaku i komentoru dr.sc. Marijanu Andriću na pruženoj pomoći, usmjeravanju i odvojenom vremenu prilikom izrade ovog rada.

Zahvaljujem se svojoj obitelji što me tijekom studiranja podržavala i ohrabivala.

Antonio Dovođa



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 – 04 / 25 – 06 / 01	
Ur.broj: 15 – 25 –	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Antonio Dovoda** JMBAG: **0035227845**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Performanse velikog amfibijskog aviona namijenjenog gašenju požara**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Performance of large amphibious firefighting airplane**

Opis zadatka:

Amfibijski avion Canadair CL-415 namijenjen je zadaćama gašenja požara, što mu omogućava specifična konfiguracija visoko postavljenih krila i robusna konstrukcija.

Za veliki amfibijski avion nalik na CL-415 potrebno je u završnom radu provesti analizu performansi u horizontalnom letu i u penjanju. Pri tome promatrati uvjete leta koji su od interesa u zadaćama gašenja požara kao i konfiguracije tereta zrakoplova u smislu raspodjele mase goriva i mase vode za gašenje.

U završnom radu potrebno je za odabrani avion:

- prikazati geometriju letjelice i sve korištene podatke;
- procijeniti aerodinamički koeficijent otpora promatranog aviona za odabrane uvjete leta;
- opisati pogonsku grupu i pripadajući model potreban za procjenu performansi;
- odrediti performanse aviona u horizontalnom letu i penjanju za odabrane konfiguracije tereta;
- odrediti ovojnicu leta aviona za odabrane konfiguracije tereta;
- provesti usporedbu rezultata s dostupnim podacima za sličan avion.

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

Zadatak zadan:

30. 11. 2024.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Dr. sc. Marijan Andrić

Datum predaje rada:

1. rok: 20. i 21. 2. 2025.

2. rok: 10. i 11. 7. 2025.

3. rok: 18. i 19. 9. 2025.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 24. 2. – 28. 2. 2025.

2. rok: 15. 7. – 18. 7. 2025.

3. rok: 22. 9. – 26. 9. 2025.

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

1. UVOD.....	1
2. PODATCI O ZRAKOPLOVU.....	2
3. POGONSKA GRUPA	4
3.1 PW123AF.....	4
3.2 Propeler	5
4. PROCJENA NULTOG OTPORA I ODREĐIVANJE KOEFICIJENTA INDUCIRANOG OTPORA	7
4.1 Procjena otpora.....	7
4.1.1 Otpor krila	7
4.1.2 Otpor plovaka i nosača plovaka	9
4.1.3 Otpor <i>end-plate</i> -ova	11
4.1.4 Otpor horizontalnog stabilizatora.....	12
4.1.5 Otpor vetrtilaknih dijelova na horizontalnom stabilizatoru	13
4.1.6 Otpor vertikalnog stabilizatora.....	16
4.1.7 Otpor trupa	17
4.1.8 Otpor kućišta motora.....	20
4.1.9 Otpor podvozja.....	21
4.1.10 Ukupni nulti otpor zrakoplova	22
5. PERFORMANSE ZRAKOPLOVA	25
5.1 Horizontalni let	25
5.1.1 Horizontalni let za 1.konfiguraciju.....	27
5.1.2 Horizontalni let za 2.konfiguraciju.....	29
5.1.3 Horizontalni let za 3. konfiguraciju.....	31
5.1.4 Usporedba performansi za različite konfiguracije masa	33
5.2 Penjanje	34
5.2.1 Penjanje za 1.konfiguraciju mase zrakoplova	34
5.2.2 Penjanje za 2. konfiguraciju mase zrakoplova	36
5.2.3 Penjanje za 3. konfiguraciju mase zrakoplova	38
5.2.4 Usporedba performansi zrakoplova u penjanju.....	40
5.3. Ovojnica zrakoplova	41
5.3.1 Ovojnica zrakoplova za 1. konfiguraciju	41
5.3.2 Ovojnica zrakoplova za 2. konfiguraciju	42
5.3.3 Ovojnica zrakoplova za 3. konfiguraciju	43
6. USPOREDBA	45
7. ZAKLJUČAK.....	46

POPIS SLIKA

Slika 1. Canadair CL415 - izometrija.....	1
Slika 2. Prikaz Canadair CL-415 - nacrt	2
Slika 3. Prikaz Canadair CL-415 - bokocrt	3
Slika 4. Canadair CL 415- tlocrt	3
Slika 5. PW123AF [2].....	4
Slika 6. Ovisnost snage o visini za PW123AF.....	5
Slika 7. Propeler 14SF-19 [4].....	6
Slika 8. NACA 4418	7
Slika 9. Canadair CL415 prilikom prikupljanja vode [5].....	9
Slika 10. NACA 0015	12
Slika 11. Prikaz vertikalnih dijelova na horizontalnom stabilizatoru [5].....	14
Slika 12. NACA 0018	16
Slika 13. Prikaz uvučenog stajnog trapa Canadair CL 415 [5]	22
Slika 14. Kružni dijagram	23
Slika 15. Polara zrakoplova.....	24
Slika 16. Potrebna i raspoloživa snaga za 1. konfiguraciju.....	27
Slika 17. Potrebna i raspoloživa sila za 1. konfiguraciju	28
Slika 18. Potrebna i raspoloživa snaga za 2.konfiguraciju.....	30
Slika 19. Potrebna i raspoloživa sila za 2.konfiguraciju	31
Slika 20. Potrebna i raspoloživa snaga za 3. konfiguraciju.....	32
Slika 21. Potrebna i raspoloživa sila za 3. konfiguraciju	33
Slika 22. Prikaz brzine i kuta penjanja u ovisnosti o visini za 1. konfiguraciju	35
Slika 23. Promjena masa zrakoplova i potrošenog goriva u ovisnosti o visini za 1. konfiguraciju	36
Slika 24. Prikaz brzine i kuta penjanja u ovisnosti o visini za 2. konfiguraciju	37
Slika 25. Promjena masa zrakoplova i potrošenog goriva u ovisnosti o visini za 2. konfiguraciju	38
Slika 26. Prikaz brzine i kuta penjanja u ovisnosti o visini za 3. konfiguraciju	39
Slika 27. Promjena masa zrakoplova i potorošenog goriva u ovisnosti o visini za 3. konfiguraciju	40
Slika 28. Ovojnica zrakoplova za 1. konfiguraciju	42
Slika 29. Ovojnica zrakoplova za 2. konfiguraciju	43
Slika 30. Ovojnica zrakoplova za 3. konfiguraciju	44

POPIS TABLICA

Tablica 1. Tehnički podatci o zrakoplovu.....	2
Tablica 2. Prikaz konfiguracija zrakoplova.....	25
Tablica 3. Prikaz rezultata performansi u horizontalnom letu	33
Tablica 4. Usporedba performansi zrakoplova u penjanju.....	40
Tablica 5. Prikaz brzina za $H = 0 m$	44
Tablica 6. Usporedba nultog otpora	45
Tablica 7. Usporedba doleta i brzine penjanja	45

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
η_p	-	Stupanj korisnosti propelera
Re	-	Reynoldsov broj
V	$\frac{m}{s}$	Brzina
c_w	m	Tetiva krila
ν	$\frac{m^2}{s}$	Kinematička viskoznost
c_f	-	<i>Schlichting</i> -ov otpor ploče
F_F	-	Faktor korekcije uslijed relativne debljine ili oblika tijela
\bar{t}	-	Relativna maksimalna debljina aeroprofila
\bar{x}	-	Relativna pozicija maksimalne ebljine krila
F_{Ma}	-	Korekcija zbog stlačivosti
c_d	-	Koeficijent otpora profila
$(C_D)_W$	-	Koeficijent otpora krila
S_w	m^2	Površina krila
S_{ref}	m^2	Referentna površina
F_S	-	Koeficijent odnosa krila
l_p	m	Duljina plovka
d_{ekv}	m	Ekvivalentni promjer
f	-	Vitkost tijela
$(C_D)_p$	-	Koeficijent otpora plovka
S_p	m^2	Površina plovka
l_{np}	m	Duljina nosača plovka
S_{np}	m^2	Površina nosača plovka
$(C_D)_{np}$	-	Koeficijent otpora nosača plovaka
$(C_D)_{pu}$	-	Ukupni koeficijent plovaka i nosača plovaka
c_{ep}	m	Duljina tetive <i>end-plate</i> -a
$S_{vanjska}$	m^2	Vanjska površina <i>end-plate</i> -a
$S_{unutarnja}$	m^2	Unutarnja površina <i>end-plate</i> -a
c_h	m	Duljina tetive horizontalnog stabilizatora

S_{HS}	m^2	Površina horizontalnog stabilizatora
c_{Avd}	m	Duljina srednje aerodinamičke tetive vertikalnih dijelova
$\lambda_{\frac{1}{4}}$	°	Kut strijele na $\frac{1}{4}$ tetive vertikalnih dijelova na horizontalnom stabilizatoru
S_{vd}	m^2	Površina vertikalnih dijelova na horizontalnom stabilizatoru
$(C_D)_{vd}$	-	Koeficijent otpora vertikalnih dijelova na horizontalnom stabilizatoru
c_{Av}	m	Duljin srednje aerodinamičke tetive vertikalnog stabilizatora
S_{vs}	m^2	Površina vertikalnog stabilizatora
S_b	m^2	Oplahivana površina trupa zrakoplova
l_b	m	Duljina trupa zrakoplova
D_{ekv}	m	Ekvivalentni promjer
ΔC_D	-	Dodatni otpor
u	rad	Kut srednje crte tijela
$(C_{Df})_b$	-	Koeficijent otpora trupa zrakoplova
$(C_D)_V$	-	Koeficijent otpora vjetrobrana
C_p	-	Koeficijent tlaka
Ma	-	Machov broj
c	$\frac{m}{s}$	Brzina zvuka
κ	-	Izentropski eksponent
R	$\frac{kJ}{kmol}$	Opće plinska konstanta
T	K	Temperatura
$(C_D)_{base}$	-	Koeficijent otpora baze
l_m	m	Duljina kućišta motora
$(C_D)_m$	-	Koeficijent otpora motora
$(C_D)_p$	-	Koeficijent otpora podvozja
C_{D0}	-	Nulti otpor
$AR_{efective}$	-	Efektivna vitkost krila
e	-	Oswald-ov koeficijent

K	-	Koeficijent induciranog otpora
m	kg	Masa
L	N	Sila uzgona
T	N	Sila potiska
W	N	Sila težine
D	N	Sila otpora
ρ	$\frac{kg}{m^3}$	Gustoća
T_r	N	Potrebna pogonska sila
C_L	-	Koeficijent sile uzgona
P_r	W	Potrebna snaga
R	m	Dolet
m_i	kg	Inicijalna masa
m_k	kg	Krajnja masa
E	s	Maksimalno trjanje leta (<i>Endurance</i>)
V_k	$\frac{m}{s}$	Krajnja brzina
V_i	$\frac{m}{s}$	Inicijalna brzina
V_v	$\frac{m}{s}$	Brzina penjanja
V_{max}	$\frac{m}{s}$	Maksimalna brzina
V_{min}	$\frac{m}{s}$	Minimalna brzina
V_{stall}	$\frac{m}{s}$	Brzina sloma uzgona

SAŽETAK

Tijekom ljetnih mjeseci, zbog utjecaja velikih vrućina ili zbog ljudskog utjecaja često dolazi do nastajanja požara, a suha vegetacija i nepristupačan teren samo pospješuju ubrzano širenje takve vrste požara. Upravo je zbog ovog razloga konstruiran amfibijski zrakoplov Canadair CL-415, čija je svrha gašenje požara na nepristupačnim i zahtjevnim terenima.

U ovom je radu napravljena geometrija zrakoplova nalik na Canadair CL-415 koja je prikazana CAD-modelom te su na temelju geometrije određene performanse zrakoplova u horizontalnom letu s time da su odabrane tri različite konfiguracije tereta. Napravljen je i proračun procjene otpora, čime se dobivaju vrijednosti potrebne za određivanje performansi u horizontalnom letu i penjanju. Također je određena ovojnica zrakoplova koja prikazuje maksimalnu i minimalnu brzinu, brzinu sloma uzgona i maksimalnu visinu na kojoj zrakoplov može letjeti.

Izrada i proračun numeričkog dijela rada izvedeni su u programskom paketu MATLAB uz korištenje navedene literature.

Ključne riječi: amfibijski zrakoplov, otpor, brzina sloma uгона, maksimalna visina, ovojnica, horizontalni let, penjanje

SUMMARY

During the summer months, due to the impact of high temperatures or human activity, wildfires often occur, with dry vegetation and inaccessible terrain further accelerating their spread. For this reason, the amphibious aircraft Canadair CL-415 was designed specifically for firefighting in remote and demanding environments.

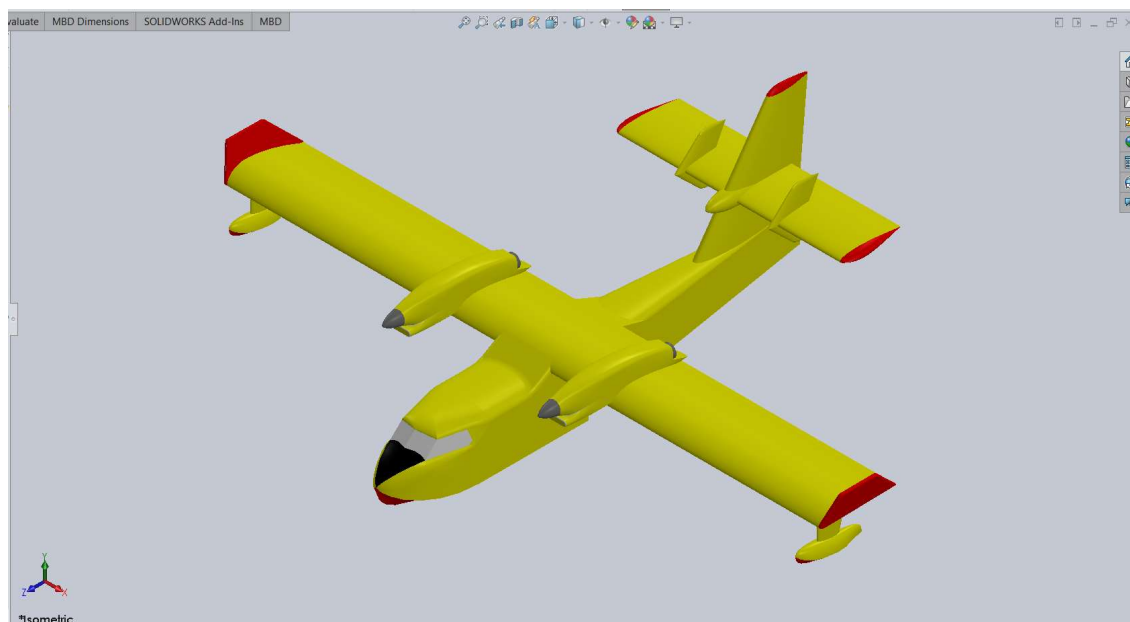
In this paper, the geometry of an aircraft similar to the Canadair CL-415 was created and presented as a CAD model. Based on this geometry, the aircraft's performance in horizontal flight was determined, considering three different payload configurations. Additionally, a drag estimation was performed, providing the necessary values for determining horizontal flight and climb performance. The aircraft's flight envelope was also established, illustrating the maximum and minimum speeds, stall speed, and maximum achievable altitude.

The numerical calculations in this study were conducted using the „MATLAB“ software package, utilizing relevant literature sources.

Keywords: amphibious aircraft, drag, stall speed, maximum altitude, flight envelope, horizontal flight, climb.

