

Analiza performansi električnog propelerskog poslovnog zrakoplova

Jelašić, Matko

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:235:014148>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-02-22**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Matko Jelašić

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

**ANALIZA PERFORMANSI
ELEKTRIČNOG
PROPELERSKOG
POSLOVNOG
ZRAKOPLOVA**

Mentor:

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

Student:

Matko Jelašić

Zagreb, 2020.

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

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

Matko Jelašić



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum:	Prilog:
Klasa: 602 - 04 / 20 - 6 / 3	
Ur. broj: 15 - 1703 - 20 -	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Matko Jelašić** Mat. br.: 0035209997

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza performansi električnog propelerskog poslovnog zrakoplova**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Performance analysis for electric propeller business aircraft**

Opis zadatka:

Prisutan je trend sve veće primjene električnog pogona za zrakoplove i to u sve više različitih kategorija aviona. Pored malih lakih zrakoplova, kod kojih je većim dijelom klasični klipni motor zamijenjen električnim, pojavljuju se i nove konfiguracije većih zrakoplova koje su projektirane za električni pogon. Primjer takvog zrakoplova je električni propelerski poslovni zrakoplov Eviation Alice za devet putnika s dvočlanom posadom.

Cilj rada je istražiti dostupne podatke o zrakoplovu Eviation Alice te za zrakoplov usvojene geometrije i drugih značajki, nalik na Eviation Alice, provesti analizu performansi.

U završnom radu potrebno je:

- prikupiti i prikazati sve potrebne podatke o razmatranom električno pogonjenom poslovnom zrakoplovu;
- napraviti procjenu aerodinamičkog koeficijenta otpora promatranog zrakoplova;
- prikazati značajke pogonskog sustava;
- analizirati odabrane performanse promatranog zrakoplova u horizontalnom letu;
- provesti analizu ukupne energije u području leta promatranog električnog propelerskog poslovnog zrakoplova.

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

Zadatak zadan:
15. svibnja 2020.

Datum predaje rada:
2. rok (izvanredni): 1. srpnja 2020.
3. rok: 17. rujna 2020.

Predviđeni datumi obrane:
2. rok (izvanredni): 3.7.2020.
3. rok: 21.9. - 25.9.2020.

Zadatak zadao:

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

SADRŽAJ	5
POPIS SLIKA	6
POPIS TABLICA	7
POPIS OZNAKA	8
SAŽETAK	10
SUMMARY	11
1. UVOD	12
2. PODACI O ZRAKOPLOVU	14
3. PROCJENA OTPORA	16
3.1. Geometrijske značajke	17
3.1.1. Krilo	18
3.1.2. Trup.....	20
3.1.3. V- rep	21
3.1.4. Kućišta motora.....	22
3.2. Procjena nultog otpora	24
3.2.1. Otpor krila	25
3.2.2. Otpor tijela	27
3.2.3. Otpor V- repa.....	28
3.2.4. Otpor kućišta motora	30
3.2.5. Ukupni otpor zrakoplova.....	32
3.3. Računanje koeficijenta induciranog otpora.....	33
4. POGONSKI SUSTAV	34
4.1. Električni motor Magni250	35
4.1.1. Karakteristika motora	36
4.2. Propeler	38
4.3. Karakteristika pogonskog sustava	39
5. ANALIZA PERFORMANSI	40
5.1. Horizontalni let	40
5.1.2. Rezultati analize horizontalnog leta	41
5.2. Analiza ukupne energije	45
5.2.1. Rezultati analize ukupne energije.....	46
6. ZAKLJUČAK.....	48

POPIS SLIKA

Slika 1. Zrakoplov Eviation Alice[1].....	12
Slika 2. Eviation Alice[2]	14
Slika 3. Model zrakoplova u Solidworksu	16
Slika 4. Profil krila[4].....	18
Slika 5. Tlocrt krila	19
Slika 6. Tlocrt trupa.....	20
Slika 7. Profil NACA-0008[4].....	21
Slika 8. Pojednostavljene geometrije trupa.....	22
Slika 9. Otpor krila	26
Slika 10. Otpor trupa.....	28
Slika 11. Otpor V-repa.....	30
Slika 12. Otpor kućišta motora.....	32
Slika 13. Pogonski sustav	34
Slika 14. Magni250[6]	35
Slika 15. Okretni moment jednog motora[6]	36
Slika 16. Snaga jednog motora[6]	37
Slika 17. Bočni motor s propelerom[7]	38
Slika 18. Ukupna snaga	39
Slika 19. Raspoloživa i potrebna sila.....	41
Slika 20. Raspoloživa i potrebna snaga	42
Slika 21. Snaga za svladavanje otpora.....	43
Slika 22. Ovojnica zrakoplova	44
Slika 23. Višak snage.....	46
Slika 24. 3D prikaz viška sile.....	47

POPIS TABLICA

Tablica 1. Dostupni podaci [3]	15
Tablica 2. Geometrija Eviation Alice	17
Tablica 3. Značajke N-10 profila[4]	18
Tablica 4. Značajke NACA-0008 profila[4]	21

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
b	m	raspon krila s podtrupnim dijelom
b_w	m	raspon krila bez podtrupnog dijela
c_r	m	korjenska tetiva
c_t	m	vršna tetiva
c_0	m	središnja tetiva
Λ_{LE}	rad	kut strijele napadnog ruba
$\Lambda_{1/4}$	rad	kut strijele mjesta točaka četvrtine tetive
l_m	m	duljina motora
l_b	m	duljina trupa
D_{max}	m	maksimalni promjer trupa
b_v	m	duljina poluraspona repa
\bar{t}	-	maksimalna relativna debljina profila
\bar{x}_t	-	mjesto najveće relativne debljine
d_{max}	m	maksimalni promjer kućišta motora
l_m	m	duljina kućišta motora
f	-	maksimalna zakrivljenost profila
\bar{x}_f	-	udaljenost maksimalne zakrivljenosti
c_{Lmax}	-	maksimalni koeficijent uzgona profila
S_w	m ²	površina krila bez trupnog dijela
S_{ref}	m ²	površina krila s trupnim dijelom
λ	-	suženje
AR	-	vitkost krila
c_a	-	srednja aerodinamička tetiva
S	m ²	površina(oplošje)
S_t	m ²	opstrujavana površina trupa
f	-	vitkost
S_v	m ²	površina poluraspona V-repa
S_m	m ²	opstrujavana površina kućišta motora
Re	-	Reynoldsov broj
c_f	-	koeficijent otpora u dvodimenzionalnom strujanju
C_f	-	koeficijent otpora u trodimenzionalnom strujanju
C_{Df}	-	koeficijent otpora trenja
F_S	-	koeficijent prelaska iz 2D u 3D
F_{Ma}	-	koeficijent korekcije stlačivosti
F_F	-	koeficijent korekcije oblika
Q	-	korekcija površina
K	-	dodatna korekcija

C_{D0w}	-	koeficijent nultog otpora krila
C_{D0t}	-	koeficijent nultog otpora trupa
C_{D0V}	-	koeficijent nultog otpora V-repa
C_{D0m}	-	koeficijent nultog otpora kućišta motora
C_{D0}	-	ukupni koeficijent nultog otpora zrakoplova
e	-	Oswaldov koeficijent
K	-	koeficijent induciranog otpora
η_m	-	učinkovitost motora
P	kW	snaga
ω	okr/min	kutna brzina
M	Nm	moment
U	V	napon
D_p	m	promjer propelera
η_p	-	učinkovitost propelera
P_a	kW	raspoloživa snaga
m	kg	masa
V	m/s	brzina
γ	rad	kut propinjanja
L	N	sila uzgona
W	N	težina
Φ	rad	kut valjanja
χ	rad	kut skretanja
ρ	kg/m ³	gustoća
C_L	-	koeficijent uzgona zrakoplova
T	N	sila potiska
D	N	sila otpora
P_r	kW	potrebna snaga
V_{stall}	m/s	brzina odvajanja
C_{Lmax}	-	maksimalni koeficijent uzgona zrakoplova
T_r	N	potrebna sila
T_a	N	raspoloživa sila
g	m/s ²	gravitacijska konstanta
h	m	visina
h_e	m	specifična energija
P_S	m/s	specifični višak snage

SAŽETAK

U ovom završnom radu analiziraju se performanse zrakoplova nove generacije kojega pokreće električna energija. Za primjer zrakoplova na kojemu će se zasnivati analiza uzet je poslovni električni zrakoplov Alice iz izraelske tvrtke Eviation. U početnom djelu rada istraženi su dostupni podaci te se pomoću njih oblikuje tražena geometrija koja je od važnosti za daljnje proračune. Podatke koji nisu nađeni bilo je potrebno procijeniti pomoću literature te usporedbom sa zrakoplovima sličnih performansa. Definiranom geometrijom kreće se u proračun procjene otpora koji se vrši superpozicijom otpora za pojedine djelove modela zrakoplova. Osim procjene otpora pažnja se posvećuje opisu pogonskog sustava propelerskog električnog zrakoplova. Iznos otpora te karakteristika pogonskog sustava važna su stavka drugog djela završnog rada. U njemu se analiziraju performanse u horizontalnom letu temeljene na određenim pretpostavkama i provodi se analiza pomoću teorije ukupne energije. Konačno, u dijagramskim prikazima vide se dobiveni rezultati ovojnice sposobnosti djelovanja zrakoplova u horizontalnom letu.

Ključne riječi : električna energija,propelerski zrakoplov,otpor,horizontalni let,ukupna energija.

SUMMARY

In this bachelor thesis, the performance of a new generation aircraft powered by electricity is analyzed. The Alice business electric aircraft from the Israeli company Eviation was taken as an example of the aircraft on which the analysis will be based.

In the initial part of the work, the available data are researched and used to form the required geometry, which is important for further calculations. Data not found had to be assessed using the literature and compared with aircraft of similar performance. With the defined geometry, it moves to the calculation of the drag estimate, which is performed by the superposition of the drag for individual parts of the aircraft model. Except the drag assessment, attention is given to the description of the propulsion system of the propeller electric aircraft. The amount of drag and the characteristics of the drive system are an important item of the second part of the final work. It analyzes horizontal flight performance based on certain assumptions and performs analysis using total energy theory. Finally, the diagrams show the obtained envelope results of the aircraft's ability to operate in horizontal flight.

Key words : electrical energy, propeller aircraft, drag, horizontal flight, total energy.

1. UVOD

Razvojem suvremene tehnologije sve se češće vode sučeljavanja između standardnih te novijih tehnologija temeljenih na održivom razvoju. Najznačajniji predstavnik novih tehnologija u svijetu zrakoplovnog prijevoza je električna energija koja se osim standardnim načinima može dobiti i pomoću obnovljivih izvora energije. Osim nepobitnog pitanja ekologije postavlja se pitanje mogu li električni zrakoplovi subsoničnom zrakoplovstvu dati potreban zamah u vidu performanse i učinkovitosti u odnosu na dosadašnje klipne motore.

Zadnjih se godina svjetske tvrtke počinju baviti razvojem zrakoplova generalne avijacije čiji se pogonski sustav u potpunosti oslanja na električnu energiju. Tijekom tog razvoja suočavaju se s brojnim inženjerskim problemima koji prate električnu energiju. To su: mala gustoća energije iz čega proizlazi velika masa baterije i veliki potrebni prostor za njenu pohranu. Tim se problemima počela baviti i izraelska startup tvrtka Eviation. Oni su 2017. godine počeli s izradom prototipa prvog potpuno električnog poslovnog zrakoplova *Eviation Alice*. Taj zrakoplov pogonjen s tri električna propelerska motora predviđen je za prijevoz devetero putnika ili 1100 kg tereta uz dva člana posade.



Slika 1. Zrakoplov Eviation Alice[1]

Energiju potrebnu za pokretanje motora dobiva iz litij-ionske baterije koja čini oko 60% ukupne mase cijelog zrakoplova koja iznosi 6350 kg. Eviation Alice s jednim punjenjem može prijeći 1000 km uz prosječnu krstareću brzinu od 444 km/h. Iako je prototip već napravljen, cijeli koncept je još u stanju razvoja pa prvi let još nije odrađen. Prvi let trebao bi biti krajem 2020. ili početkom 2021. godine dok se početak proizvodnje naručenih zrakoplova te cjelovita eksploatacija planira za 2022. godinu.

Zbog toga što je zrakoplov još u fazi razvoja tijekom pisanja ovog rada nailazi se na problematiku nedostupnih podataka. Zato će se pojedine karakteristike morati pažljivo procijeniti kako ne bi došlo do većih odstupanja od zadanog modela Alice. Prvi dio završnog rada sastoji se od prikupljanja i procjene potrebnih podataka te izrade modela u programskom paketu Solidworks. S tim podacima se ulazi u proračun procjene koeficijenta otpora. U nastavku je opisan pogonski sustav zrakoplova te se u zadnjem dijelu provodi analiza performansa teorijom ukupne energije u paketu Matlab. U Matlabu su izrađeni dijagramski prikazi rezultata analize.

2. PODACI O ZRAKOPLOVU

Dostupni podaci o zrakoplovu Eviation Alice uglavnom su opći pa se za detaljnije podatke moralo ući u duboku procjenu i analizu geometrije. Za procjenu su korišteni fotografski prikazi prototipa zrakoplova te dostupni podaci o zrakoplovima sličnih karakteristika i performansa. U nastavku su navedeni dostupni podaci za zadani električni zrakoplov u tablici 1.



Slika 2. Eviation Alice[2]

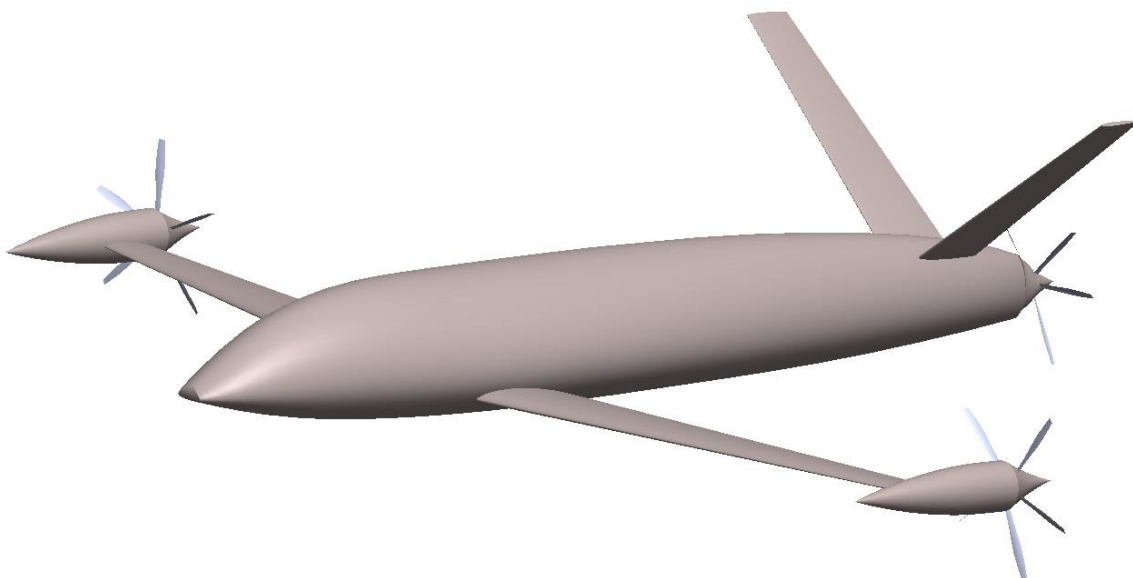
Tablica 1. Dostupni podaci [3]

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

3. PROCJENA OTPORA

Prije same procjene aerodinamičkog koeficijenta otpora potrebno je izraditi cjeloviti model zrakoplova koji sadrži sve potrebne dimenzije koje će se koristiti u proračunu otpora. Iz tablice 1 vidljivo je da su dostupne samo glavne dimenzije. Ostale dimenzije i sam oblik zrakoplova pažljivo su procijenjeni i kreirani u programskom paketu Solidworks.

U Solidworksu je svaki dio zrakoplova izrađen posebno te su nakon toga spojeni u cjelinu.



Slika 3. Model zrakoplova u Solidworksu

3.1. Geometrijske značajke

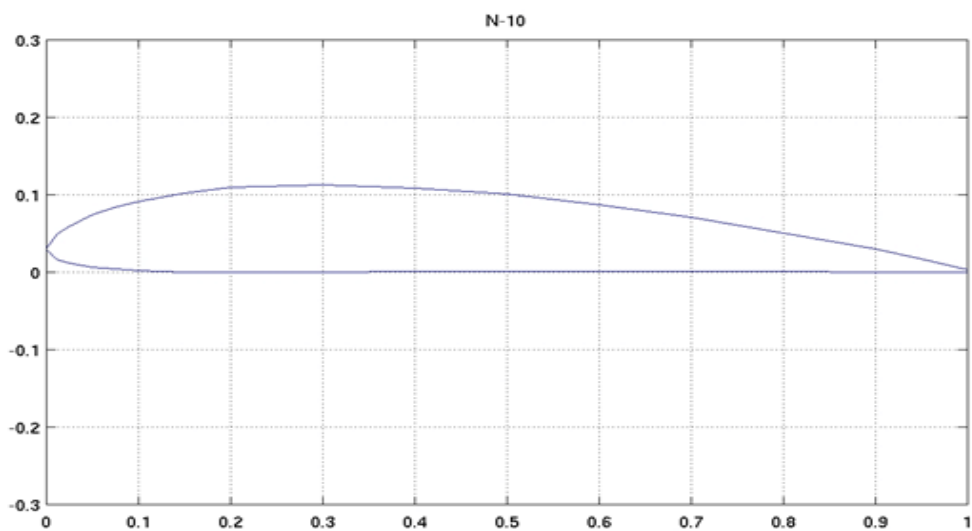
U ovom poglavlju su pažljivo definirane dimenzije dijelova zrakoplova. Uz to je bilo potrebno i izračunati referentnu te površine zasebnih dijelova koja su kasnije korištena u proračunu.

Tablica 2. Geometrija Eviation Alice

KRILO	
aeroprofil	N-10
Raspon s podtrupnim dijelom	$b=16,2$ m
Raspon bez podtrupnog dijela	$b_w=12,8$ m
Korjenska tetiva	$c_r=1,453$ m
Tetiva na središnjici	$c_o=1,5$ m
Vršna tetiva	$c_t=0,6$
Kut strijele napadnog brida	$\Lambda_{LE}=9^\circ$
Kut strijele na 25% tetive	$\Lambda_{1/4}=0^\circ$
TRUP	
duljina	$l_b=13,2$ m
Maksimalna debljina	$D_{max}=2,2$ m
V-REP	
aeroprofil	NACA-0080
Korjenska tetiva	$c_r=1$ m
Vršna tetiva	$c_t=0,6$ m
Poluraspon	$b_v=3,84$ m
Kut strijele napadnog brida	$\Lambda_{LE}=9^\circ$
KUĆIŠTE MOTORA	
Duljina	$l_m=3$ m
Maksimalan promjer	$d_{max}=0,6$ m

3.1.1. Krilo

Za krilo je uzet aeroprofil oblika N-10. Taj profil karakterizira ravno dno te maksimalna debljina 11.2% tetive krila. Na slici 4 vidi se profil krila, a u tablici 3 su navedeni detaljni podaci.



Slika 4. Profil krila[4]

Tablica 3. Značajke N-10 profila[4]

Aeroprofil	N – 10
Maksimalna debljina	$\bar{t}=0,112$
Udaljenost maksimalne debljine	$\bar{x}_t=0,3$
Maksimalna zakrivljenost	$f=3,6 \%$
Udaljenost maksimalne zakrivljenost	$\bar{x}_f=0,4$
Maksimalni koeficijent uzgona	$c_{Lmax}=1,55$

Površina krila dana je jednadžbom:

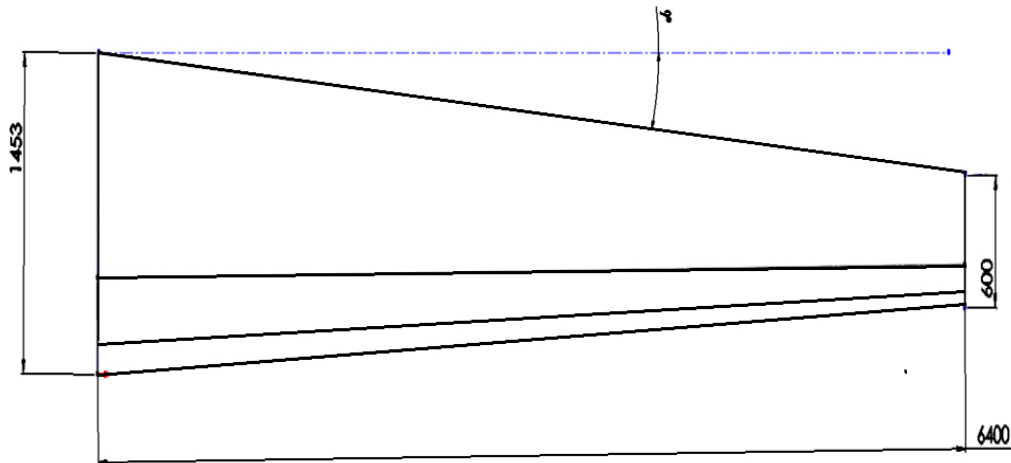
$$S_w = \frac{c_0 + c_t}{2} \cdot b_w = 13,139 \text{ m}^2$$