1. UVOD

Tema ovog rada je procjena otpora i određivanje performansi u horizontalnom letu na primjeru zrakoplova nalik na Canadair CL-415. Procjena otpora je važna jer otpor direktno utječe na performanse, potrošnju goriva te minimalnu i maksimalnu brzinu koju zrakoplov može postići. Otpor djeluje suprotno od smjera gibanja i tako smanjuje brzinu i uzgon zrakoplova, što utječe na dolet zrakoplova i trajanje leta. Manji otpor znači bolje performanse, veći dolet i duže trajanje leta. Otpor također utječe i na potrošnju goriva, koja će se razmatrati u penjanju zrakoplova na visinu od 2000 m za različite konfiguracije tereta. Veći aerodinamički otpor zahtijeva više snage koju turbopropelerni motor mora proizvesti, što rezultira povećanjem potrošnje goriva, dok se smanjenjem otpora može značajno smanjiti potrošnja goriva. Canadair CL-415, prikazan na Slici 1., je amfibijski zrakoplov namijenjen za gašenje požara te je njegova konstrukcija zanimljiva za procjenu otpora jer ima kvadratnu geometriju, zbog čega se može očekivati povećan otpor aviona. Cilj ovog rada je procijeniti otpor zrakoplova nalik na Canadair CL-415, a zatim dobivene rezultate usporediti sa dostupnim podacima. Kako bi se moglo doći do smislenog zaključka, na temelju CAD-modela napraviti će se procjena otpora i razmotrit će se performanse zrakoplova za horizontalni let, te će se napraviti ovojnica zrakoplova za različite konfiguracije masa zrakoplova, ali prije analize proračuna bit će dani podatci o zrakoplovu i opisat će se pogonska grupa zrakoplova popraćena s prikazom njene karakteristike.



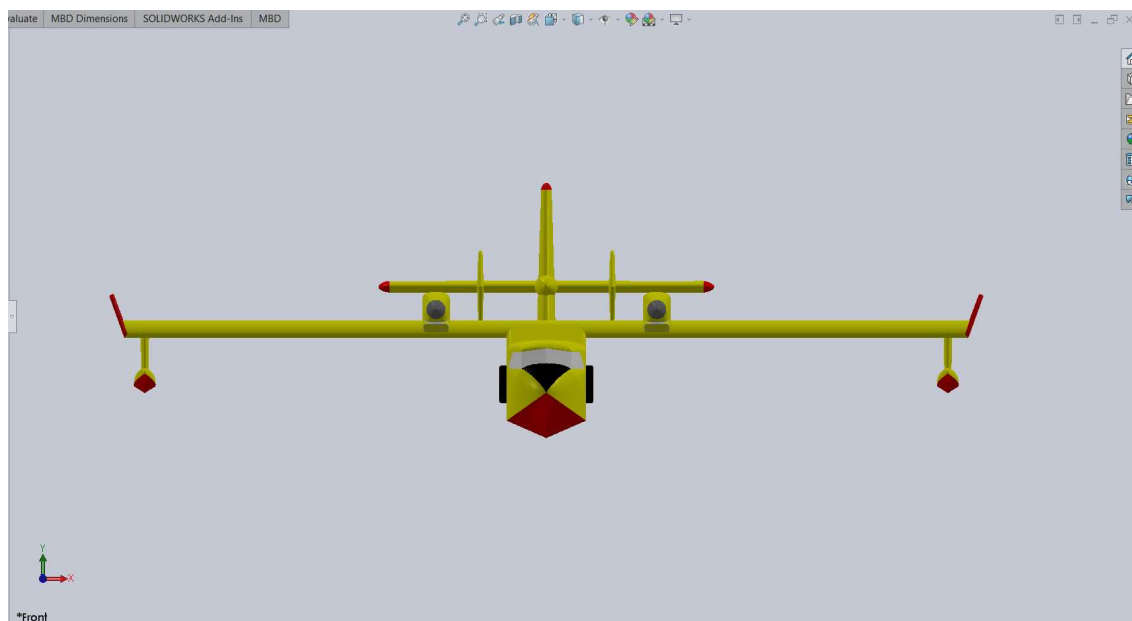
Slika 1. Canadair CL415 - izometrija

2. PODATCI O ZRAKOPLOVU

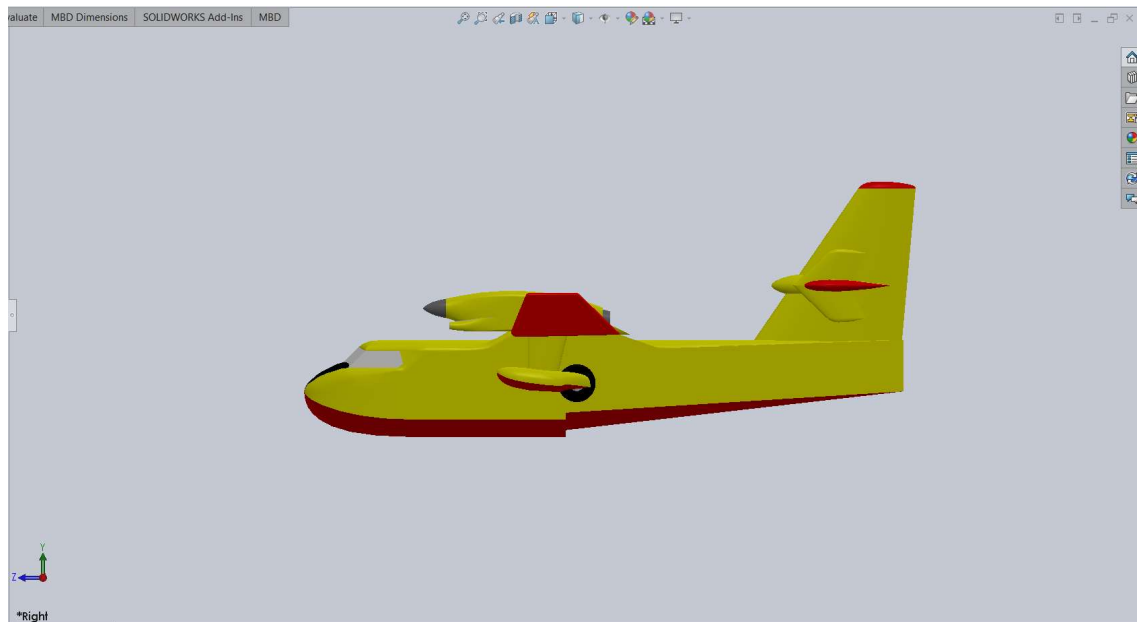
Canadiar CL-415 je prvotno proizvela tvrtka „Canadair“ koja je kasnije postala dijelom „Bombardier Aerospace“, a danas je većinski u vlasništvu „De Havilland Canada“. Upravo je zbog ovog problema teško pronaći točne podatke o zrakoplovu, no u ovom radu uzeti su podatci iz izvora [1]. Tehnički su podatci zrakoplova prikazani u Tablici 1, te je također prikazan model zrakoplova na slikama 2., 3. i 4.

Tablica 1. Tehnički podatci o zrakoplovu

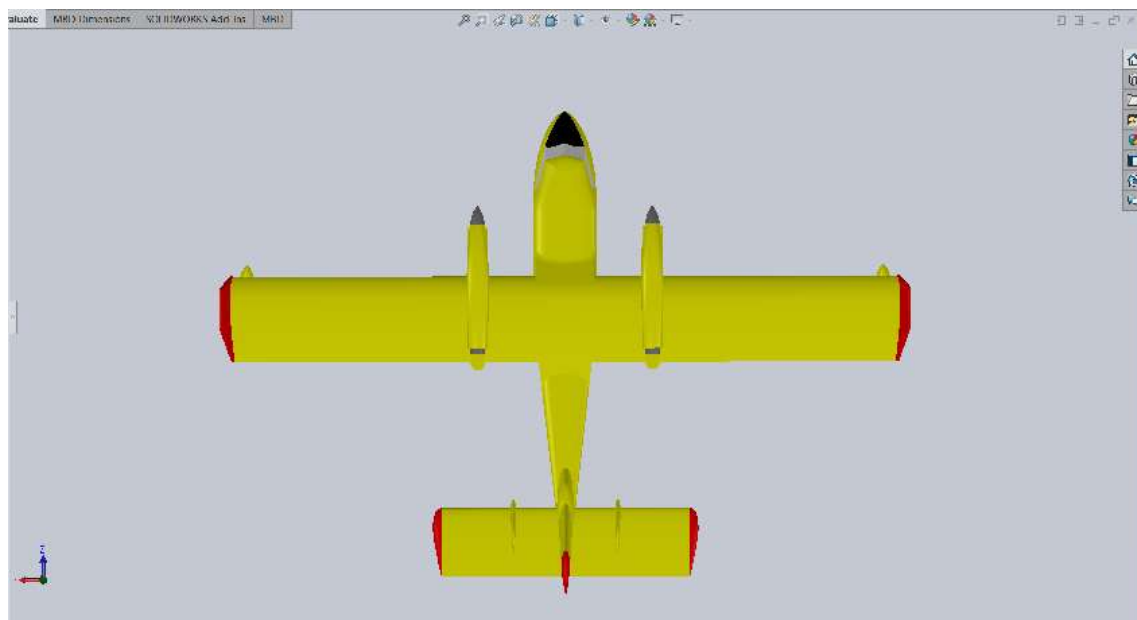
Težina zrakoplova	12 880 kg
Kapacitet goriva	4 650 kg
Kapacitet spremnika za vodu/ sredstvo za gašenje požara	6 140 kg
Duljina	19.82 m
Raspon krila	28.6 m
Visina	8.9 m
Snaga	2x1775kW



Slika 2. Prikaz Canadair CL-415 - nacrt



Slika 3. Prikaz Canadair CL-415 - bokoert



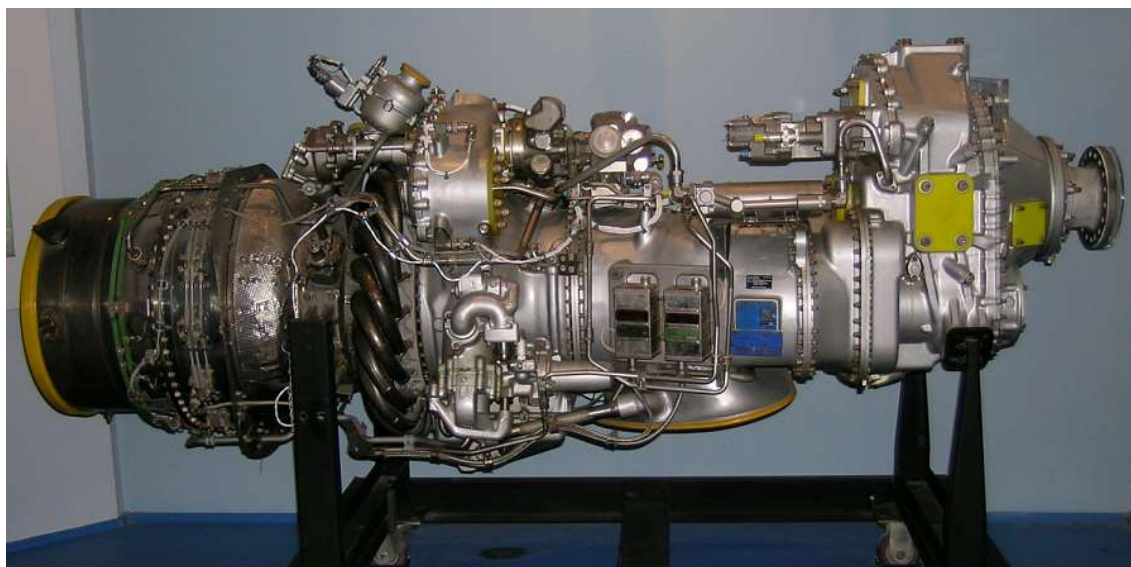
Slika 4. Canadair CL 415- tlocrt

3. POGONSKA GRUPA

Pogonska se grupa sastoji od dva „Pratt & Whitney Canada“ turbopropelerna motora serije PW123AF. Motor je specifičan jer pogonska turbina omogućuje propeleru rad pri brzinama okretaja koje smanjuju buku propelera i na tlu i u zraku. Također, kompresor može raditi pri optimalnoj točki rada za bilo koji uvjet leta dok se brzina vrtnje propelera može samostalno kontrolirati za maksimalnu učinkovitost.

3.1 PW123AF

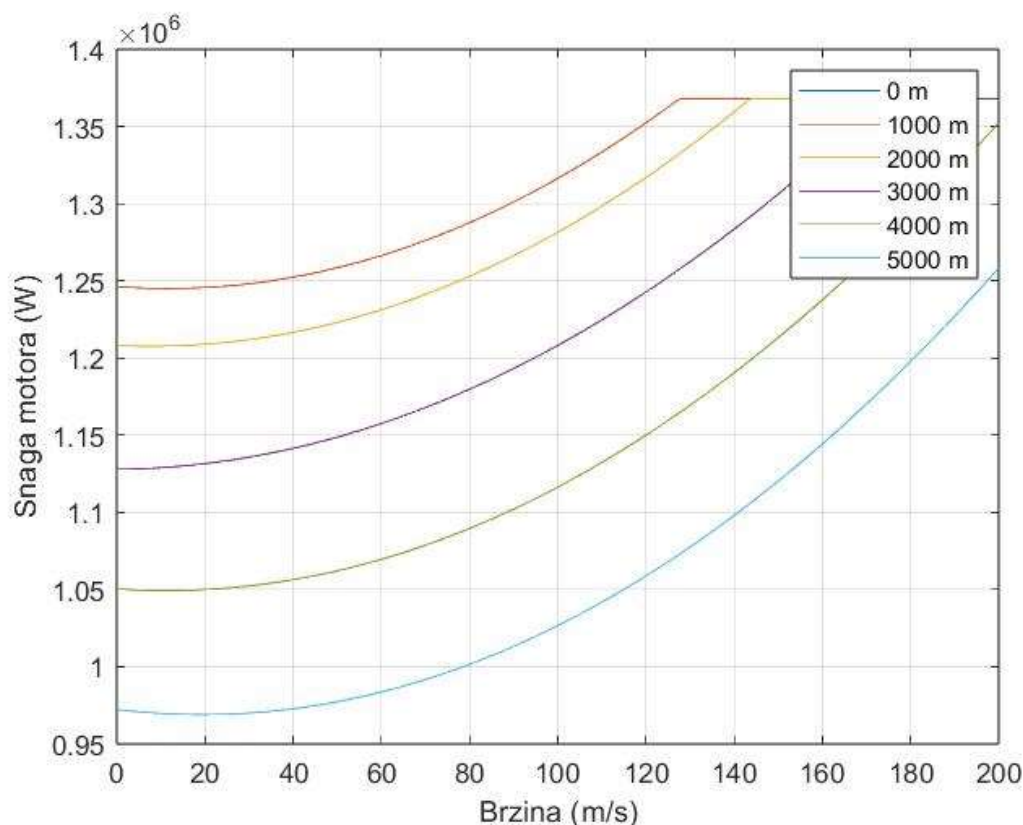
PW123AF, prikazan na Slici 5., je turbopropelerni motor s tri osovine, snage 1775 kW i maksimalnim brojem okretaja 1200 rpm. Kompresor je izveden kao jednostupanjski niskotlačni centrifugalni i jednostupanjski visokotlačni centrifugalni kompresor. Komora izgaranja je prstenasta s obrnutim tokom, a turbina je sastavljena od jednostupanjske aksijalne niskotlačne, jednostupanjske aksijalne visokotlačne i dvostupanjske aksijalne pogonske turbine.



Slika 5. PW123AF [2]

Snaga motora mijenja se s porastom visine jer gustoća zraka ovisi o visini, tj. pri većim visinama gustoća zraka je manja, iz čega slijedi da je snaga motora funkcija visine. Za potrebe rada u interesu je promatrati samo maksimalnu snagu motora čija je ovisnost o visini prikazana na Slici 6. koja prikazuje kako se snaga motora smanjuje s porastom visine. Bitno je za napomenuti da su na grafu krivulje koje predstavljaju 0m i 1000m preklapaju, tj. imaju iste vrijednosti. Graf

je dobiven jednostavnim modeliranjem u programskom paketu MATLAB. Specifična potrošnja ovog motora iznosi $C_p = 0,286 \frac{kg}{kW} = 7,94 * 10^{-8} \frac{kg}{Ws}$, a procijenjena je prema [3]



Slika 6. Ovisnost snage o visini za PW123AF

3.2 Propeler

Propeler koji se koristi na ovoj konfiguraciji prema izvoru [3] je „Hamilton Sundstrand“ 14SF-19 koji ima četiri kraka, promjenjivog koraka, promjera 3.97 metara. Maksimalna brzina vrtnje propelera je 1200 okretaja u minuti zbog rizika pojave udarnih valova na vrhovima lopatica elise. Zbog promjenjivog koraka elise, može se smatrati da je korisnost konstantna. Propeler je prikazan na slici 7. Kasnije se u poglavljima 5.1. i 5.2. koriste korisnosti propelera: $\eta_p = 0,85$ kod proračuna za horizontalni let, tj određivanje doleta i maksimalnog trajanja leta i $\eta_p = 0,8$ kod proračuna za maskimalnu brzinu penjanja. Korisnost je drgom slučaju smanjena zbog utjecaja lošijeg protoka zraka.