(3.1)

Referentna površina zrakoplova je:

$$S_{ref} = \frac{c_0 + c_t}{2} \cdot b = 17,01 \text{ m}^2 \quad (3.2)$$

Na slici 5 prikazan je tlocrt krila s odgovarajućim dimenzijama:



Slika 5. Tlocrt krila

Suženje krila:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0,41 \quad (3.3)$$

Vitkost krila:

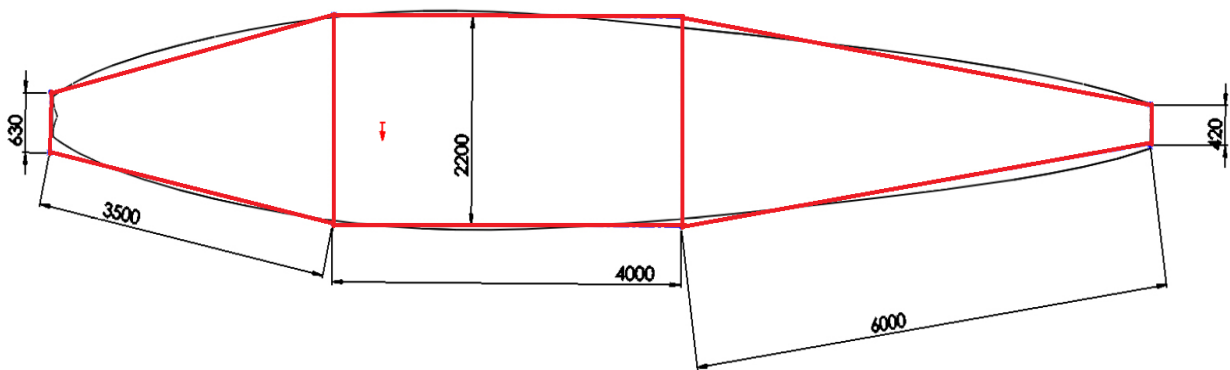
$$AR = \frac{b_w^2}{S_w} = 12,67 \quad (3.4)$$

Srednja aerodinamička tetiva:

$$c_a = \frac{4}{3} \cdot \frac{S_w}{b_w} \cdot \left[1 - \frac{\lambda}{(\lambda + 1)^2} \right] = 1,086 \text{ m} \quad (3.5)$$

3.1.2. Trup

Trup je geometrijski oblikovan tako da pridonosi aerodinamici zrakoplova. Za oplahivanu površinu potrebnu u računu uzimaju se pojednostavljena. S obzirom na oblik koji se na krajevima sužava, za pojednostavljenje je odabran model: krnji stožac+valjak+krnji stožac. Na slici 6 vidi se tlocrt te odgovarajuća pojednostavljena trupa.



Slika 6. Tlocrt trupa

Površina prvog krnjeg stošca:

$$S_1 = \pi \cdot [R^2 + r^2 + (R + r) \cdot s] = 19,672 \text{ m}^2 \quad (3.6)$$

Površina valjka:

$$S_2 = L \cdot 2 \cdot r \cdot \pi = 27,646 \text{ m}^2 \quad (3.7)$$

Površina drugog krnjeg stošca te ukupna opstrujavana površina trupa:

$$S_3 = \pi \cdot [R^2 + r^2 + (R + r) \cdot s] = 28,632 \text{ m}^2 \quad (3.8)$$

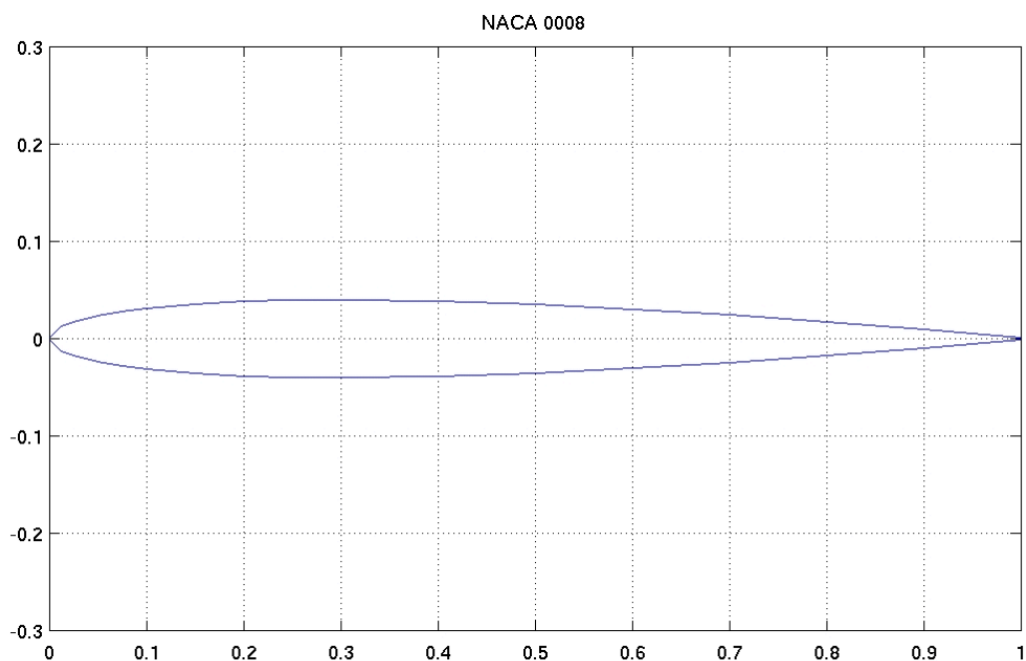
$$S_t = S_1 + S_2 + S_3 = 75,95 \text{ m}^2 \quad (3.9)$$

Vitkost trupa:

$$f = \frac{l}{d_e} = 6,66 \quad (3.10)$$

3.1.3. V- rep

V- rep se sastoji od dva dijela repa koji su postavljeni pod kutem od 60° u odnosu na središnju liniju zrakoplova te zajedno čine V- rep. Izrađeni su od simetričnog aeroprofila NACA 0008. Profil V-repa prikazan je na slici 7, a u tablici 4 navedeni su podaci profila.



Slika 7. Profil NACA-0008[4]

Tablica 4. Značajke NACA-0008 profila[4]

Aeroprofil	NACA-0008
Maksimalna debljina	$\bar{t}=0,08$
Udaljenost maksimalne debljine	$\bar{x}_t=0,3$
Zakrivljenost	$f=0$, simetričan profil

Površina poluraspona V-repa :

$$S_v = \frac{c_r + c_t}{2} \cdot b_v = 3,072 \text{ m}^2 \quad (3.11)$$

Suženje V – repa:

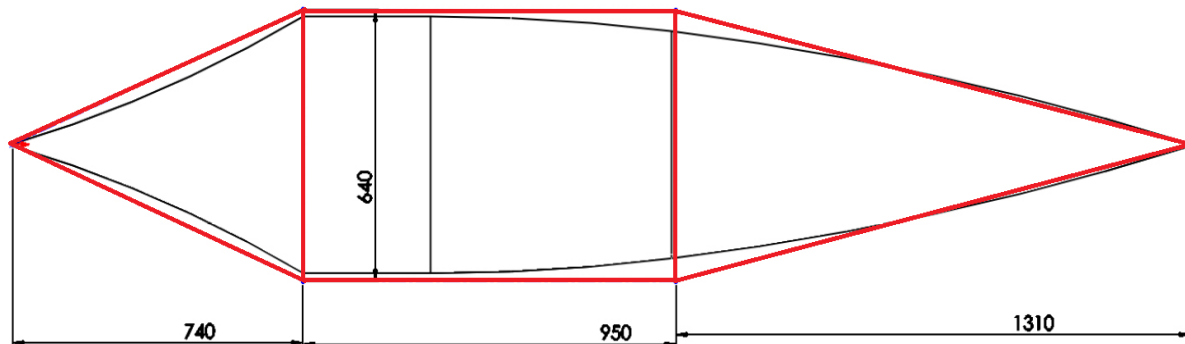
$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.6 \quad (3.12)$$

Aerodinamička tetiva V-repa:

$$c_a = \frac{4}{3} \cdot \frac{S_w}{b_w} \cdot \left[1 - \frac{\lambda}{(\lambda+1)^2} \right] = 0,816 \text{ m} \quad (3.13)$$

3.1.4. Kućišta motora

Kao i kod trupa, zbog složene geometrije kućišta motora potrebno je uvesti određena pojednostavljena geometrije. Tako se u ovom slučaju opstrujavana površina kućišta motora pojednostavljuje superpozicijom triju dijelova koji se vide na slici 8. To su dva stošca i valjak između njih.



Slika 8. Pojednostavljena geometrija trupa

Oplošje prvog stošca:

$$S_1 = r \cdot \pi \cdot s = 0,804 \text{ m}^2 \quad (3.14)$$

Oplošje valjka:

$$S_2 = L \cdot 2 \cdot r \cdot \pi = 1,91 \text{ m}^2 \quad (3.15)$$

Oplošje drugog stošca te ukupna opstrujavana površina:

$$S_3 = r \cdot \pi \cdot s = 1,355 \text{ m}^2 \quad (3.16)$$

$$S_m = S_1 + S_2 + S_3 = 4,069 \text{ m}^2 \quad (3.17)$$

Vitkost kućišta motora:

$$f = \frac{l}{D} = 5 \quad (3.18)$$

3.2. Procjena nultog otpora

Nulti otpor letjelice može se obzirom na nastanak podijeliti na tri vrste. To su otpor trenja, valni otpor i otpor baze letjelice. Obzirom na let u subsonici možemo zanemariti vani otpor koji nastaje kod nadzvučnih brzina leta. Bazni otpor također se zanemaruje zbog oblika trupa zrakoplova koji nema izraženu bazu. Tako da preostaje samo otpor trenja koji u potpunosti čini nulti otpor. Nulti otpor računa se zasebno za svaku komponentu zrakoplova te se nakon toga zbrajaju. Formule iz ovog poglavlja nalaze se u literaturi [5]. Prvo je potrebno izračunati Reynoldsov broj pomoću formule:

$$Re = \frac{L \cdot \rho \cdot V}{\eta} = \frac{L \cdot V}{\nu} \quad (3.19)$$

$$3,5 \times 10^5 < Re < 10^6 \quad (3.20)$$

U rasponu(3.20) strujanje je laminarno-turbulentnog karaktera, a za vrijednosti veće od 10^6 strujanje u cjelosti prelazi u turbulentno stanje. U našem radu će zbog velikih vrijednosti brzina strujanje uvijek biti turbulentno. Za vrijednost gustoće zraka uzima se vrijednost pri sobnoj temperaturi koja iznosi 1.204 kg/m^3 , a vrijednost dinamičke viskoznosti je $18.13 \cdot 10^{-6} \text{ Pas}$. Za duljinu uzima se dimenzija u smjeru strujanja ovisno o komponenti zrakoplova. Brzina u prethodnoj formuli predstavlja brzinu u smjeru strujanja koja se mijenja tijekom leta. Zato je najbolje uzeti što manju brzinu kod koje će koeficijent otpora biti veći nego kod većih brzina. U ovom radu odabrana je brzina $V=43 \text{ m/s}$ koja predstavlja procjenjenu brzinu kod koje dolazi do sloma uzgona na zrakoplovu. Nakon izračunatog Reynoldsovog broja računa se koeficijent otpora za ravnu ploču u turbulentnom strujanju:

$$c_f = \frac{3,91}{(\ln(Re))^{2,58}} \quad (3.21)$$

Koeficijent otpora trenja za trodimenzionalno tijelo dobiva se množenjem prethodnog koeficijenta s faktorima korekcije koji će biti detaljno navedeni kod komponenata zasebno.