Slika 7. Propeler 14SF-19 [4]

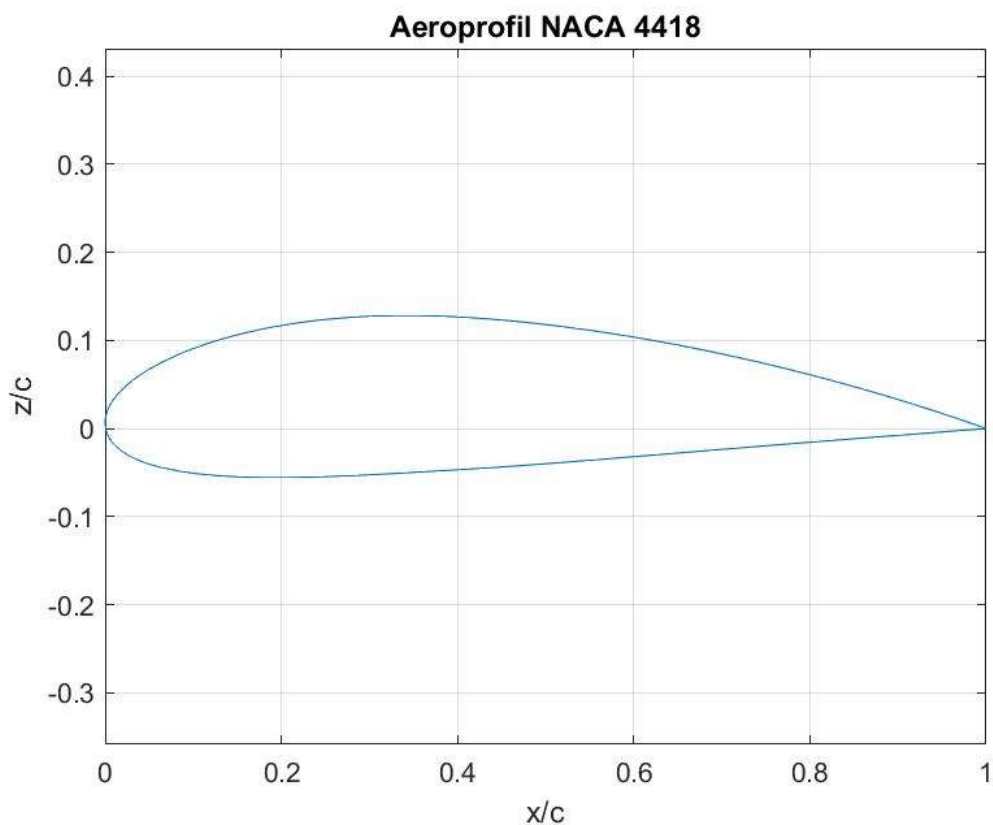
4. PROCJENA NULTOG OTPORA I ODREĐIVANJE KOEFICIJENTA INDUCIRANOG OTPORA

4.1 Procjena otpora

Iznosi koeficijenta nultog otpora bilo kojeg zrakoplova je podatak koji nije lako dostupan te se postupkom procjene otpora on može odrediti. Da bi se odredio ukupni iznos nultog koeficijenta otpora potrebno je prvo promotriti pojedini dio zrakoplova posebno, a onda kasnije rezultate za nulte otpore pojedinih dijelova zrakoplova jednostavno zbrojiti. Za proračun je odabrana minimalna brzina kojom zrakoplov može letjeti, a to je brzina sloma uzgona koja iznosi 68 čvorova, što je 34.98 m/s, ali je uzeta zaokružena vrijednost od 35 m/s. Za visinu letu uzima se 0 metara za koju odgovara viskoznost zraka $1,78 * 10^{-5} \frac{m^2}{s}$.

4.1.1 Otpor krila

Za krilo je korišten aeroprofil NACA 4418, koji je prikazan na Slici 8.. To je nesimetrični profil čija se maksimalna debljina iznosi 18 % duljine tetive na poziciji 30 % duljine tetive.



Slika 8. NACA 4418

Kako bi se odredio nulti otpor potreban je Reynoldsov broj koji se računa sljedećom formulom:

$$Re = \frac{V * c_w}{\nu} = 6,96 * 10^6. \quad (1)$$

S obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 , strujanje je na krilu u potpunosti turbulentno, što za posljedicu ima da ne postoji točka odvajanja struje. Pretpostavlja se da je krilo ravna ploča, te u tom slučaju koeficijent otpora ovisi samo o Reynoldsovom broju, pa se može koristiti Schlichting-ova formula za izračun ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{\ln(Re)^{2.58}} = 0,00318. \quad (2)$$

Potrebno je izvršiti korekciju rješenja zbog relativne debljine profila koja se izvodi sljedećom jednadžbom:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 * \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 * t^4 \right) = 1,4650. \quad (3)$$

S obzirom da zrakoplov leti podzvučnom brzinom nije potrebno uzimati korekciju zbog stlačivosti pa se može zaključiti da je $F_{Ma} = 1$. Kako bi se odredio koeficijent otpora krila potrebno je još odrediti koeficijent otpora profila koji se u sljedećoj formuli množi s dva, kako bi se uzeli u obzir i gornjaka i donjaka krila:

$$c_d = 2 * F_F * F_{Ma} * c_f = 0.009317. \quad (4)$$

Slijedi da je koeficijent otpora krila:

$$(C_D)_W = \frac{S_W}{S_{ref}} * c_d * F_S * 1.15 = 0.009718. \quad (5)$$

U gornjem izrazu vrijednost F_S je jedan, iz razloga što krilo nije strelasto, odnosno koeficijent odnosa otpora krila i otpora ploče je jednak jedan. Također, iznos je povećan za 15 % zbog pregrada na površini gornjake i donjake krila, koje je moguće uočiti na Slici 9.



Slika 9. Canadair CL415 prilikom prikupljanja vode [5]

4.1.2 Otpor plovaka i nosača plovaka

Za proračun nultog otpora plovaka, koji su vidljivi na Slici 9., koristit će se isti postupak kao kod izračuna nultog otpora trupa i kućišta motora, a za nosače će se računati kao za krilo zrakoplova. Da bi se odredio Reynoldsov broj za plovak, potrebno je odrediti duljinu plovka koja iznosi $l_p = 3,17 \text{ m}$.

Reynoldsov broj:

$$Re = \frac{V * l_p}{\nu} = 6,2 * 10^6, \quad (6)$$

Schlichting-ova formula za izračun ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{\ln(Re)^{2.58}} = 0,003244. \quad (7)$$

Vitkost plovaka, uz ekvivalentni promjer plovka koji iznosi $d_{ekv} = 0,84 \text{ m}$ je:

$$f = \frac{l_p}{d_{ekv}} = 3,7738. \quad (8)$$

Koeficijent korekcije zbog oblika tijela, kojeg je potrebno uvećati za 20 %, jer se plovak relativno dobro uklapa u oblik tijela, i za dodatih 30 % jer poprečni presjek tijela plovaka nije kružnog pooprečnog presjeka, iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}\right) * 1.2 * 1.3 = 3,3162. \quad (9)$$

Otpor oba plovka iznosi:

$$(C_D)_p = 2 * \frac{S_p}{S_{ref}} * c_f * F_F * F_{Ma} = 0,001171, \quad (10)$$

u gornjem izrazu S_p označava površinu plovka koja se dobila uz pomoć SolidWorks funkcije measure i iznosi $S_p = 5,51 \text{ m}^2$.

Za nosače plovaka odabran je profil NACA 0018 koji je prikazan na Slici 10.

U formuli za izračun Reynoldsovog broja l_{np} predstavlja duljinu nosača plovka koja iznosi $l_{np} = 1,31 \text{ m}$:

$$Re = \frac{V * l_{np}}{\nu} = 2,6 * 10^6. \quad (11)$$

Schlichiting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{\ln(Re)^{2.58}} = 0,003759. \quad (12)$$

Korekcija zbog relativne debljine:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 * \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 * t^4\right) = 1,465. \quad (13)$$

Koeficijent otpora profila iznosi:

$$c_d = 2 * F_F * F_{Ma} * c_f = 0,01101. \quad (14)$$

Koeficijent oba nosača plovaka iznosi:

$$(C_D)_{np} = 2 * \frac{S_{np}}{S_{ref}} * c_d * F_S = 0,0006068. \quad (15)$$

U konačnici ukupni otpor plovaka i nosača plovaka inosi:

$$(C_D)_{pu} = (C_D)_p + (C_D)_{np} = 0,001777. \quad (16)$$

4.1.3 Otpor *end-plate*-ova

Funkcija *end-plate*-ova je ta da povećaju uzgon krila i da smanje inducirani otpor koji nastaje, ali koliko god je njihova funkcija korisna za povećanje uzgona oni i dalje stvaraju otpor.

Reynoldsov broj:

$$Re = \frac{V * c_{ep}}{\nu} = 6,2 * 10^6. \quad (17)$$

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3,91}{\ln(Re)^{2,58}} = 0,00324. \quad (18)$$

Koeficijent otpora profila je jednak Schlichting-ovoj formuli za izračun otpora ploče iz razloga što je debljina *end-plate*-a mala, pa se može zaključiti da će korekcija zbog relativne debljine biti približno jednaka jedan, a s obzirom da je brzina zrakoplova podzvučna, može se uzeti da je korekcija zbog stlačivosti također jednaka jedan. Stoga, konačni otpor *end-plate*-ova iznosi:

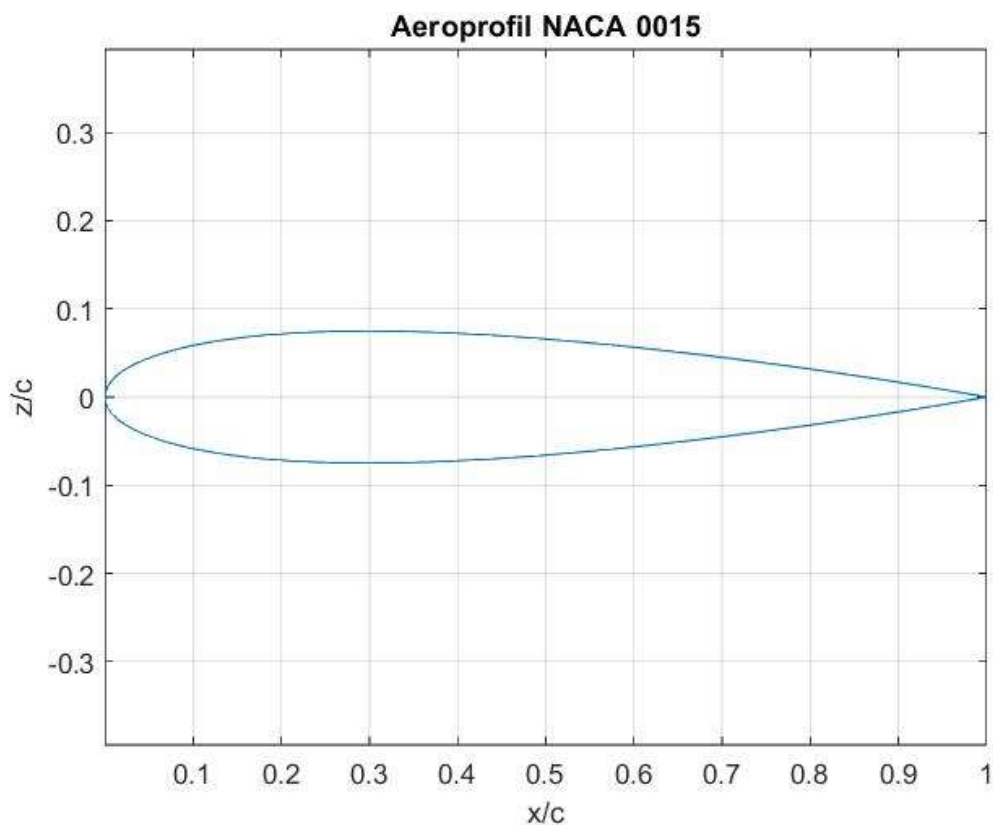
$$(C_D)_{ep} = 2 * \left(\frac{S_{vanjska}}{S_{ref}} * c_d * F_S + \frac{S_{unutarnja}}{S_{ref}} * c_d * F_S \right) = 0,0004576. \quad (19)$$

Oznake $S_{vanjska}$ i $S_{unutarnja}$ označavaju vanjsku i unutarnju površinu *end-plate*-a, a one iznose;

$$S_{vanjska} = 4,28 \text{ m}^2 \text{ i } S_{unutarnja} = 2,87 \text{ m}^2.$$

4.1.4 Otpor horizontalnog stabilizatora

Za horizontalni stabilizator odabran je simetrični aeroprofil NACA 0015 prema [6] čija je debljina 15 % duljine tetive na poziciji 30 % duljine tetive. Slika 10. prikazuje spomenuti aeroprofil.



Slika 10. NACA 0015

Za određivanje koeficijenta otpora horizontalnog stabilizatora koristit će se identični postupak kao i kod izračuna koeficijenta otpora krila.

Reynoldsov broj za horizontalni stabilizator:

$$Re = \frac{V * c_h}{\nu} = 5.19 * 10^6. \quad (20)$$

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{\ln(Re)^{2.58}} = 0,00334. \quad (21)$$

Korekcija zbog relativne debljine:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 * \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 * t^4 \right) = 1,3506. \quad (22)$$

S obzirom da je i horizontalni stabilizator u nestlačivom području strujanja i za njega vrijedi da je $F_{Ma} = 1$, također je i koeficijent odnosa otpora jednak jedan, jer ni horizontalni stabilizator nema strijelu napadnog ruba. Slijedi da je koeficijent otpora profila jednak:

$$c_d = 2 * F_F * F_{Ma} * c_f = 0,009022, \quad (23)$$

a koeficijent otpora horizontalnog stabilizatora, koji je uvećan za 10 % zbog zazora između upravljačkih površina prema [7], iznosi:

$$(C_D)_{HS} = \frac{S_{HS}}{S_{ref}} * c_d * F_S * 1,1 = 0,002838. \quad (24)$$

4.1.5 Otpor vektikalnih dijelova na horizontalnom stabilizatoru

S obzirom da se na horizontalnom stabilizatoru nalaze dva vertikalna dijela (prikazani na Slici 11.) koji sličje na vertikalni stabilizator, potrebno je i njih uzeti u obzir prilikom određivanja nultog otpora zrakoplova koji će postupkom izgledati identično kao i za vertikalni stabilizator.



Slika 11. Prikaz vertikalnih dijelova na horizontalnom stabilizatoru [5]

Reynoldsov broj:

$$Re = \frac{V * c_{Avd}}{\nu} = 3,1 * 10^6. \quad (25)$$

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{\ln(Re)^{2.58}} = 0,00365. \quad (26)$$

Korekcija zbog relativne debljine:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 * \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 * t^4 \right) = 1,465. \quad (27)$$

Kako bi se odredio koeficijent odnosa otpora vertikalnih dijelova i otpora ploče potrebno je prvo odrediti kut na četvrtini tetive vertikalnog dijela koji iznosi: $\lambda_{\frac{1}{4}} = 41^\circ$.

$$F_S = \left(\cos \lambda_{\frac{1}{4}} \right)^{0,28} = 0,9242. \quad (28)$$

Koeficijent otpora profila je jednak

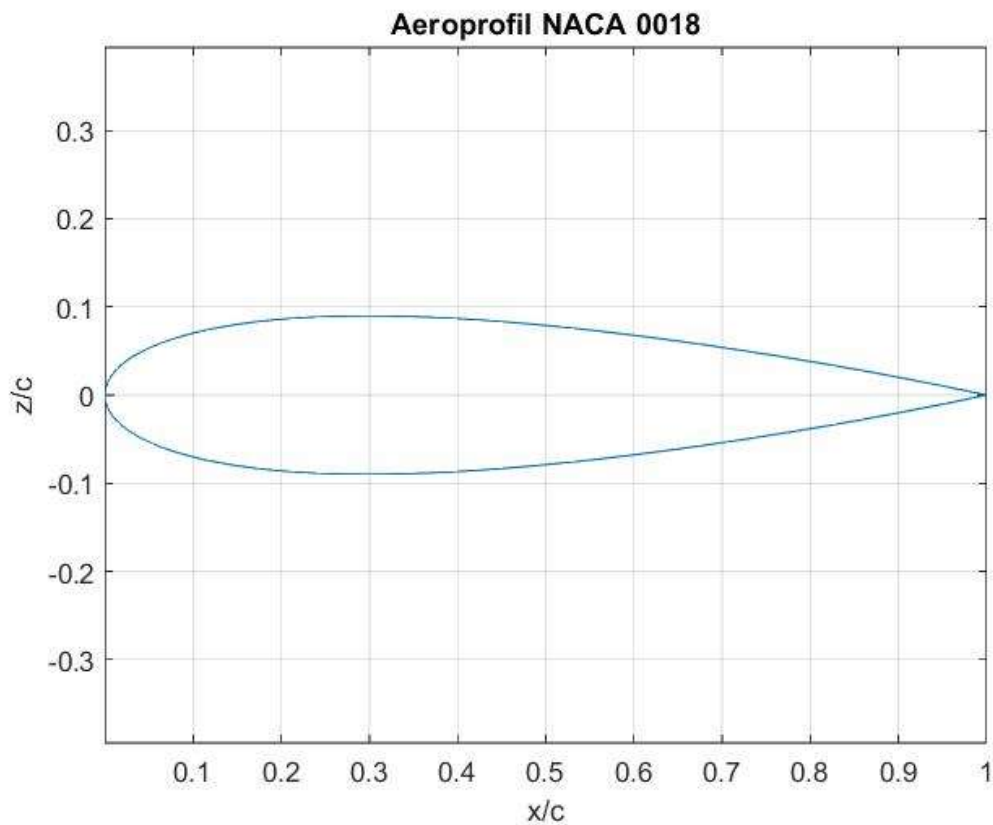
$$c_d = 2 * F_F * F_{Ma} * c_f = 0,0107. \quad (29)$$

Ukonačnici koeficijent nultog otpora vertikalnih dijelova, čija je površina $S_{vd} = 3,969 \text{ m}^2$, iznosi:

$$(C_D)_{vd} = 2 * \left(\frac{S_{vd}}{S_{ref}} * c_d * F_S \right) = 0,0007538. \quad (30)$$

4.1.6 Otpor vertikalnog stabilizatora

Za vertikalni stabilizator korišten je aeroprofil NACA 0018 koji je prikazan na Slici 12.



Slika 12. NACA 0018

Postupak određivanja otpora jednak je onom koji se koristio za određivanje otpora kod krila i kod horizontalnog stabilizatora, s time da postoji razlika, a to je da vertikalni stabilizator ima kut stijeće napadnog ruba.

Reynoldsov broj za vertikalni stabilizator iznosi:

$$Re = \frac{V * c_{Av}}{\nu} = 6.98 * 10^6. \quad (31)$$

Schlichting-ova formula za izračun otpora ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{\ln(Re)^{2.58}} = 0,00334. \quad (32)$$

Korekcija zbog relativne debljine:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 * \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 * t^4 \right) = 1,3506. \quad (33)$$

Korekcija zbog stlačivosti jednaka je jedan iz istih razloga kao i na krilu i horizontalnom stabilizatoru, dok jednadžba koeficijenta otpora ploče glasi:

$$F_S = \left(\cos \lambda_{\frac{1}{4}} \right)^{0.28} = 0,9647. \quad (34)$$

Koeficijent otpora profila iznosi:

$$c_d = 2 * F_F * F_{Ma} * c_f = 0,009022, \quad (35)$$

iz čega slijedi da je koeficijent otpora vertikalnog stabilizatora jednak:

$$(C_D)_{VS} = \frac{S_{VS}}{S_{ref}} * c_d * F_S * 1.1 = 0,001758, \quad (36)$$

čiji je iznos povećan za 10 %, također zbog zazora na vertikalnom stabilizatoru.

4.1.7 Otpor trupa

Da bi se otpor trupa mogao odrediti potrebno je prvo saznati koliko iznosi oplahivana površina trupa. To je moguće odrediti uz pomoć programskog paketa SolidWorks koji u sebi ima funkciju measure pa se dobije da je oplahivana površina trupa:

$$S_b = 150,47 \text{ m}^2.$$

Reynoldsov broj za trup izražen je formulom:

$$Re = \frac{V * l_b}{\nu} = 38,9 * 10^6. \quad (37)$$

Schlichting-ova fomula za otpor ploče:

$$c_f = \frac{3.91}{\ln(Re)^{2.58}} = 0,002435. \quad (38)$$

Ekvivalentni promjer kruga površine maksimalnog presjeka tijela je $D_{ekv} = 3,58 \text{ m}$, pa je prema tome određena vitkost trupa, koja iznosi:

$$f = \frac{l_b}{D_{ekv}} = 5,5363. \quad (39)$$

Nakon što je određena vitkost tijela potrebno je izračunati koeficijent korekcije zbog oblika tijela sljedećim izrazom:

$$F_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 1,3674. \quad (40)$$

S obzirom da se ovaj izraz koristi za oblike pravilnih rotacijskih tijela, izraz je potrebno uvećati za dodatnih 30 % zbog toga što se kabina zrakoplova ne uklapa najbolje u oblik. Također i presjek kabine nije kružnog presjeka, ima oštre bridove i postoji otvoreni prostor za smještanje stražnjeg stajnog trapa, stoga je potrebno iznos povećati za još 40 % prema [7]. Naposljetku koeficijent korekcije iznosi:

$$F_F = 1,3674 * 1,3 * 1,4 = 2,4837. \quad (41)$$

Kao i za krilo, koeficijent korekcije zbog stlačivosti F_{Ma} je jednak jedan. Na zrakoplovu postoji suženje stražnjeg dijela trupa koje je veće od kritičnog i stoga je potrebno odrediti i dodatni otpor sljedećim izrazom:

$$\Delta C_D = 3.83 * u^{2,5} * \frac{S_{max}}{S_{ref}} = 0,0004903. \quad (42)$$

u kojoj je S_{max} maksimalna površina poprečnog presjeka trupa i ona iznosi $10,0659 \text{ m}^2$. Otpor se trupa računa sljedećom jednačinom:

$$(C_{Df})_b = \left(\frac{S_b}{S_{ref}} * c_f * F_F * F_{Ma} + \Delta C_D \right) * 1,2 = 0,01139. \quad (43)$$

Iznos je potrebno uvećati zbog postojanja naglog prijelaza nalik na stepenicu na stražnjem dijelu trupa iz literature [6], ali to nije konačni iznos jer treba dodati i otpor zbog vjetrobrana i otpor baze.

Za izračun otpora vjetrobrana prvo je potrebno pronaći iznos koeficijenta k , kojeg je moguće iščitati iz tablice prema [7], poglavlje 3. i iznosi $k = 0,15$. Član S_{front} predstavlja čelnu površinu vjetrobrana i ona, uz pomoć „SolidWorks“ funkcije „Measure“, iznosi $S_{front} = 1,25 \text{ m}^2$.

$$(C_D)_V = k * \frac{S_{front}}{S_{ref}} = 0,001852. \quad (44)$$

Kako bi se odredio otpor baze mora se prvo odrediti koeficijent tlaka neposredno iza zrakoplova sljedećim izrazom:

$$C_p = 0,139 + 0,419 * (Ma - 0,161)^2 \quad (45)$$

u izrazu je nepoznat iznos Mach-ovog broja te ga je potrebno odrediti na sljedeći način:

$$Ma = \frac{V}{c}, \quad (46)$$

gdje c predstavlja brzinu zvuka u ovisnosti o visini te se ona računa pomoću izraza:

$$c = \sqrt{\kappa * R * T} = 340,35 \frac{\text{m}}{\text{s}}, \quad (47)$$

pa je $Ma = 0,1028$, a $C_p = 0,1404$. Potrebno je izračunati otpor baze izračunat izrazom:

$$(C_D)_{base} = k * \frac{S_{base}}{S_{ref}} = 0,00022. \quad (48)$$

gdje je S_{base} površina baze koja iznosi $0,16 \text{ m}^2$.

Na kraju se dolazi do konačnog otpora trupa koji se dobije zbrajanjem otpora trupa, otpora vjetrobrana i otpora baze koji iznosi:

$$(C_D)_B = (C_{Df})_B + (C_D)_V + (C_D)_{base} = 0,01346. \quad (49)$$

4.1.8 Otpor kućišta motora

Za nulti otpor kućišta je potrebna oplahivana površina kućišta motora koja se računa uz pretpostavku da je kućište motora cilindar ekvivalentnog promjera $d_{ekv} = 1,64 \text{ m}$. Njegova površina iznosi $S_m = 36,47 \text{ m}^2$. Duljina kućišta motora je $l_m = 6,26 \text{ m}$.

Reynoldsov broj:

$$Re = \frac{V * l_m}{\nu} = 12,3 * 10^6. \quad (50)$$

Schlichting-ova fomula za otpor ploče:

$$c_f = \frac{3,91}{\ln(Re)^{2,58}} = 0,002904. \quad (51)$$

Vitkost kućišta:

$$f = \frac{l_m}{d_{ekv}} = 3,817. \quad (52)$$

Koeficijent korekcije uslijed oblika tijela:

$$F_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 2,0885. \quad (53)$$

Iznos otpora kućišta motora uvećan za 50 % prema [7] 3. poglavlje:

$$(C_D)_m = \frac{S_m}{S_{ref}} * c_f * F_F * F_{Ma} = 0,003277. \quad (54)$$

4.1.9 Otpor podvozja

Kod Canadair CL415 zrakoplova podvozje je uvlačivo, ali samo se prednji stajni trap u potpunosti smješta u nos zrakoplova, dok se kod stražnjeg stajnog trapa samo noge uvlače unutar trupa zrakoplova, a kotači ostaju van zrakoplova, što je prikazano na Slici 13. S obzirom da se kotači nalaze na vanjskom dijelu trupa samo oni stvaraju otpor u letu, a računa se izrazom:

$$(C_D)_p = k * \frac{S_{front}}{S_{ref}} = 0,25 * \frac{0,4948}{101,244} = 0,0012 \quad (55)$$

u kojem su k , koeficijent iščitan iz tablice prema [7] i S_{front} , čeona površina obje gume.



Slika 13. Prikaz uvučenog stajnog trapa Canadair CL 415 [5]

4.1.10 Ukupni nulti otpor zrakoplova

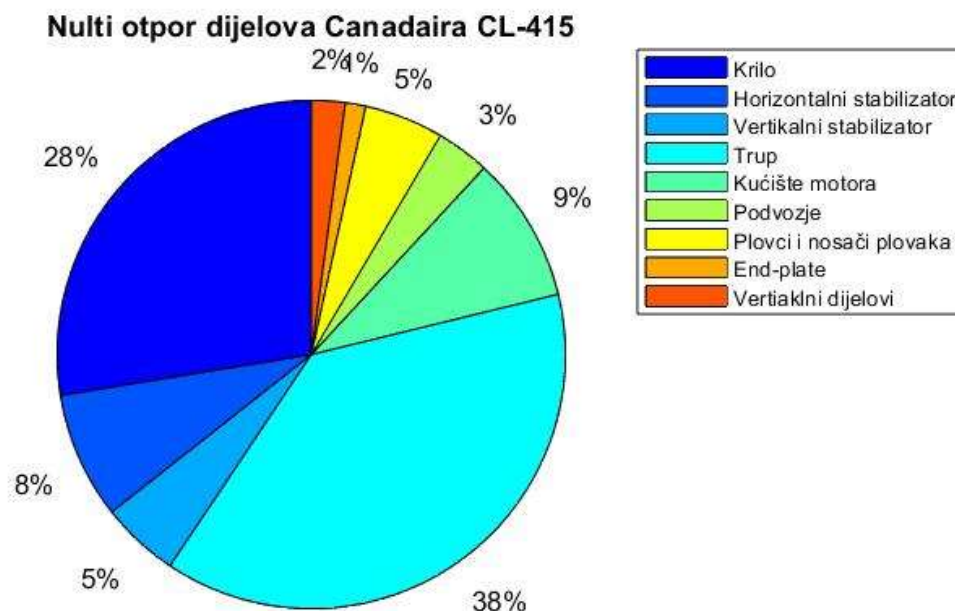
Nakon što su određeni nulti otpori pojedinih dijelova zrakoplova, zbrajanjem istih je moguće odrediti ukupni nulti otpor zrakoplova.

$$C_{D0} = (C_D)_W + (C_D)_{HS} + (C_D)_{VS} + C_D + (C_D)_m + (C_D)_p + (C_D)_{pu} + (C_D)_{ep} + (C_D)_{vd} \quad (56)$$

$$C_{D0} = 0,0352.$$

koji se zbog sigurnosti uvećava za dodatnih 10 % te u konačnici iznosi $C_{D0} = 0,0387$.

Na Slici 14. je prikazan udio nultog otpora pojedinog dijela zrakoplova.



Slika 14. Kružni dijagram

Promatrani zrakoplov na svojoj konstrukciji ima *end-plate*-ove koji utječu na vitkost krila, pa se korištenjem izraza:

$$AR_{effecive} = AR * \left(1 + 1,19 * \frac{h_{ep}}{b}\right) = 9,1045, \quad (57)$$

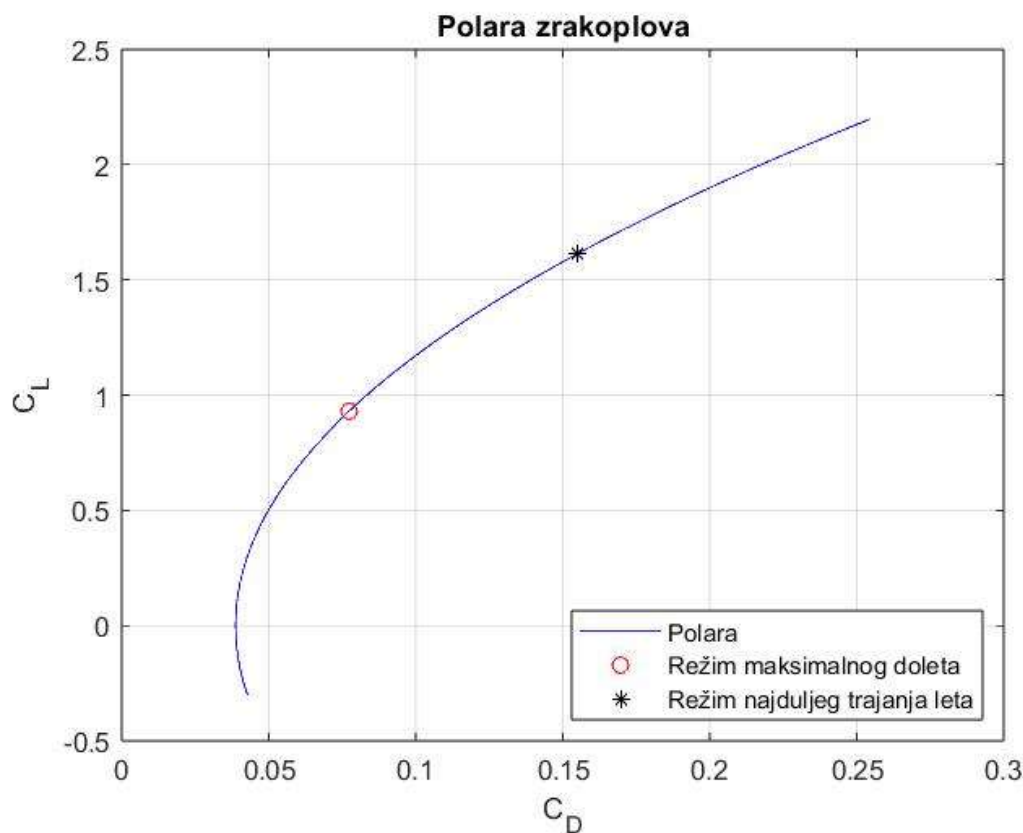
u kojem su h_{ep} visina *end-plate*-a koja iznosi $h_{ep} = 1,41 \text{ m}$, b raspon krila s podtrupnim dijelom, a AR je vitkost krila koja po tehničkim podacima dobivenih od proizvođača, iznosi $AR = 8,6$. Sa izračunatom vrijednosti za efektivnu vitkost krila moguće je odrediti Oswald-ov koeficijent inducirano g otpora za krilo bez strijele sljedećim izrazom:

$$e = 1,78 * \left(1 - 0,045 * AR_{effecive}^{0,68}\right) - 0,64 = 0,7819. \quad (58)$$

Iz Oswald-ovog se koeficijenta konačno može dobiti koeficijent induciranog otpora K :

$$K = \frac{1}{e * AR_{effective} * \pi} = 0,0447. \quad (59)$$

S obzirom da su dobiveni svi koeficijenti kojima je moguće iscrtati polaru zrakoplova, korištenjem MATLAB-a, dobiva se polara zrakoplova koja je prikazana na Slici 15. Polara je određena tako da se izračunao $CL_{max} = 2.2$, za maksimalnu težinu s kojom zrakoplov može sletjeti, a ona iznosi $m = 16\,780\text{ kg}$. Također su označeni režim najvećeg doleta (crveni kružić) i režim najduljeg trajanja leta (crna zvjezdica). Maksimalna vrijednost omjera koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za režim najvećeg doleta iznosi: $\frac{CL}{CD} = 8,6258$, dok maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za režim najduljeg trajanja leta iznosi: $\frac{CL}{CD} = 12,7942$.