$$C_f = F_F \cdot F_S \cdot F_{Ma} \cdot c_f \quad (3.22)$$

Konačno, koeficijent otpora trenja za pojedino tijelo računa se formulom u kojoj se dodaje odnos površine tijela i referentne površine:

$$C_{Df} = \frac{S}{S_{ref}} \cdot F_F \cdot F_S \cdot F_{Ma} \cdot c_f \cdot Q \quad (3.23)$$

3.2.1. Otpor krila

Reynoldsov broj za krilo zrakoplova iznosi:

$$Re = \frac{c_a \cdot \rho \cdot V}{\eta} = 3,1 \cdot 10^6 \quad (3.24)$$

Reynoldsov broj je veći od 10^6 pa se koeficijent u dvodimenzionalnom strujanju računa pomoću:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln(Re))^{2.58}} = 0,0036 \quad (3.25)$$

Koeficijent odnosa otpora krila i otpora ploče je:

$$F_S = (\cos \Lambda_{LE})^{0.28} = 0,997 \quad (3.26)$$

Faktor korekcije za stlačivost je zanemariv zbog male brzine:

$$F_{Ma} = 1 \quad (3.27)$$

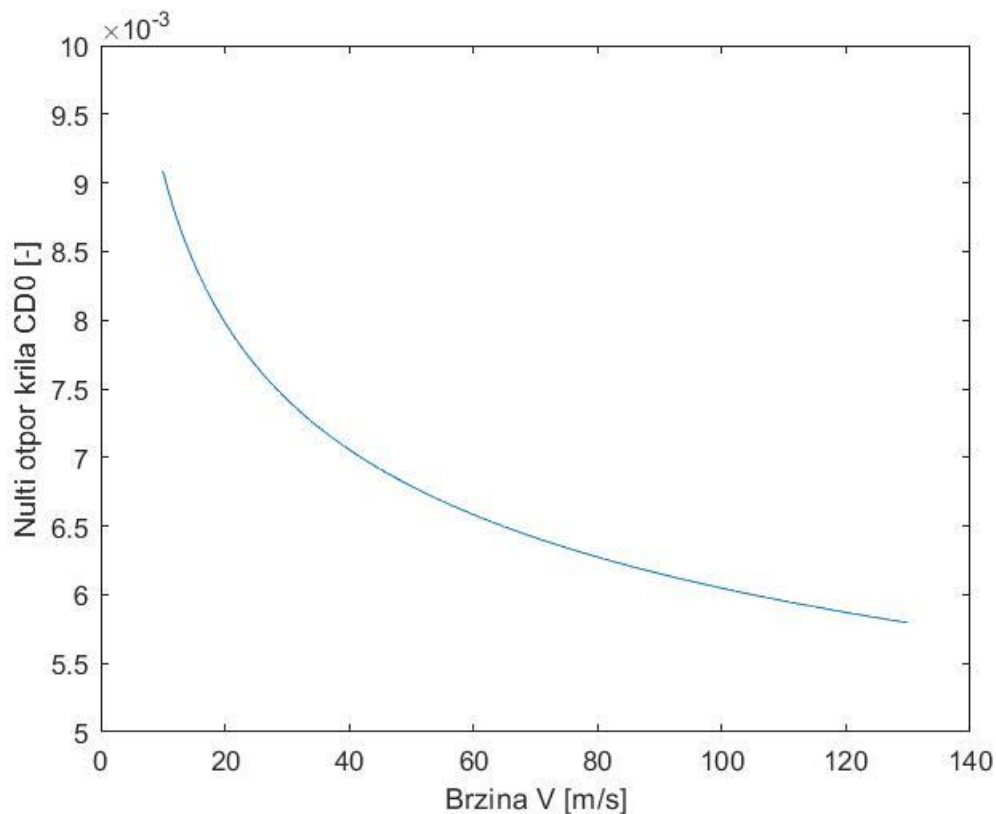
Faktor korekcije zbog relativne debljine iznosi:

$$F_F = \left[1 + \frac{0.6 \cdot \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 \cdot \bar{t}^4 \right] = 1,239 \quad (3.28)$$

Množenjem tih koeficijenata s omjerom površina dobiva se koeficijen otpora trenja za krilo (*napomena*. Umnožak “2×” koristi se zbog korištenja oplahivane površine krila) :

$$C_{D0W} = (2 \cdot F_F \cdot c_f) \cdot F_S \cdot F_F \cdot \frac{S_w}{S_{ref}} = 0,0068 \quad (3.29)$$

Na slici 9 se prikaz nultog otpora krila ovisno o brzina leta:



Slika 9. Otpor krila

3.2.2. Otpor tijela

Reynoldsov broj za trup računa se slično kao i za krilo samo što se umjesto srednje aerodinamičke tetive u formuli koristi duljina tijela. Ostale vrijednosti ostaju iste.

$$Re = \frac{l_t \cdot \rho \cdot V}{\eta} = 3,841 \cdot 10^7 \quad (3.30)$$

Koeficijent otpora dvodimenzionalnog strujanja iznosi:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln(Re))^{2.58}} = 0,00244 \quad (3.31)$$

Faktor korekcije oblika za trup iznosi:

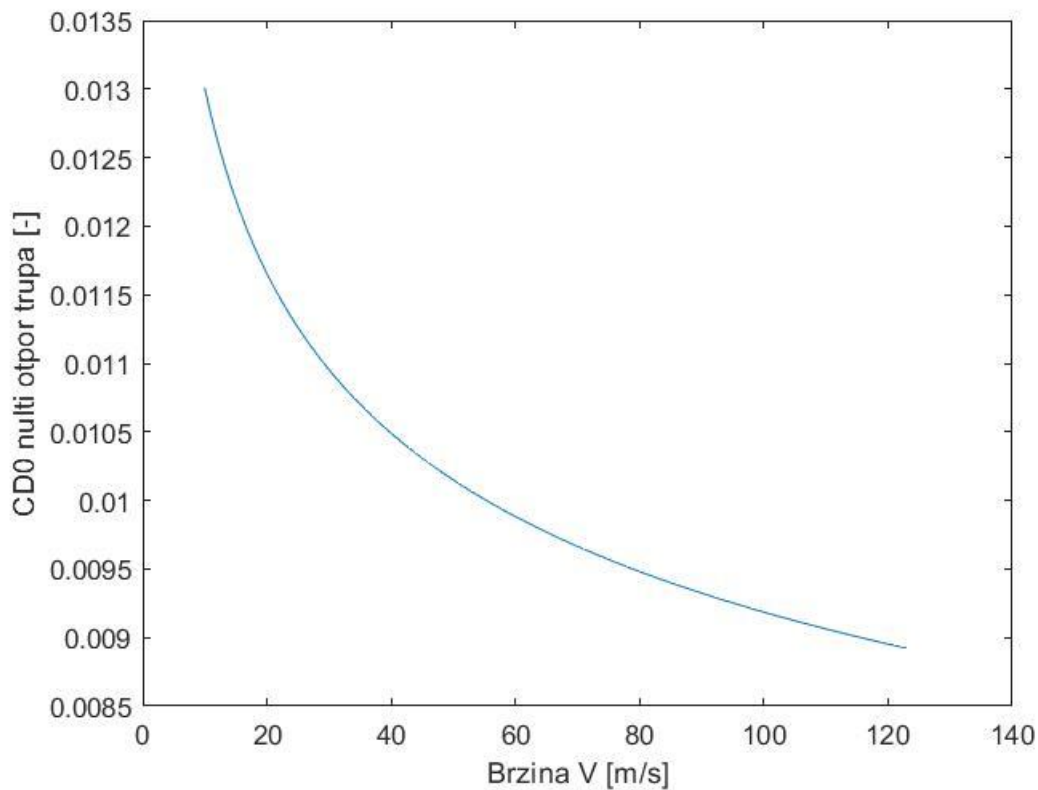
$$F_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 1,219 \quad (3.32)$$

Korekcija zbog stlačivosti je također i kod trupa zanemariva kao i u ostatku proračuna.

Dobivamo koeficijent otpora trenja trupa:

$$C_{D0_t} = (F_F \cdot c_f) \cdot \frac{S_t}{S_{ref}} = 0,013 \quad (3.33)$$

Slika 10 prikazuje koeficijent nultog otpora za trup zrakoplova.