Slika 15. Polara zrakoplova

5. PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

Performanse zrakoplova pokazuju koje su mogućnosti i ograničenja promatranog zrakoplova te su od iznimne važnosti za svaki zrakoplov. U nastavku je napravljena analiza odabranih performansi u horizontalnom letu i pri penjanju zrakoplova za tri konfiguracije prikazane u Tablici 2.: maksimalnu težinu zrakoplova prilikom polijetanja sa zemlje, maksimalnu težinu zrakoplova pri polijetanju s vode i minimalnu težinu zrakoplova, s time da se kod horizontalnog leta određuju još i dolet zrakoplova i maksimalno trajanje leta, tj. *endurance*. U nastavku je također određena ovojnica zrakoplova koja prikazuje najbitnije karakteristike zrakoplova, kao što su brzina sloma uzgona i maksimalna brzina te maksimalna visina, tj. *ceiling* pri kojoj zrakoplov može letjeti.

Tablica 2. Prikaz konfiguracija zrakoplova

1. konfiguracija	19 890 kg
2. konfiguracija	17 170 kg
3. konfiguracija	17 530 kg

5.1 Horizontalni let

Horizontalni let je opisan sljedećim relacijama:

$$m * V * \frac{d\gamma}{dt} = L * \cos(\Phi) - W * \cos(\gamma), \quad (60)$$

$$m * V * \cos(\gamma) * \frac{d\chi}{dt} = L * \sin(\Phi), \quad (61)$$

$$m * \frac{dV}{dt} = T - D - W * \sin(\gamma), \quad (62)$$

a nakon uvođenja pretpostavki da zrakoplov leti horizontalno, tj. $\gamma = 0$ i da se giba pravocrtno, tj. $\frac{d\chi}{dt} = 0$, jednadžbe (60) i (61) glase:

$$L * \cos(\Phi) = W, \quad (63)$$

$$L * \sin(\Phi) = 0, \quad (64)$$

Iz jednadžbe (64) slijedi $\Phi = 0$, tako da (63) postaje:

$$L = W, \quad (65)$$

$$W = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_L \quad (66)$$

Iz jednadžbe (65) moguće je uočiti da je sila uzgona jednaka težini zrakoplova u horizontalnom letu, a iz (66) se zaključuje da je uvjet horizontalnog leta zadovoljen za bilo koju kombinaciju brzina i visina, iz razloga što gustoća zraka ovisi o visini. Kako bi se zadovoljio uvjet pravocrtnog gibanja i stacionarnosti let potrebno je da pogonska sila bude jednaka sili otpora, tj.:

$$T_r = D = \rho * \frac{V^2}{2} * S(C_{D0} + KC_L^2). \quad (67)$$

Koeficijent uzgona C_L u horizontalnom se letu određuje izrazom:

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}. \quad (68)$$

Pa konačna jednadžba za potrebnu pogonsku silu izgleda:

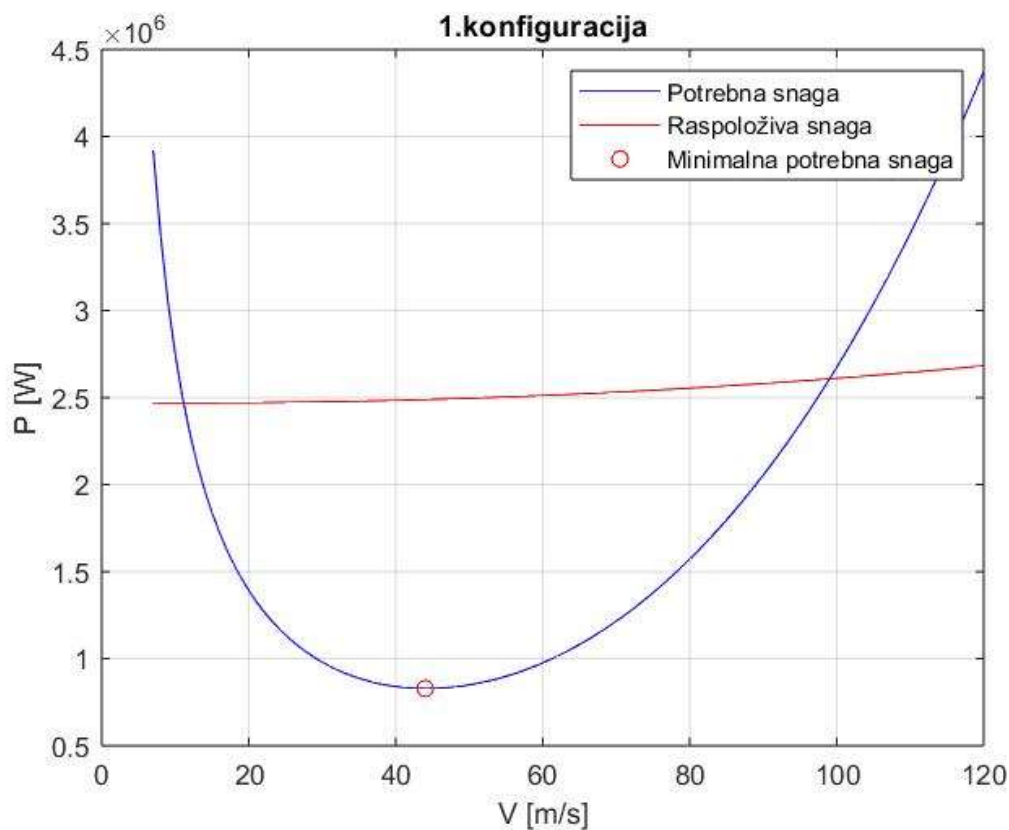
$$T_r = D = \frac{\rho S}{2} * C_{D0} V^2 + 2 * \frac{KW^2}{\rho S V^2}. \quad (69)$$

Pomoću dobivene potrebne pogonske sile moguće je izračunati potrebnu pogonsku snagu koja se određuje jednadžbom:

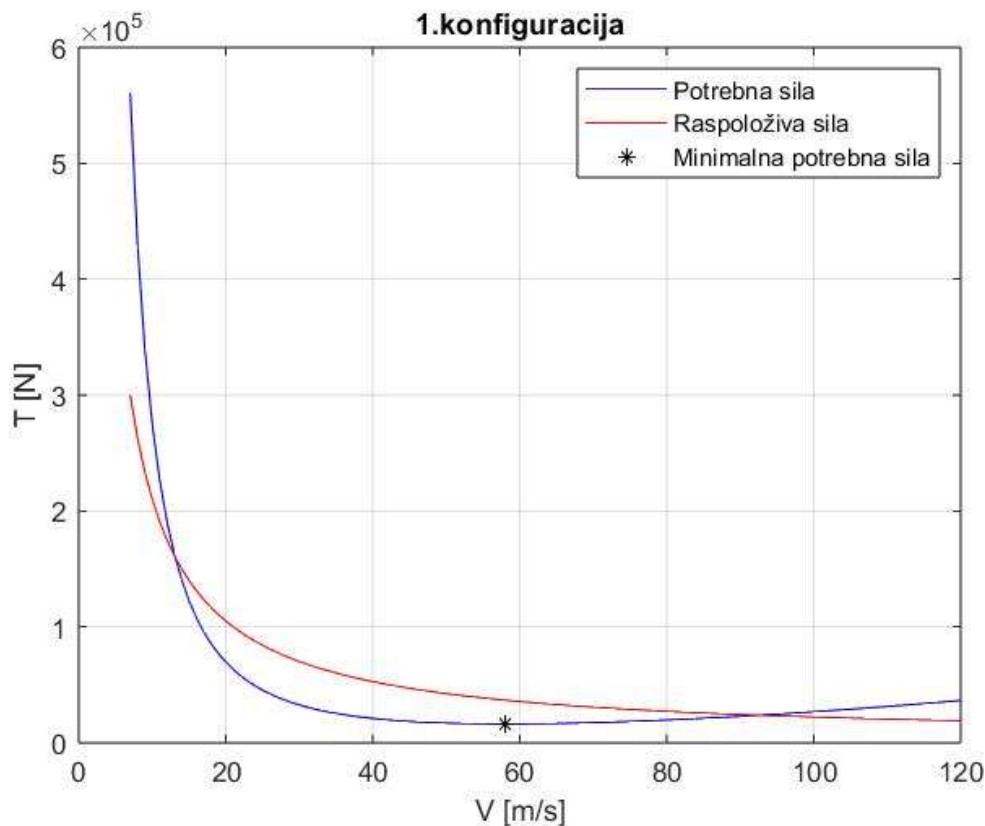
$$P_r = T_r * V = \frac{\rho S}{2} * C_{D0} V^3 + 2 * \frac{KW^2}{\rho S V}. \quad (70)$$

5.1.1 Horizontalni let za 1.konfiguraciju

Maksimalna je težina zrakoplova pri polijetanju sa zemlje $m = 19\,890\text{ kg}$, iz izvora [1]. Masa ove konfiguracije sastoji se od mase zrakoplova (12 880kg) s punim spremnikom goriva (4650 kg) i od mase tereta (2360 kg). Na sljedećim slikama prikazane potrebna i raspoloživa snaga (Slika 16.) i potrebna i raspoloživa sila (Slika 17.) za ovu konfiguraciju.



Slika 16. Potrebna i raspoloživa snaga za 1. konfiguraciju



Slika 17. Potrebna i raspoloživa sila za 1. konfiguraciju

Dolet zrakoplova je najveća teoretska daljina do koje zrakoplov može letjeti s ukupnom količinom goriva na određenoj visini. S obzirom kako je to teoretska vrijednost, ona se u praksi ne može ostvariti jer zrakoplov treba određenu količinu goriva kako bi poletio, a potom dosegno željenu visinu i na kraju se spustio i zbog sigurnosti mora ostati rezerva nakon što sleti. Za zrakoplove s elisom, kao što je Canadair-CL415 za dolet vrijedi izraz, poznat pod nazivom *Bréguetova jednadžba doleta* iz izvora [7] poglavlje 7.:

$$R = \frac{\eta_p}{g C_p} * \frac{C_L}{C_D} * \ln \left(\frac{m_i}{m_k} \right). \quad (71)$$

Ova jednadžba vrijedi uz sljedeće pretpostavke :

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D0} + K C_L^2} \quad (72)$$

i da brzina zadovoljava uvjet horizontalnog leta:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (73)$$

Maksimalno trajanje leta je bitna informacija, jer postoje slučajevi kada zrakoplov mora što dulje boraviti u zraku, što će se dogoditi kada zrakoplov ne može sletjeti iz bilo kojih razloga te mora letjeti dok se ne ostvare uvjeti za slijetanje, prema literaturi [7]. Za zrakoplov s elisom maksimalno se trajanje leta izračunava pomoću jednadžbe:

$$E = \frac{2\eta_p C_L}{g C_p C_D} \left(\frac{1}{V_k} - \frac{1}{V_i} \right). \quad (74)$$

Jednadžba (106) vrijedi uz uvjet da potrebna snaga bude u minimumu, što znači da je inducirani otpor trostruko veći od parazitskog otpora, tj.:

$$K C_L^2 = 3 C_{D0}. \quad (75)$$

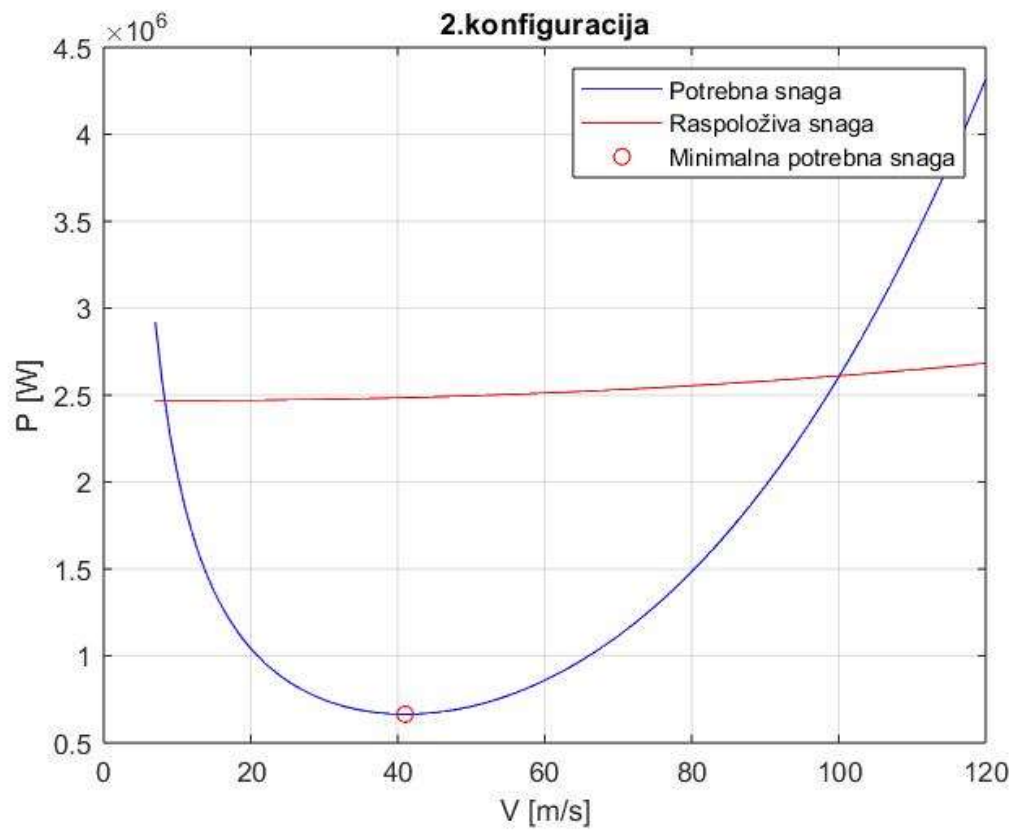
Uz pomoć ovih jednadžbi slijedi da su dolet i maksimalno trajanje leta za ovu konfiguraciju:

$$R = 1746,71 \text{ km}$$

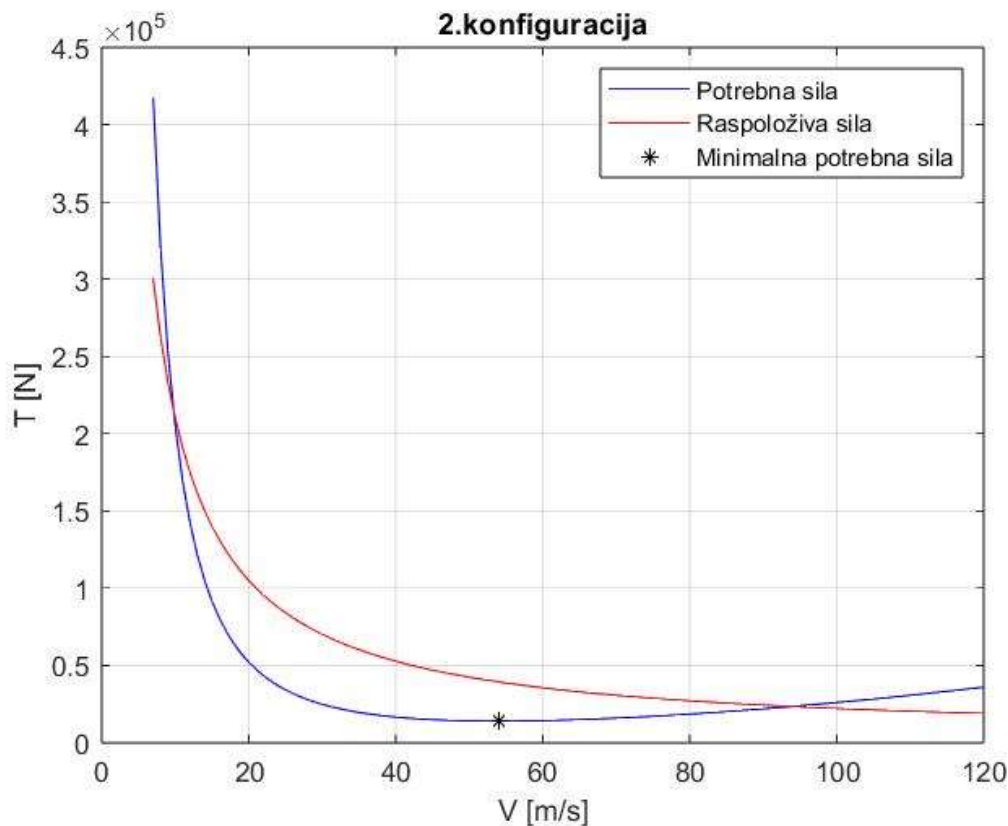
$$E = 10,17 \text{ h.}$$

5.1.2 Horizontalni let za 2.konfiguraciju

Maksimalna je težina zrakoplova pri polijetanju sa vode $m = 17\,170 \text{ kg}$, iz izvora [1]. Ova konfiguracija masa se sastoji od mase zrakoplova (12880 kg) i mase goriva (4290 kg). Na sljedećim slikama prikazane su potrebna i raspoloživa snaga (Slika 18.) i potrebna i raspoloživa sila (Slika 19.) za ovu konfiguraciju.



Slika 18. Potrebna i raspoloživa snaga za 2.konfiguraciju



Slika 19. Potrebna i raspoloživa sila za 2.konfiguraciju

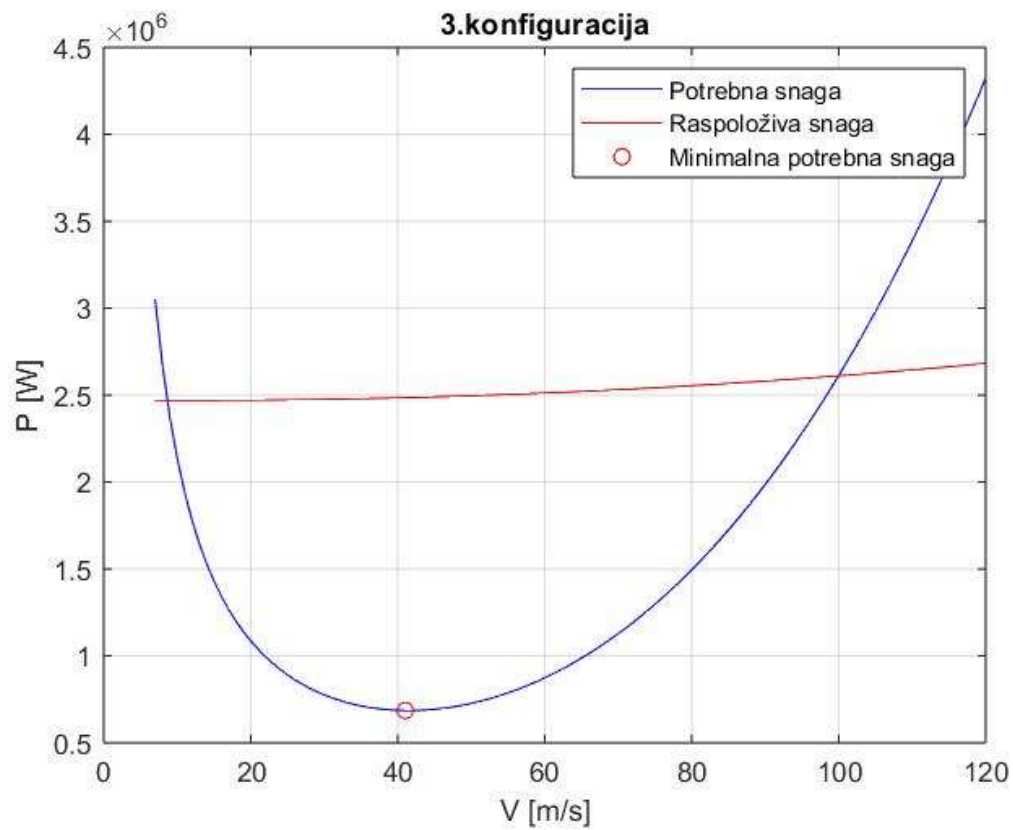
Maksimalni dolet i maksimalno trajanje leta određuju se preko jednažbi (71) i (74) te oni iznose:

$$R = 1885,73 \text{ km}$$

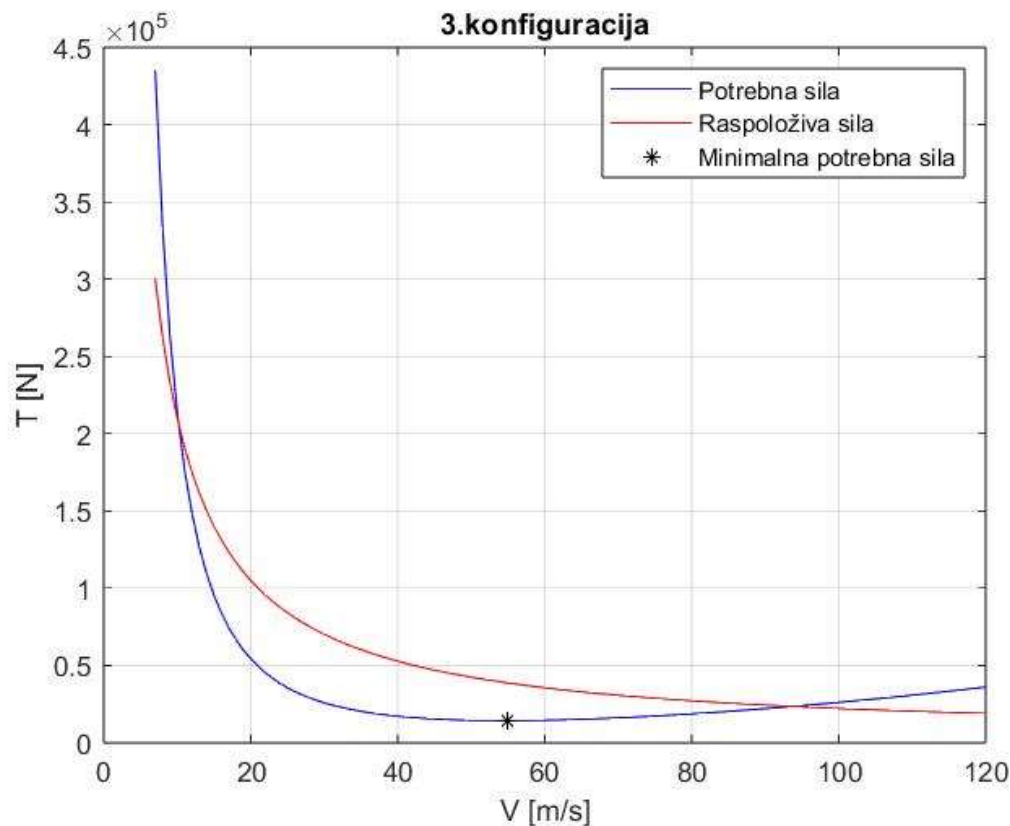
$$E = 11,88 \text{ h.}$$

5.1.3 Horizontalni let za 3. konfiguraciju

Težina zrakoplova pri kojoj on ostvaruje najveću prijedenu udaljenost i najdulje trajanje leta je $m = 17\,530 \text{ kg}$, iz izvora[1], čija se masa sastoji od mase zrakoplova (12880 kg) i mase punog spremnika goriva (4650 kg), te su na sljedećim slikama prikazane potrebna i raspoloživa snaga (Slika 20.) i potrebna i raspoloživa sila (Slika 21.) za ovu konfiguraciju.



Slika 20. Potrebna i raspoloživa snaga za 3. konfiguraciju



Slika 21. Potrebna i raspoloživa sila za 3. konfiguraciju

Dolet i maksimalno trajanje leta ove konfiguracije također se računaju preko jednadžbi (71) i (74) te oni iznose:

$$R = 2021,84 \text{ km}$$

$$E = 12,67 \text{ h.}$$

5.1.4 Usporedba performansi za različite konfiguracije masa

Tablica 3. Prikaz rezultata performansi u horizontalnom letu

	19 890 kg	17 170 kg	17530 kg
Dolet	1746,71 km	1885,73 km	2021,84 km
<i>Endurance</i>	10,17 h	11,88 h	12,67 h

Kada se pogledaju prikazani rezultati za očekivat bi bilo da će zrakoplov s najmanjom masom imati najveći dolet i najdulje trajanje leta, ali to nije slučaj zbog toga što je u konfiguraciji s

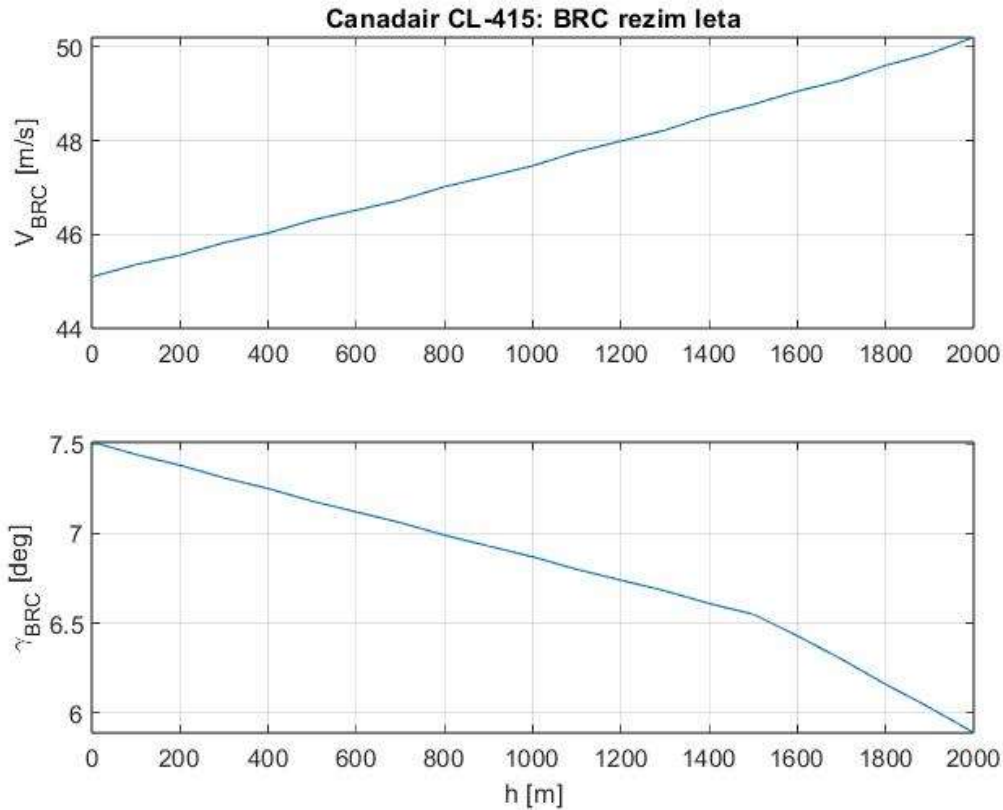
najmanjom masom smanjena masa goriva za 360 kilograma. Zbog smanjene količine mase goriva može se zaključiti da će dolet i trajanje leta biti manje.

5.2 Penjanje

Jedan od bitnijih podataka za zrakoplove, a pogotove za one čija je namjena gašenje požara i koji su amfibijski zrakoplovi, što znači da u nekom trenutku lete na 0m, tj. odmah uz more, je i penjanje po režimu najduljeg trajanja leta (eng. best rate of climb, BRC). Ovaj podatak pokazuje koliko se brzo avion može popeti na određenu visinu što je od iznimne važnosti za zrakoplov nalik na Canadiar CL-415, jer često uz more postoje prepreke poput planina. U ovom će se poglavlju prikazati potrošnja goriva, brzina penjanja i kut pri kojem se zrakoplov penje na nadmorsku visinu 2000 m za iste one konfiguracije tereta, tj. iste mase koje su se obradile u dijelu za horizontalni let.

5.2.1 Penjanje za 1.konfiguraciju mase zrakoplova

Kao što je već navedeno maksimalna masa zrakoplova s kojom zrakoplov može poletjeti sa tla iznosi 19 890 kg, te je za tu masu na Slici 22. vidljivo kako se mijenjaju brzina i kut penjanja zrakplova do 2000m.



Slika 22. Prikaz brzine i kuta penjanja u ovisnosti o visini za 1. konfiguraciju

Također je i određena potrošnja goriva prilikom penjanja na visinu 2000 m i vrijeme potrebno da zrakoplov dosegne tu visinu:

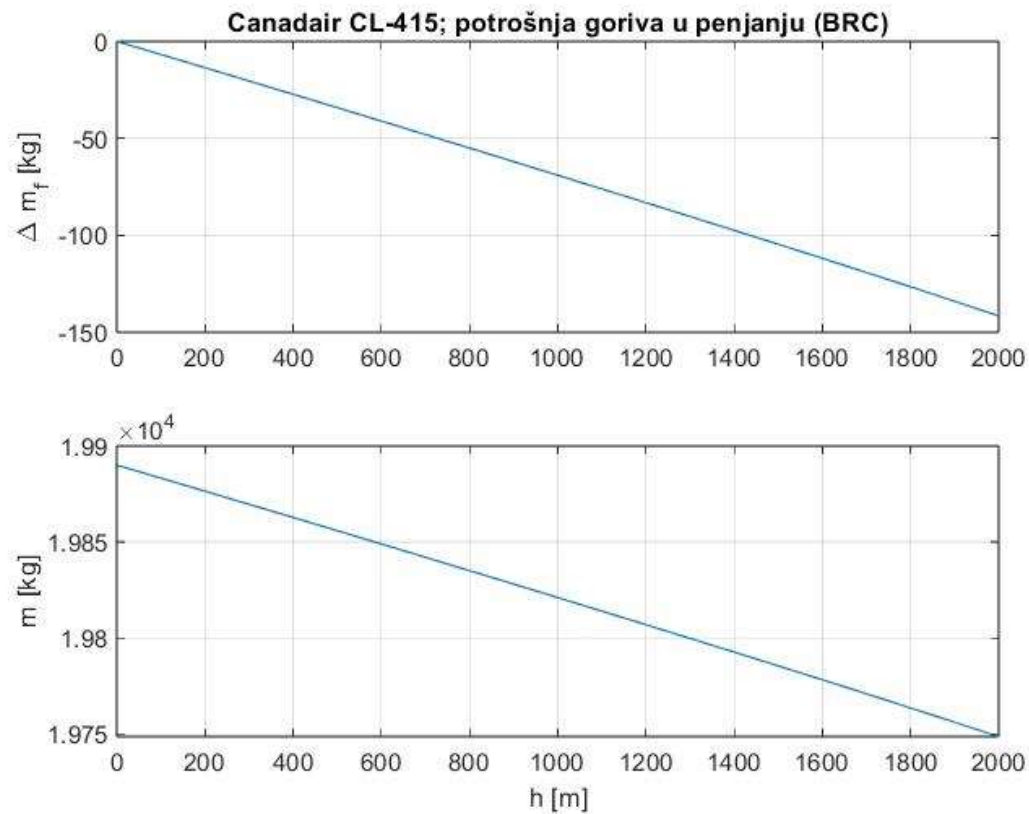
$$\text{Potrošeno gorivo} = 141,6 \text{ kg}$$

$$\text{Vrijeme penjanja} = 356,28 \text{ s.}$$

Jedan od bitnijih podataka za ovakvu vrstu zrakoplova je i brzina penjanja na 0 m nadmorske visine, koja u ovom slučaju iznosi:

$$V_v = 5,83 \frac{\text{m}}{\text{s}}.$$

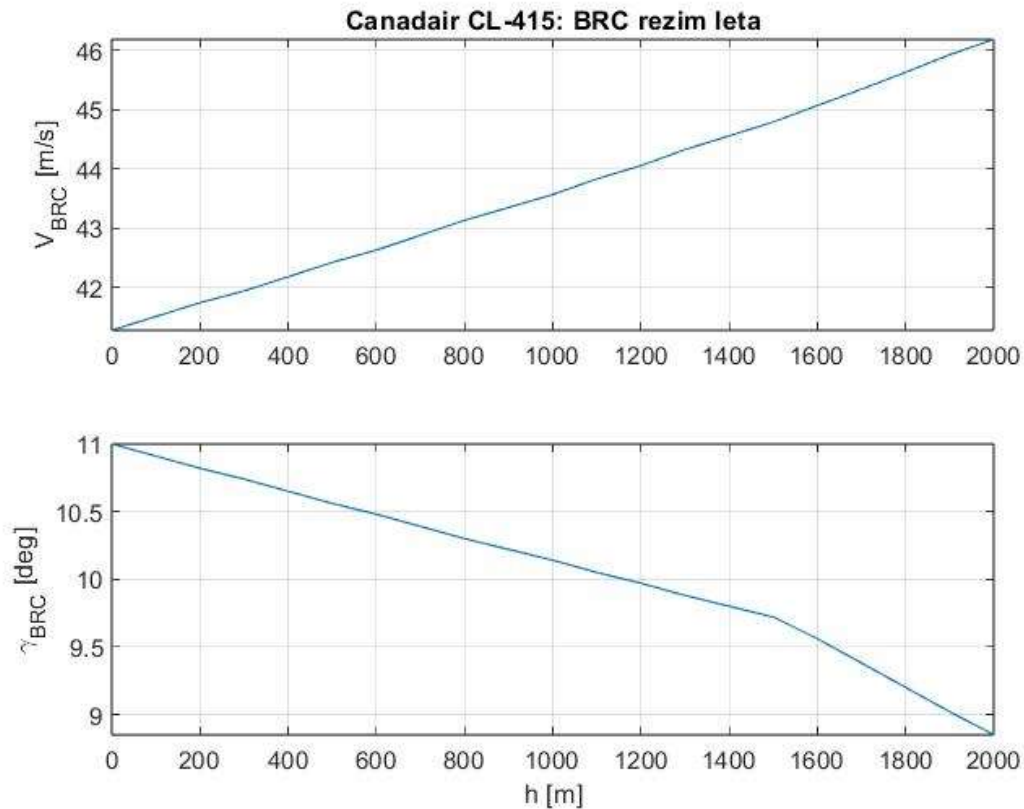
Zanimljivo je vidjeti kako se masa zrakoplova i masa potrošenog goriva mijenjaju u fazi penjanja, što je prikazano Slikom 23. :



Slika 23. Promjena masa zrakoplova i potrošenog goriva u ovisnosti o visini za 1. konfiguraciju

5.2.2 Penjanje za 2. konfiguraciju mase zrakoplova

Za ovu konfiguraciju promatrala se masa zrakoplova koja iznosi 17 170 kilograma, te će kao i u prethodnom potpoglavlju na Slici 22., biti prikazani brzina i kut penjanja u ovisnosti o visini za ovu konfiguraciju mase zrakoplova na Slici 24.



Slika 24. Prikaz brzine i kuta penjanja u ovisnosti o visini za 2. konfiguraciju

Određeni su potrošnja goriva prilikom penjanja na visinu 2000 m i vrijeme potrebno da zrakoplov dosegne tu visinu:

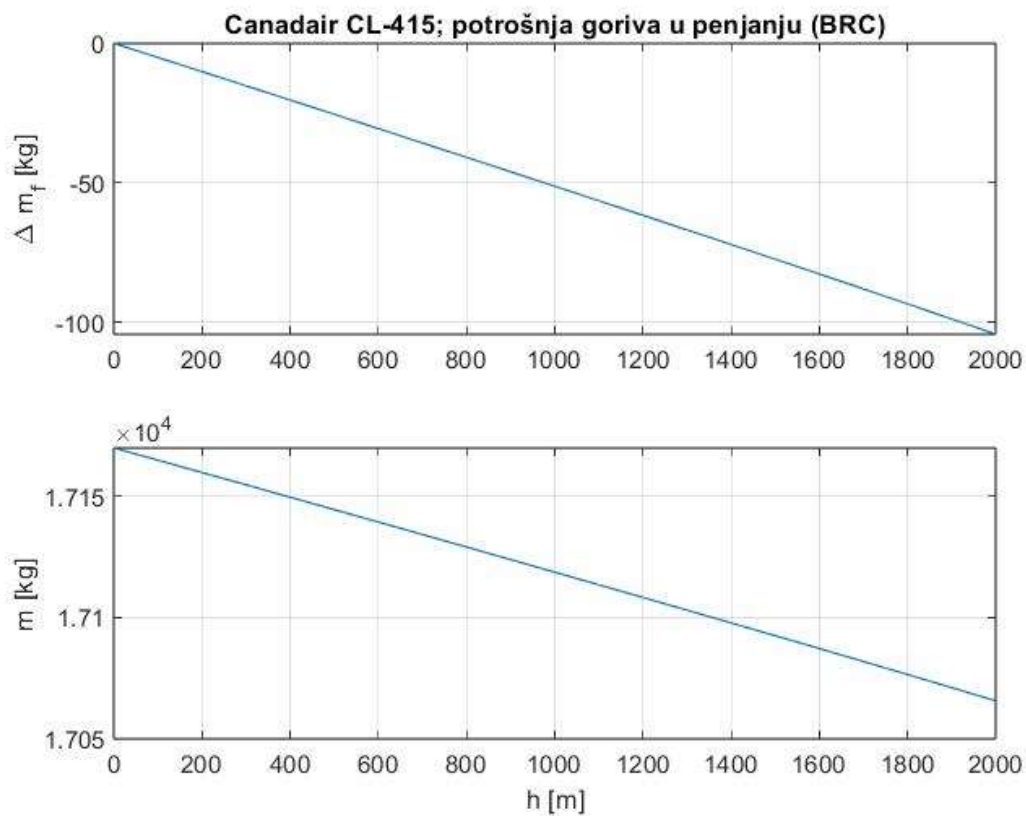
$$\text{Potrošeno gorivo} = 104,37 \text{ kg}$$

$$\text{Vrijeme penjanja} = 263,1 \text{ s.}$$

Brzina penjanja na 0 m, u ovoj konfiguraciji mase zrakoplova iznosi:

$$V_v = 7,76 \frac{\text{m}}{\text{s}}.$$

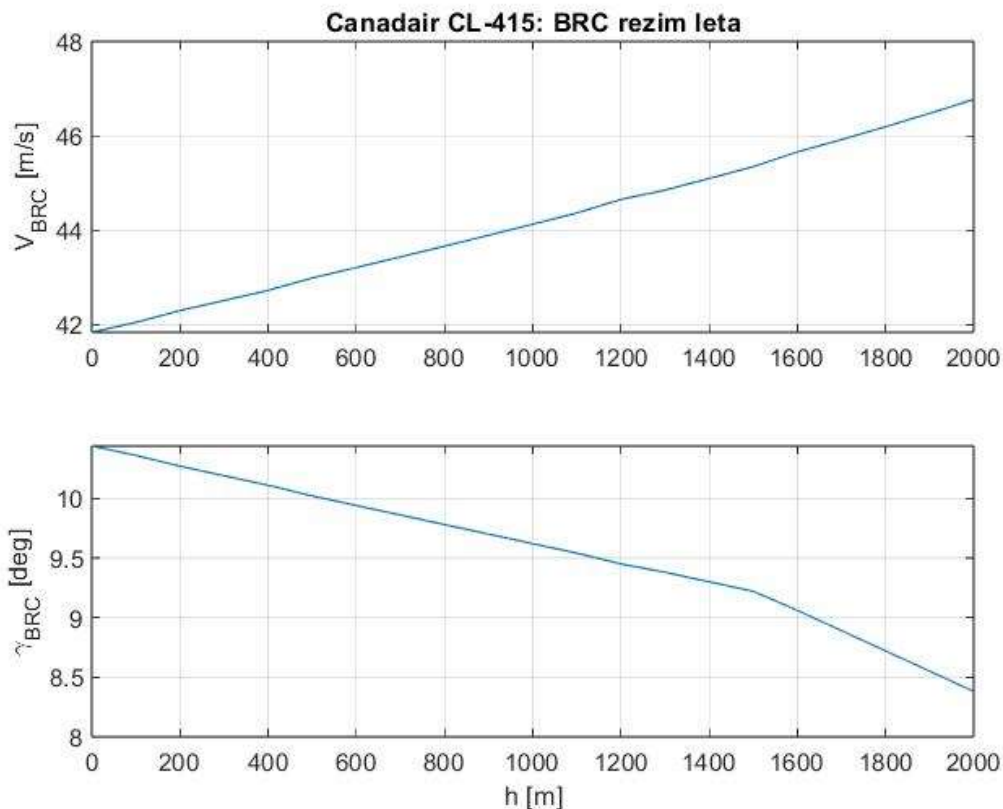
Na Slici 25. je prikazano kako se mijenjaju masa zrakoplova i masa potrošenog goriva u ovisnosti o visini.



Slika 25. Promjena masa zrakoplova i potrošenog goriva u ovisnosti o visini za 2. konfiguraciju

5.2.3 Penjanje za 3. konfiguraciju mase zrakoplova

Masa zrakoplova pri kojoj zrakoplov ima najbolje performanse je 17 530 kg, te su brzina penjanja i kut penjanja u ovisnosti o visini prikazani na Slici 26.



Slika 26. Prikaz brzine i kuta penjanja u ovisnosti o visini za 3. konfiguraciju

Također su određeni potrošnja goriva prilikom penjanja na visinu 2000 m i vrijeme potrebno da zrakoplov dosegne tu visinu:

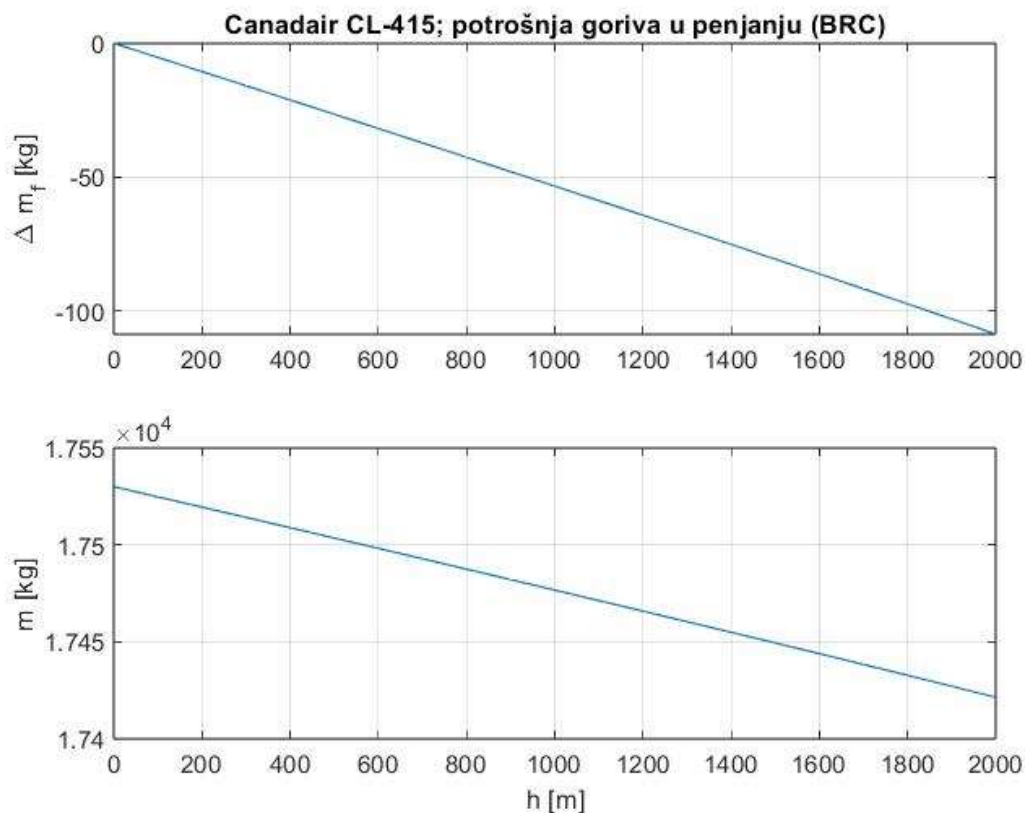
$$\text{Potrošeno gorivo} = 108,62 \text{ kg}$$

$$\text{Vrijeme penjanja} = 273,74 \text{ s.}$$

Zanimljiv podatak za ovakvu vrstu zrakoplova je i brzina penjanja na nadmorskoj visini od 0 m, koja u ovom slučaju iznosi:

$$V_v = 7,48 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Na Slici 27. je prikazano na koji se način mijenjaju mase zrakoplova i potrošenog goriva za ovu konfiguraciju mase zrakoplova.



Slika 27. Promjena masa zrakoplova i potrošenog goriva u ovisnosti o visini za 3. konfiguraciju

5.2.4 Usporedba performansi zrakoplova u penjanju

U Tablici 4. su prikazani izračunati podatci radi lakšeg uspoređivanja konfiguracija.

Tablica 4. Usporedba performansi zrakoplova u penjanju

	1. konfiguracija	2. konfiguracija	3. konfiguracija
Potrošeno gorivo	141,6 kg	104,37 kg	108,62 kg
Vrijeme penjanja	356,28 s	263,1 s	194,08 s
Brzina penjanja	5,83 m/s	7,76 m/s	7,48 m/s

5.3. Ovojnica zrakoplova

Ovojnica je zrakoplova podatak koji prikazuje skup svih mogućih režima leta koje zrakoplov može potpuno sigurno ostvariti, definirajući granice njegove aerodinamičke i konstrukcijske sposobnosti. Najbitniji parametri koji se mogu odrediti uz pomoć ovojnice zrakoplova uključuju brzinu i visinu leta. Definiranje ovojnice daje jasnije razumijevanje performansi i operativnih ograničenja zrakoplova u različitim režimima leta. Ona je potreban podatak pomoću kojeg se procjenjuje sigurnosti i učinkovitost zrakoplova. U kontekstu ovog rada analiza ovojnice je, za zrakoplov nalik na Canadair CL-415 u tri različite konfiguracije, značajna jer je riječ o specijaliziranom zrakoplovu namijenjenom gašenju požara, pri čemu različite konfiguracije opterećenja, tj. različite mase tereta i goriva imaju značajan utjecaj na performanse zrakoplova. Kroz sljedeća poglavlja bit će prikazano kako se zrakoplov ponaša u različitim uvjetima leta.