Slika 10. Otpor trupa

3.2.3. Otpor V-repa

Otpor će se računati za poluraspon repa pa će se na kraju samo pomnožiti s dva da se dobije cijeli raspon. Za V-rep reynoldsov broj računa se kao i za krilo samo što se koristi srednja aerodinamička tetiva V-repa.

$$Re = \frac{c_a \cdot \rho \cdot V}{\eta} = 2,414 \cdot 10^6 \quad (3.34)$$

Dvodimenzionalni koeficijent otpora trenja iznosi:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln(Re))^{2.58}} = 0,0038 \quad (3.35)$$

Korekcija za oblik V-repa je:

$$F_F = 1 + \frac{60\bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 \cdot \bar{t}^4 = 1,164 \quad (3.36)$$

Korekcija zbog repne površine oblika V:

$$Q = 1,03 \quad (3.37)$$

Za slučaj V-repa faktor oblika F_F treba dodatno povećati za 10 % :

$$K = 1,10 \quad (3.38)$$

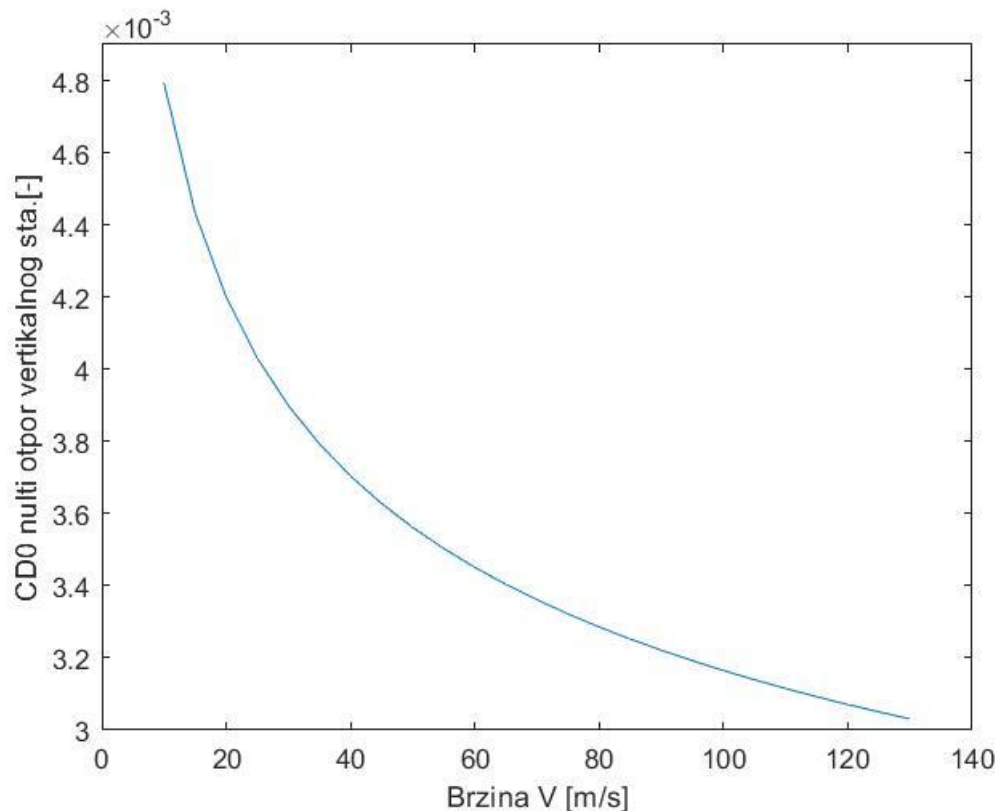
Koeficijent otpora trenja za poluraspon V-repa je:

$$C_{D0V} = (2 \cdot F_F \cdot c_f) \cdot \frac{S_v}{S_{ref}} \cdot Q \cdot K = 0,00181 \quad (3.39)$$

Za cijeli V-rep koeficijent otpora trenja potrebno je pomnožiti s dva jer prethodni izraz predstavlja samo poluraspon :

$$C_{D0V} = 2 \cdot C_{D0V} = 0,0036 \quad (3.39)$$

Na slici 11 vidi se ovisnost koeficijenta nultog otpora V-repa o brzini leta.



Slika 11. Otpor V-repa

3.2.4. Otpor kućišta motora

S obzirom da se jedan motor nalazi uklopljen u trup zrakoplova otpor će se računati samo za preostala dva motora. Na način da je proračun rađen za samo jedan motor pa je na kraju računa pomnožen s dva.

Za kućište motora Reynoldsov broj se računa kao i za trup uz promjenu svojstvene dužine:

$$Re = \frac{l_m \cdot \rho \cdot V}{\eta} = 8,87 \cdot 10^6 \quad (3.40)$$

Dvodimenzionalni koeficijent otpora trenja iznosi:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln(Re))^{2.58}} = 0,00306 \quad (3.41)$$

Korekcija oblika iznosi:

$$F_F = 1 + \frac{0.35}{f} = 1,07 \quad (3.42)$$

Kod kućišta motora uzima se dodatna korekcija zbog poremećaja struje zraka koja opstrujava krilo:

$$Q = 1,5 \quad (3.43)$$

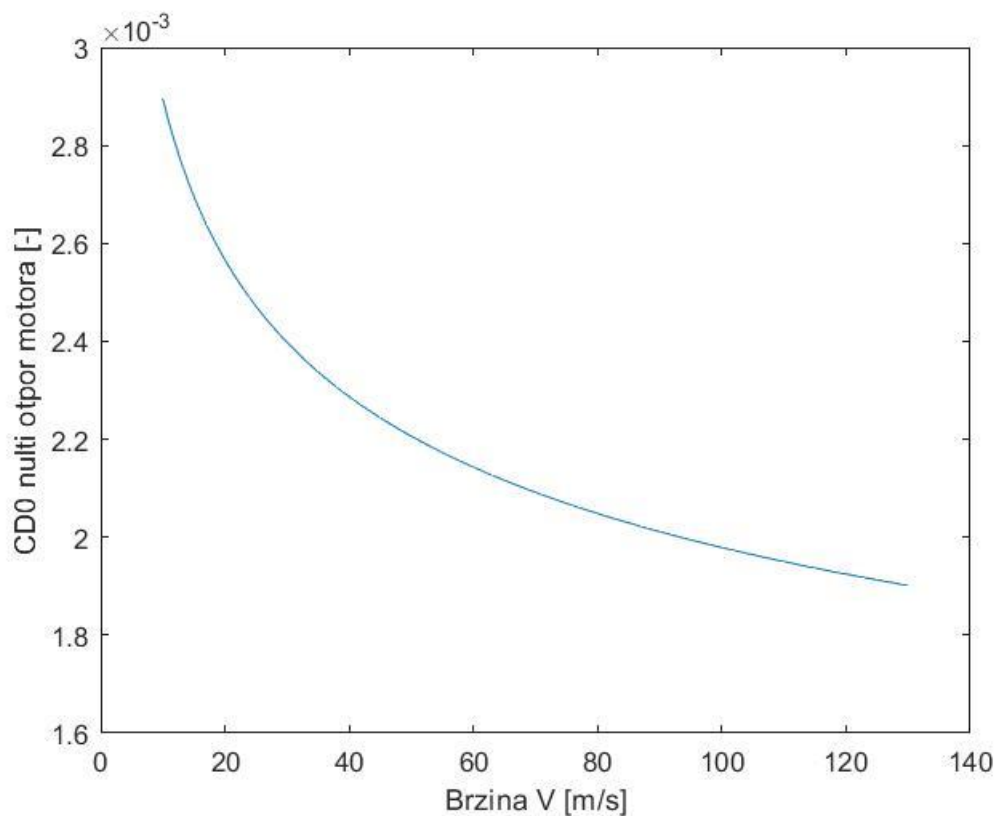
Koeficijent otpora trenja za jedno kućište motora je:

$$C_{D0m} = (F_F \cdot c_f) \cdot \frac{S_m}{S_{ref}} \cdot Q = 0,00102 \quad (3.44)$$

Koeficijent otpora trenja za oba kućišta motora dobiva se množenjem s dva prošlog izraza :

$$C_{D0m} = 2 \cdot C_{D0m} = 0,00224 \quad (3.45)$$

Prikaz koeficijenta nultog otpora kućišta motora u ovisnosti o brzinama leta vidi se na slici 12.



Slika 12. Otpor kućišta motora

3.2.5. Ukupni otpor zrakoplova

Ukupni otpor zrakoplova dobiva se zbranjem svih izračunatih komponenata otpora. S obzirom da nulti otpor zrakoplova varira ovisno o brzini leta za ukupnu vrijednost otpora pretpostavlja se konstantna vrijednost koja se dobiva kod brzine 43m/s. To je procjenjena brzina kod koje se pojavljuje slom uzgona.

$$C_{D0} = C_{D0w} + C_{D0t} + C_{D0v} + C_{D0m} = 0,0256 \quad (3.46)$$

3.3. Računanje koeficijenta induciranog otpora

Oswaldov koeficijent procjenjuje se prema jednadžbi za trapezno krilo sa strijelom :

$$e = 4,61 \cdot (1 - 0,045 \cdot AR^{0,68}) \cdot (\cos \Lambda_{LE})^{0,15} - 3,1 = 0,3556 \quad (3.47)$$

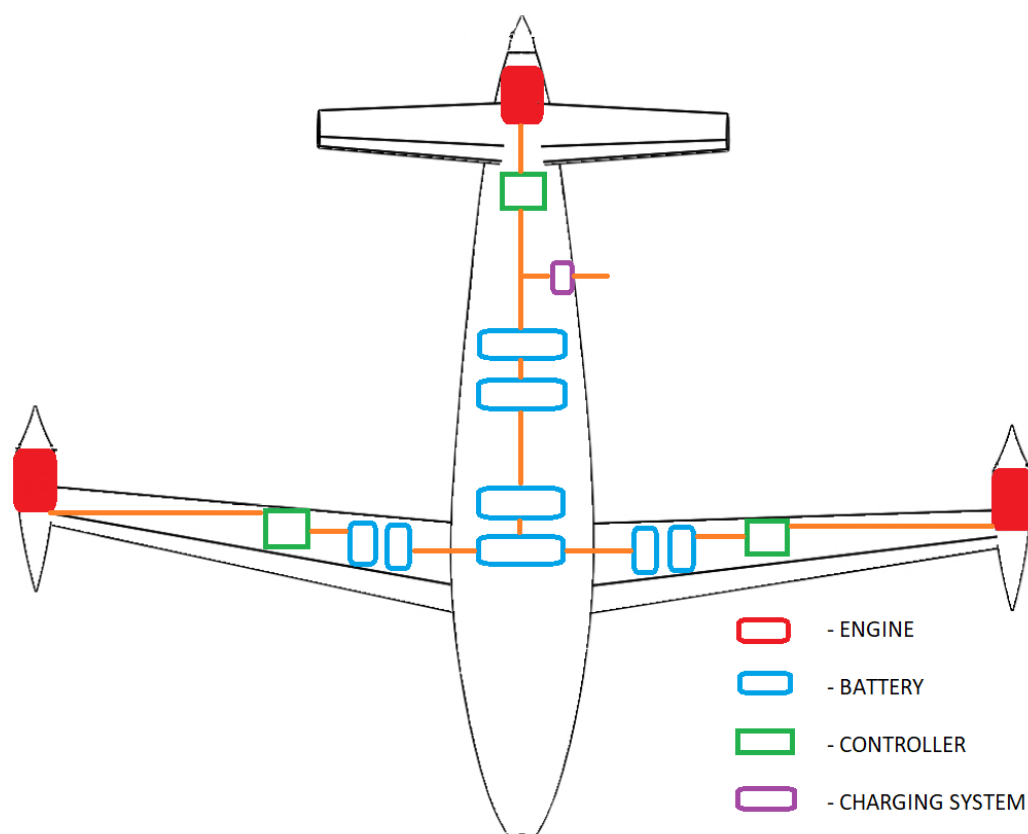
Konačno, koeficijent induciranog otpora iznosi:

$$K = \frac{1}{e \cdot \pi \cdot AR} = 0,0718 \quad (3.48)$$

4. POGONSKI SUSTAV

Pogonski sustav zrakoplova Eviation Alice čine tri električna motora Magni250 zajedno s litijevom baterijom te propelerom s pet lopatica. Paket litijevih baterija tvrtke Kokam iz Južne Koreje sadrži oko 9400 ćelija te sa svojih 920 kWh savršeno odgovara motoru te mu daje maksimalnu učinkovitost koja prelazi 93%. Takav pogonski sustav omogućava zrakoplovu da prijeđe udaljenost od 1000 km plus sigurnosnih 45 minuta.

Na slici 13 je pojednostavljeni model pogonskog sustava zrakoplova.

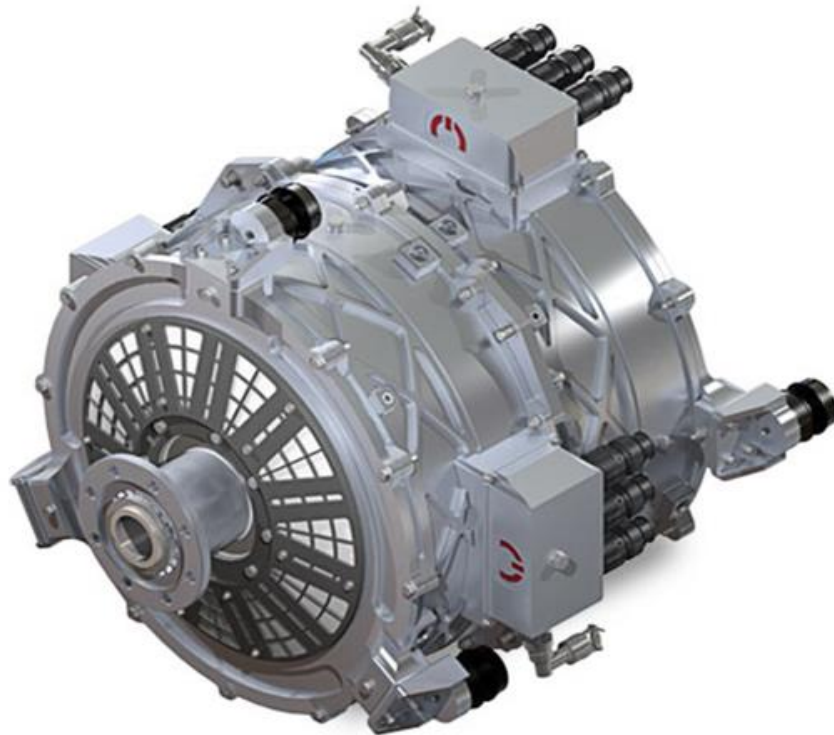


Slika 13. Pogonski sustav

4.1. Električni motor Magni250

S konstantnom snagom od 280 kW /375 HP i konstantnom brzinom rotacije od 1900 rpm Magni250 na slici 14 savršeno odgovara malom putničkom zrakoplovu. Motor može biti korišten kao samostalni pogonski motor ili kao dio distribucijskog sustava s više motora kao što je primjer na Eviation Alice zrakoplovu. Zrakoplov sadrži tri motora. Dva se motora nalaze simetrično na vrhovima krila, a jedan je iza repa prilagođen obliku trupa. Zbog toga je maksimalna snaga koju daju ti motori 900 kW. Motor ima zanimljiva svojstva kao što je direktni prijenos na propeler pa nije potrebno ugrađivati redukcijske sustave. To znatno olakšava održavanje te smanjuje masu zrakoplova. Drugo važno svojstvo je konstantan maksimalan okretni moment pri malim okretnim brzinama koji iznosi 1407 Nm te ne varira s obzirom na na visinu. Motor ima samo 71 kg te postiže učinkovitost preko 93%. Nominalni napon koji se prenosi s baterije do motora iznosi 550 V, a može varirati između 490 i 750 V.

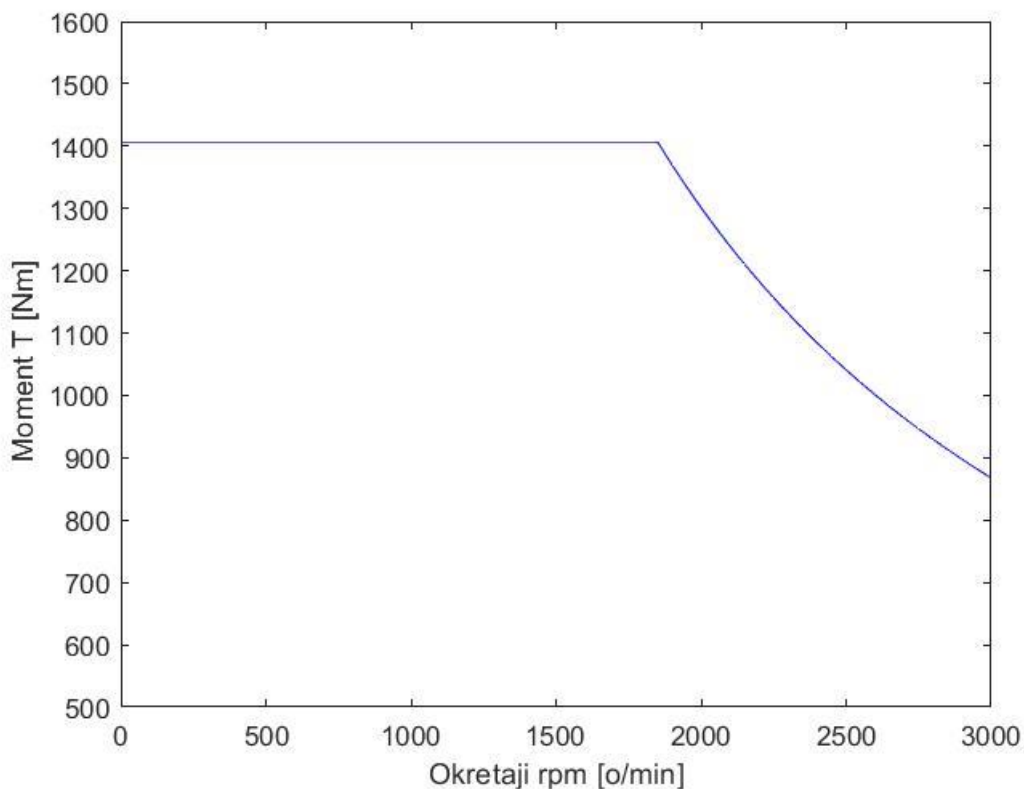
Uz sve to motor ima mogućnost podešavanja za različite načine ugradnje pa ga je moguće ugraditi u letjelice koje nisu originalno predviđene za ovaj motor.



Slika 14. Magni250[6]

4.1.1. Karakteristika motora

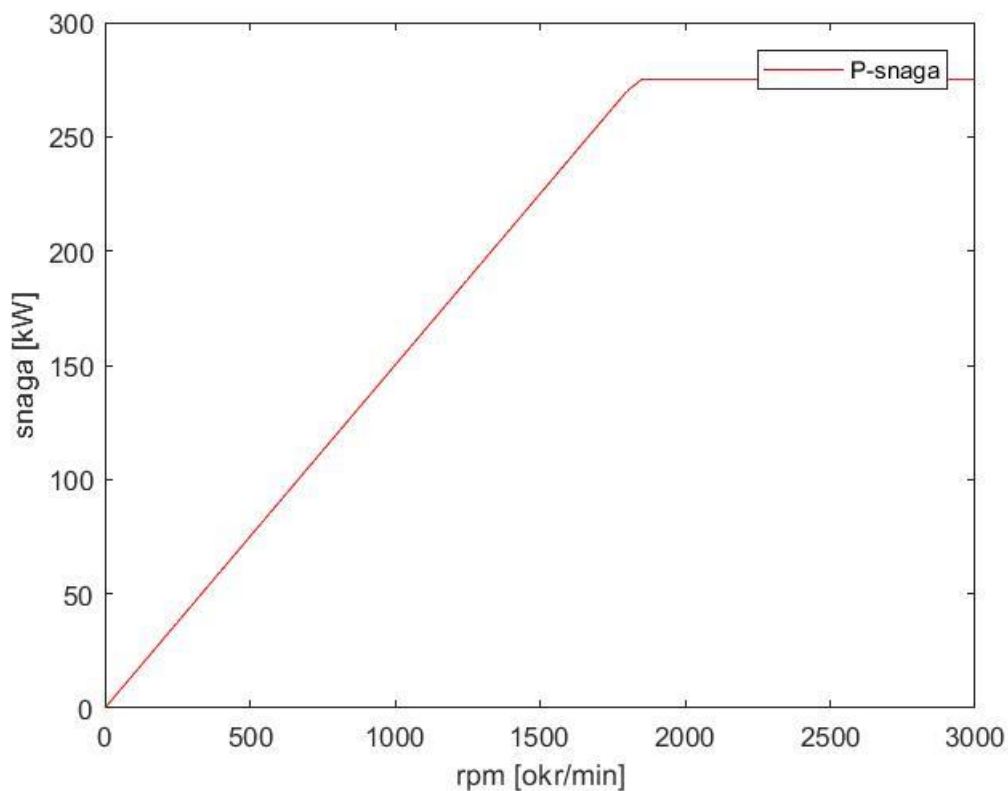
Na slici 15 je prikazana ovisnost okretnog momenta s povećanjem kutne brzine. Vidljivo je već prije rečeno da se maksimalna vrijednost okretnog momenta od 1407 Nm postiže i kod nižih vrijednosti kutne brzine, točnije od nule. Od granične vrijednosti (1900 rpm) okretni moment nadalje pada.



Slika 15. Okretni moment jednog motora[6]

Za razliku od momenta snaga se linearno povećava do vrijednosti 1900 rpm nakon koje postaje konstantna i održava svoju vrijednost od 280 kW s daljnjim povećanjem kutne brzine. I snaga i okretni moment su konstantni u odnosu na porast visine leta s obzirom da je motor električni pa ne ovisi o promjeni gustoće zraka u odnosu na visinu.

Snaga u ovisnosti o broju okretaja prikazana je na slici 16 .



Slika 16. Snaga jednog motora[6]

Kod električnih motora javlja se problem zagrijavanja baterije i motora. Kako motor ovisi o bateriji tako će i zagrijavanje baterije imati utjecaj na performansu električnog motora. Povišena ili jako snižena temperatura negativno djeluje na performanse motora, smanjujući mu snagu.