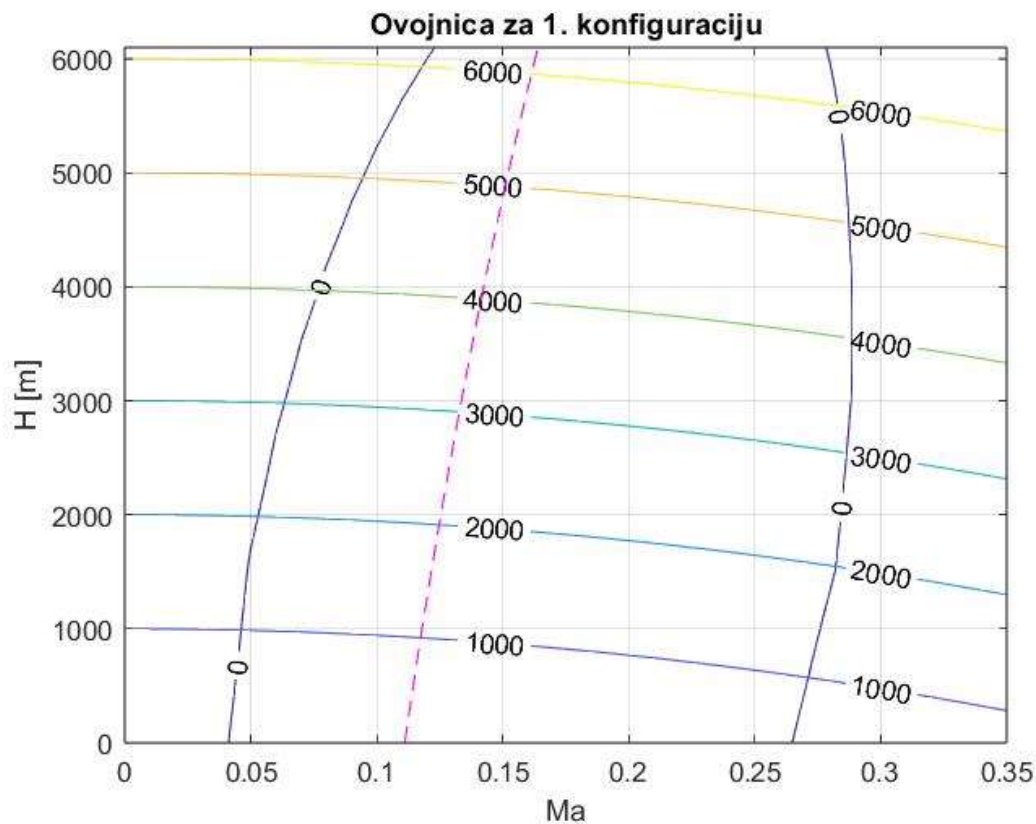
5.3.1 Ovojnica zrakoplova za 1. konfiguraciju

Sa Slike 28. moguće je iščitati maksimalnu i minimalnu brzinu, te brzinu sloma uzgona za određenu visinu. Uočljivo je da je ovojnica zrakoplova „prerezana“ na vrijednosti visine od 6100 m, to je maksimalna operativna visina za ovaj zrakoplova prema izvoru [8]. Prikazat će se podatci maksimalne i minimalne brzine i brzine sloma uzgona za nadmorsku visinu 0 m.

$$V_{max} = 92,27 \frac{m}{s},$$

$$V_{min} = 14,75 \frac{m}{s},$$

$$V_{stall} = 38,07 \frac{m}{s}.$$



Slika 28. Ovojnica zrakoplova za 1. konfiguraciju

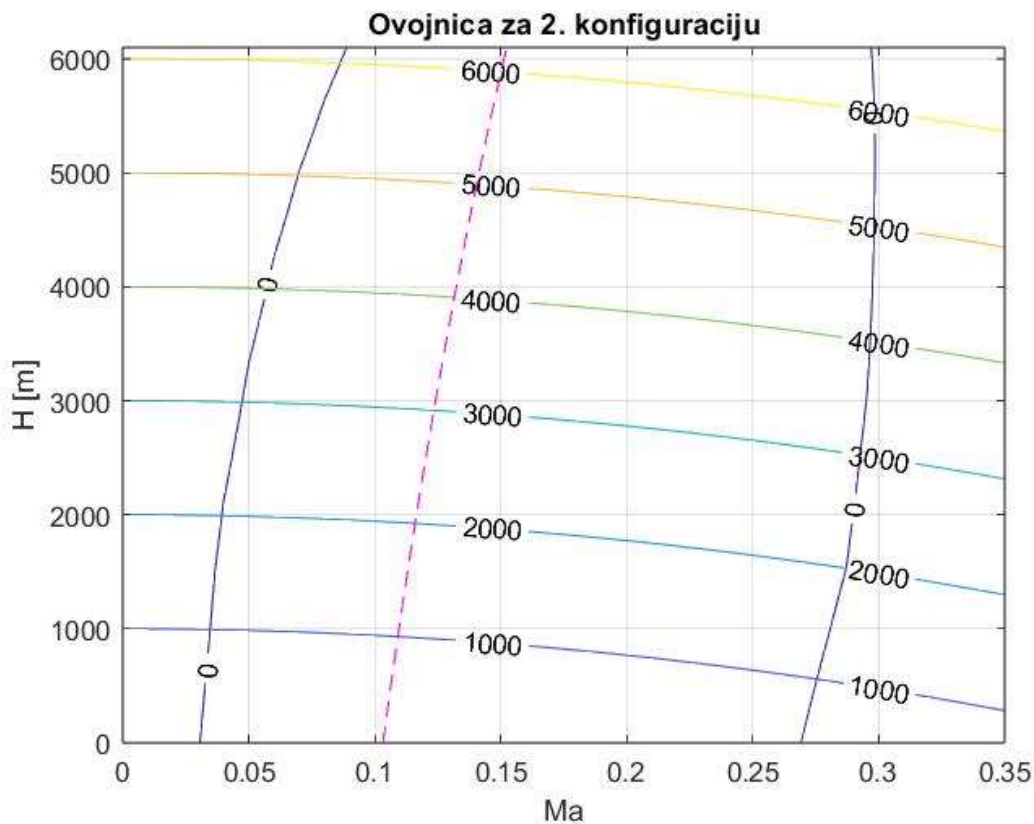
5.3.2 Ovojnica zrakoplova za 2. konfiguraciju

Kao i u prethodnom poglavlju za 1. konfiguraciju tereta zrakoplova sa Slike 29. je moguće uočiti koje su maksimalna i minimalna brzina te brzina sloma uzgona za 0 m nadmorske visine. Ovojnica je „prerezana“ na vrijednosti visine 6 100 m, iz razloga što je to operativni vrhunac ovog zrakoplova [8].

$$V_{max} = 92,95 \frac{m}{s},$$

$$V_{min} = 10,97 \frac{m}{s},$$

$$V_{stall} = 35,67 \frac{m}{s}.$$



Slika 29. Ovojnica zrakoplova za 2. konfiguraciju

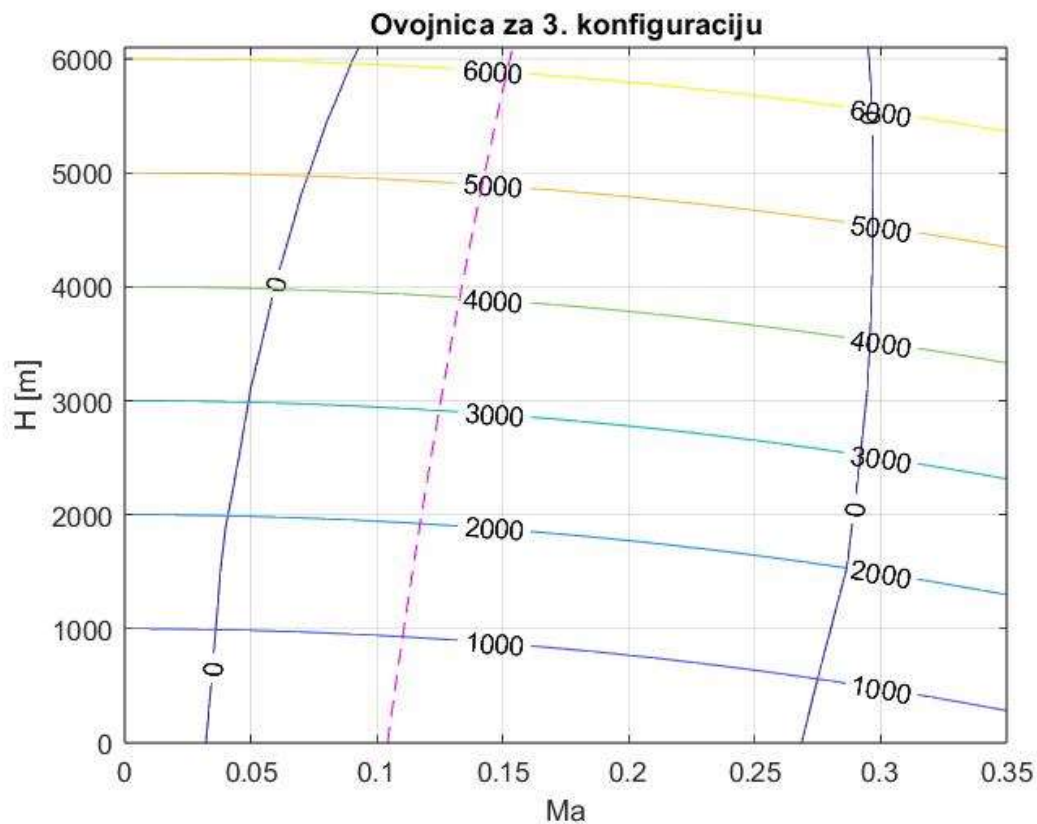
5.3.3 Ovojnica zrakoplova za 3. konfiguraciju

Sa Slike 30. moguće je iščitati maksimalnu i minimalnu brzinu, te brzinu sloma uzgona za pojedine visine koje su od interesa, ovisno o režimu leta i ovdje je ovojnica prerezana iz istih razloga kao i u prethodna dva primjera, te će se prikazati podatci za maksimalnu i minimalnu brzinu kao i za brzinu sloma uzgona na 0 m nadmorske visine.

$$V_{max} = 93,64 \frac{m}{s},$$

$$V_{min} = 12,00 \frac{m}{s},$$

$$V_{stall} = 36,70 \frac{m}{s}.$$



Slika 30. Ovojnica zrakoplova za 3. konfiguraciju

U Tablici 5. su prikazane brzine dobivene iz ovojnica zrakoplova na 0 m nadmorske visine.

Tablica 5. Prikaz brzina za $H = 0$ m

	1.konfiguracija	2.konfiguracija	3.konfiguracija
Maksimalna brzina	92,27 m/s	92,95 m/s	93,64 m/s
Minimalna brzina	14,75 m/s	10,97 m/s	12,00 m/s
Brzina sloma uzgona	38,07 m/s	35,67 m/s	36,70 m/s

6. USPOREDBA

S obzirom da su podatci vezani uz nulti otpor dostupni iz izvora [6] u Tablici 6. će biti prikazana usporedba vrijednosti nultog otpora iz ovog rada i iz rada [6], dok će u Tablici 7. biti prikazana usporedba sa dostupnim podacima iz izvora [3]

Tablica 6. Usporedba nultog otpora

	Zrakoplov iz izvora [6]	Zrakoplov iz ovog rada
Nulti otpor	$C_{D0} = 0,0364$	$C_{D0} = 0,0387$

Tablica 7. Usporedba doleta i brzine penjanja

	Zrakoplov iz izvora [3]	Zrakoplov iz ovog rada
Dolet	2427 km	2021,84 km
Brzina penjanja (MTOW)	5.9 m/s	5,83 m/s

Iz tablice je vidljivo kako je nulti otpor u ovom radu veći, što je i očekivano s obzirom da se on određivao pri manjoj brzini nego u izvoru [6]. Iz tablice je moguće očitati da najveća brzina penjanja pri maksimalnoj poletnoj težini zrakoplova („*Maximum take-off weight*“ - MTOW) u ovom proračunu iznosi 5,83 m/s dok vrijednost prema [3] iznosi 5,9 m/s. Iako postoji razlika ovih brzina ona je prihvatljiva i u skladu sa dostupnim podacima.

Podatak za maksimalni dolet prema [3] je za tzv. prelet (eng. *ferry range*) kada se zrakoplov olakša i kada se na dostupne načine poveća kapacitet goriva da se omogući što veći prelet zbog transporta zrakoplova ili prebacivanja na neku drugu bazu iz koje polijeće. Vrijednost je doleta, prema proračunu u ovom radu za 3. konfiguraciju, izračunata bez dodatnih spremnika goriva.

7. ZAKLJUČAK

U ovom je radu najprije definirana potrebna geometrija promatranog zrakoplova temeljeno na primjeru Canadair CL-415 uz pomoć koje se odredio nulti otpor zrakoplova. Također su određene performanse zrakoplova u horizontalnom letu za tri različite konfiguracije masa te se može doći do zaključka da će pri većim masama zrakoplova njegov dolet i trajanje leta biti puno manje u usporedbi sa druge dvije lakše konfiguracije. Dobiveni podatci za dolet zrakoplova donekle se podudaraju sa dostupnim podatcima, jer se ne zna u kojim točno uvjetima rada leti zrakoplov. Najveći izračunati dolet iznosi 2021,84 km, razlikuje se za nekih 400 km od podataka 2427 km, prema [3], što se može objasniti nedostatkom informacija o uvjetima u kojima je taj dolet određen. Također su određene i ovojnice zrakoplova za različite konfiguracije tereta iz kojih su vidljive minimalne i maksimalne brzine zrakoplova te brzina sloma uzgona. Za kompletan uvid u performanse ove vrste zrakoplova zanimljivo bi bilo promatrati zrakoplov u određenoj zadaći u kojoj prikuplja i ispušta vodu više puta te se vraća u bazu iz koje je krenuo. Kako bi se to odredilo potrebno je provesti detaljniju analizu performansi u penjanju i spuštanju te razmatrati veću brzinu i visinu leta isto kao i različita opterećenja zrakoplova prilikom određivanja ovojnice, koju bi bilo korisno prikazati energetskom metodom. Konačni je zaključak koji proizlazi iz ovog rada da zrakoplov ima povećani nulti otpor pri manjoj brzini, ali to ne sprječava njegovu namjenu, a to je lako pristupanje požarištima na zahtjevnim lokacijama.

U daljnjem radu, za kompletiranje performansi ovog zrakoplova, mogu se izračunati podatci za duljinu piste za slijetanje i polijetanje, sa tla i sa vode, i kada se ti podatci izračunaju, uz podatke iz ovog rada i iz [6] bit će određeni svi podatci o zrakoplovu nalik na Canadair-CL415.

LITERATURA

- [1] <https://winair.ca/blog/everything-need-know-canadair-cl-415/>, 20.2.2025.
- [2] https://airandspace.si.edu/collection-objects/pratt-whitney-canada-pw123-turbo-prop-engine/nasm_A19900255000, 6.2.2025.
- [3] https://en.wikipedia.org/wiki/Canadair_CL-415, 20.2.2024.
- [4] <https://www.flickr.com/photos/12891331@N03/1426983875/in/photostream/>, 3.2.2025.
- [5] https://www.gettyimages.com/search/2/image?utm_source=chatgpt.com&phrase=canadair+cl+415, 3.2.2025.
- [6] <https://repositorij.fsb.unizg.hr/islandora/object/fsb%3A11286>, 15.2.2025.
- [7] Janković, Slobodan „Mehanika leta zrakoplova“ , 3.el izdanje, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2005.
- [8] <https://www.morh.hr/canadair-cl-415-2016/>, 17.2.2025.