U analizi performansi uvodi se pojednostavljenje da nema promjene snage u ovisnosti o zagrijavanju baterije. Stoga je snaga motora konstantna s porastom visine leta.

4.2. Propeler

Kako je većina dijelova zrakoplova Eviation Alice izrađena u suradnji s drugim tvrtkama, tako je i propeler dopremljen iz druge tvrtke. Američka tvrtka Hartzell Propeller Inc. izradila je propeler posebno za Alice. Na svakome od tri motora nalazi se *pusher* propeler koji se sastoji od pet lopatica.

Lopaticice su izrađene od ugljikovih vlakana koja daju dobar odnos čvrstoće i težine te su ojačane na rubovima niklom kako bi se povećao životni vijek lopatica.

Promjer propelera iznosi 105' tj. 266,7 cm. Propeler ima mogućnost promjene koraka kako bi se bolje prilagodio uvjetima leta. U ovom radu uvodi se pretpostavka da će učinkovitost propelera biti konstantna te će imati iznos 82 %. Taj iznos jednak je maksimalnoj učinkovitosti propelera. Na slici 17 vidi se dio motora s propelerom na lijevoj strani krila.



Slika 17. Bočni motor s propelerom[7]

4.3. Karakteristika pogonskog sustava

Karakteristika cijelog pogonskog sustava dobivena je u programskom paketu Matlab koristeći karakteristiku svih triju motora te njihovih propelera. Na slici 18 je prikazana ovisnost raspoložive snage pogonskog sustava i brzine koja je konstantna .

U slučaju naše analize performanse u obzir se uzima najveća moguća vrijednost brzine motora. S tom vrijednosti će se dobiti najveća snaga na izlazu motora, a tako i cijelog pogonskog sustava.

Kako je već prije navedeno, zanemarit će se utjecaj zagrijavanja motora i baterije na performanse letjelice tako da će gradijent raspoložive snage pogonskog sustava po brzini ostati nula.

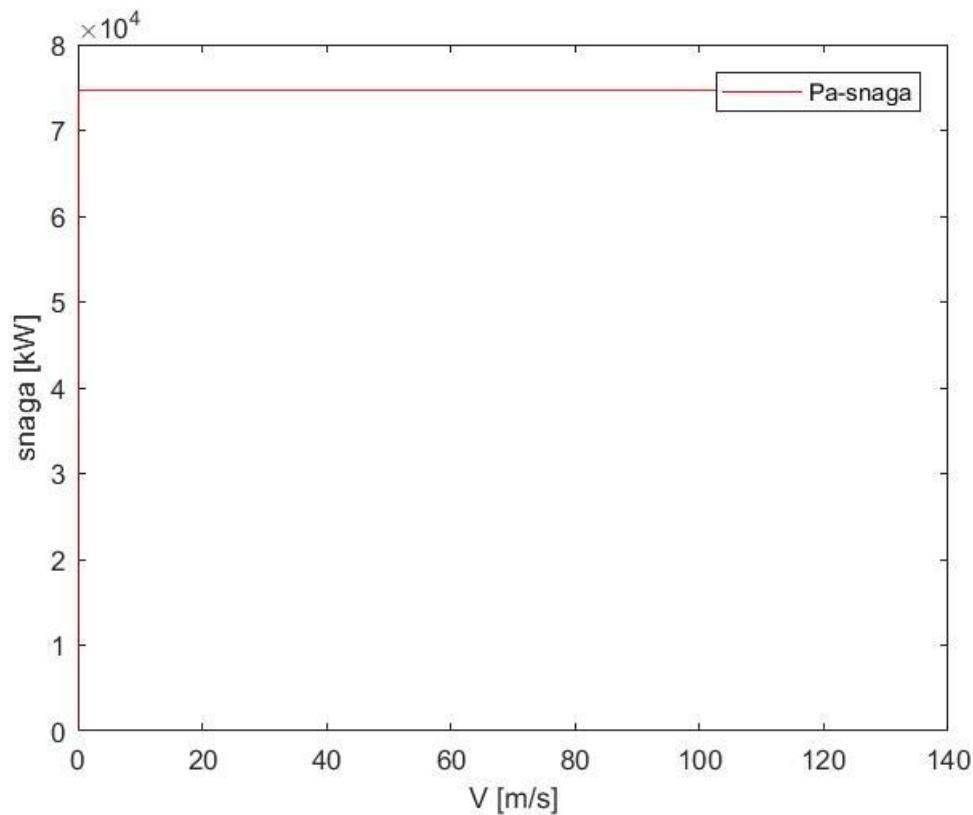
$$\frac{dP_a}{dV} = 0$$

(4.1)

Raspoloživa snaga električnog zrakoplova funkcija je brzine okretaja motora te uz to ovisi i o učinkovitosti propelera koji nije u stanju prenijeti kompletnu snagu s motora.

$$P_a(rpm) = \eta_p \cdot P_{mot}$$

(4.2)



Slika 18. Ukupna snaga

5. ANALIZA PERFORMANSI

Performanse zrakoplova važan su izvor podataka za usporedbu zrakoplova i kompletan uvid u njihove mogućnosti tijekom leta. U tu svrhu analiziraju se performanse u horizontalnom letu zrakoplova te analiza pomoću teorije ukupne energije.

5.1. Horizontalni let

Elementarne jednadžba gibanja od kojih se polazi su:

$$m \cdot V \cdot \frac{d\gamma}{dt} = L \cdot \cos(\Phi) - W \cdot \cos(\gamma) \quad (5.1)$$

$$m \cdot V \cdot \cos(\gamma) \cdot \frac{d\chi}{dt} = L \cdot \sin(\Phi) \quad (5.2)$$

Ako letjelica leti horizontalno i pravocrtno tada je $\gamma=0$ i $\frac{d\chi}{dt}=0$, pa jednadžbe glasi:

$$L \cdot \sin(\Phi) = 0 \quad (5.3)$$

$$L \cdot \cos(\Phi) = W \quad (5.4)$$

Daljnijim pojednostavljenjem dobiva se jednakost sile uzgona i težine za horizontalni let:

$$L = W \quad (5.5)$$

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_L = W \quad (5.6)$$

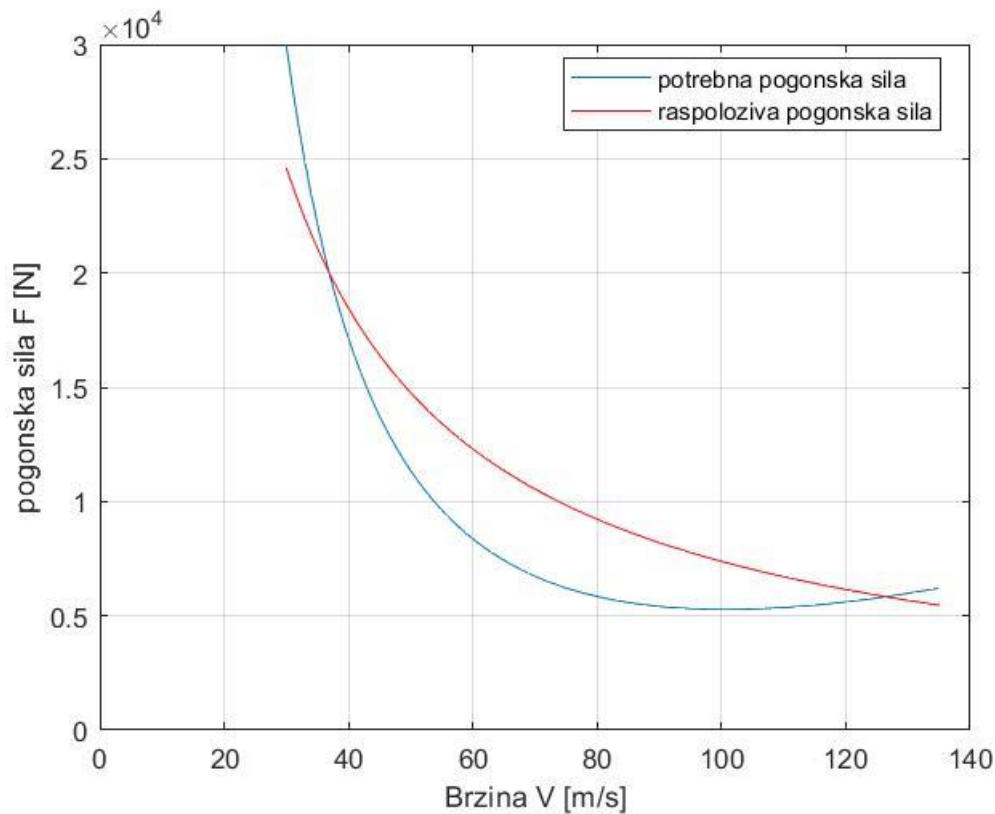
Svaka kombinacija brzine i napadnog kuta koja zadovoljava jednadžbu zadovoljava i režim horizontalnog leta. Uz to ako je let pravocrtan tada mora vrijediti da je potrebna sila jednaka sili otpora :

$$T = D \quad (5.7)$$

5.1.2. Rezultati analize horizontalnog leta

Zrakoplov može letiti u horizontalnom letu samo ako je zadovoljno pravilo da je raspoloživa snaga veća od potrebne:

$$P_a \geq P_r = D \cdot V \quad (5.8)$$



Slika 19. Raspoloživa i potrebna sila

Prethodna slika 19 prikazuje ovisnost raspoložive i potrebne sile o brzini leta. Između te dvije linije je prostor unutar kojega zrakoplov može djelovati.

Kako je prije rečeno, raspoloživa snaga je:

$$P_a(rpm) = \eta_p \cdot P_{mot} \quad (5.9)$$

Potrebna snaga dobiva se kao umnožak sile otpora i brzine:

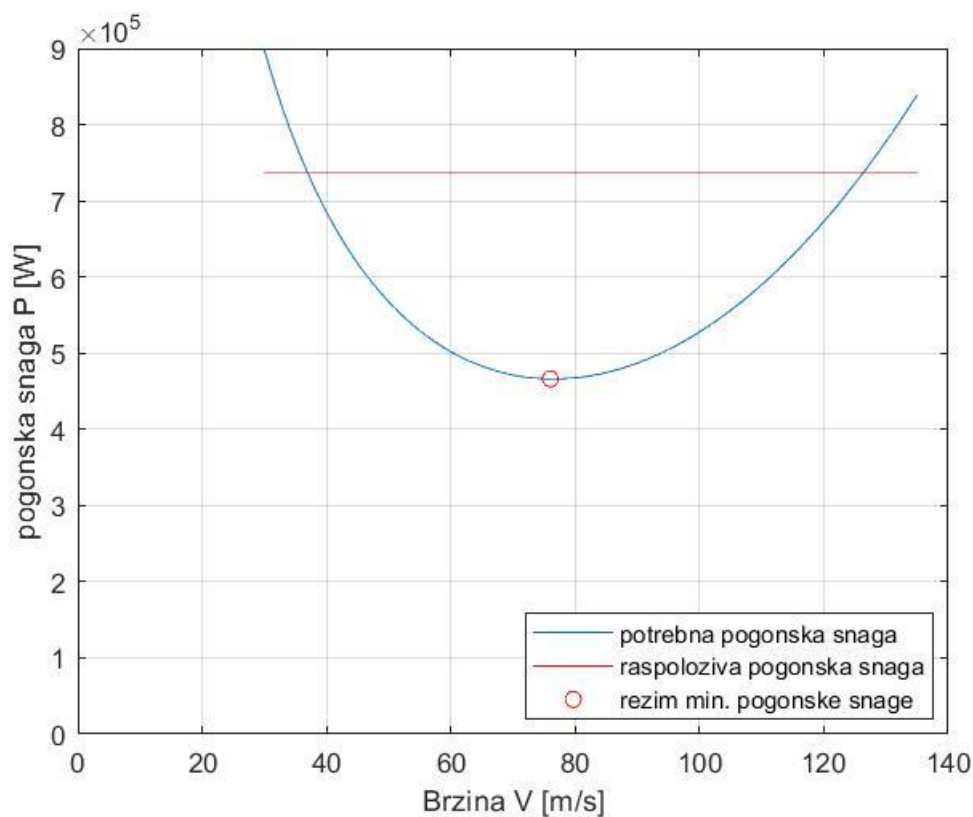
$$P_r = D \cdot V = \frac{\rho \cdot S}{2} \cdot V^3 \cdot (C_{D0} + K \cdot C_L^2) \quad (5.10)$$

Da bismo dobili ovisnost snage samo o brzini, eliminiramo koeficijent uzgona pomoću:

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot V^2} \quad (5.11)$$

Tako da potrebna snaga dobiva formu:

$$P_r = \frac{\rho \cdot S}{2} \cdot V^3 \cdot C_{D0} + 2 \frac{K \cdot W^2}{\rho \cdot S} \cdot \frac{1}{V} \quad (5.12)$$



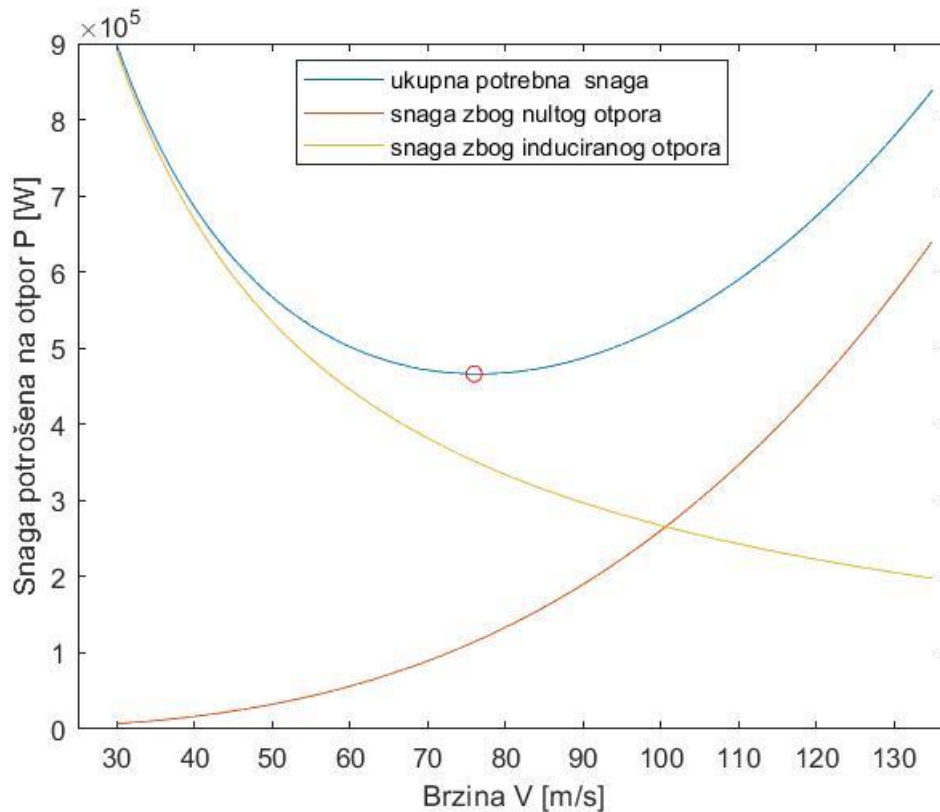
Slika 20. Raspoloživa i potrebna snaga

Na slici 20 je crvenom točkom prikazana koordinata minimalne potrebne snage. Brzina leta zrakoplova u režimu minimalne potrebne snage za zrakoplov Eviation Alice iznosi 76 m/s. Taj režim je dobiven izjednačavanjem s nulom prve derivacije snage po brzini. Iz tog se izraza dobiva jednakost koja pokazuje da je u režimu minimalne potrebne snage snaga za svladavanje

induciranog otpora jednaka trostrukoj vrijednosti snage za svladavanje parazitskog(nultog) otpora. Taj odnos vidi se na slici 21.

$$\frac{d(DV)}{dV} = 0 \quad (5.13)$$

$$K \cdot C_L^2 = 3 \cdot C_{D0} \quad (5.14)$$



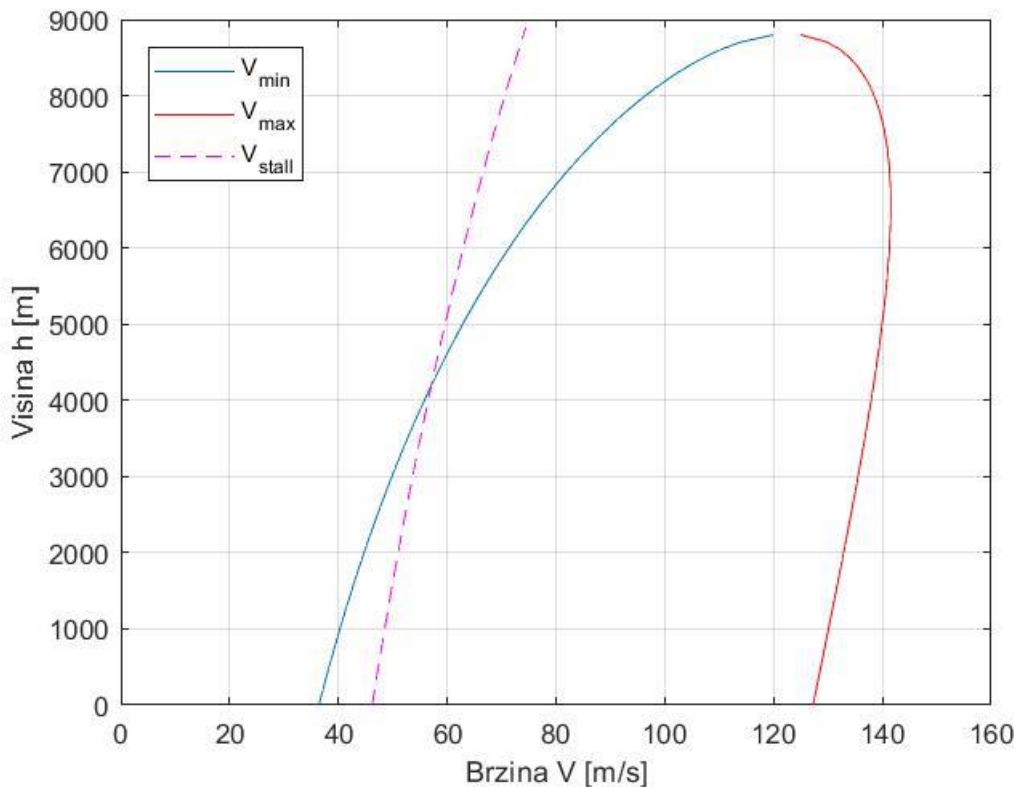
Slika 21. Snaga za svladavanje otpora

S obzirom da potrebna snaga ovisi o brzini leta, tlaku i gustoći zraka tj. nadmorskoj visini, ovojnica zrakoplova se prikazuje u odnosu na te dvije varijable. Ovojnica tj. karakteristika letjelice prikazuje koje mogućnosti brzine leta ima zrakoplov na određenoj visini. Osim performansi motora u ovojnici može također biti uključena i minimalna brzina kojom letjelica može letjeti u režimu maksimalnog koeficijenta uzgona.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S_{ref} \cdot C_{Lmax}}} \quad (5.15)$$

Program u Matlabu za računanje ovojnice zrakoplova traži minimalnu i maksimalnu brzinu leta za svaku visinu pomoću uvjeta da su potrebna i raspoloživa sila jednake:

$$T_r = T_a \quad (5.16)$$



Slika 22. Ovojnica zrakoplova

Iz slike 22 se vidi da pogon u stanju standardne atmosfere na razini mora omogućava let s brzinama u rasponu od 36 m/s-129 m/s(129-464 km/h). Također graf pokazuje da brzina pri maksimalnom koeficijentu uzgona dovodi do većih vrijednosti minimalne brzine leta na visinama manjim od 4000 m. Dok se minimalna brzina pogona povećava za sve visine, maksimalna brzina pogona električnog zrakoplova lagano raste do vrijednosti od 142 m/s(511 km/h) te nakon toga pada. Maksimalna visina na kojoj zrakoplov može letjeti iznosi 8900 m.

5.2. Analiza ukupne energije

Jednadžbi gibanja središta mase dodana je jednadžba koja definira brzinu penjanja:

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T - D - W \cdot \sin(\gamma) \quad (5.17)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \cdot \sin(\gamma) \quad (5.18)$$

Eliminacijom kuta γ dobiva se jednadžba:

$$\frac{d}{dt} \cdot \left(h + \frac{V^2}{2 \cdot g} \right) = \frac{V \cdot T - V \cdot D}{W} \quad (5.19)$$

Uvodi se oznaka specifične energije:

$$h + \frac{V^2}{2 \cdot g} = h_e \quad (5.20)$$

Specifična energija predstavlja visinu do koje se zrakoplov može podići polazeći od stvarne visine koristeći svoju kinetičku energiju sve dok je ne potroši.

Zbroj potencijalne i kinetičke energije predstavlja ukupnu energiju zrakoplova :

$$F = W \cdot h_e = m \cdot g \cdot h + \frac{m \cdot V^2}{2} \quad (5.21)$$

Uvodi se još jedna oznaka koja označava višak snage sveden na težinu:

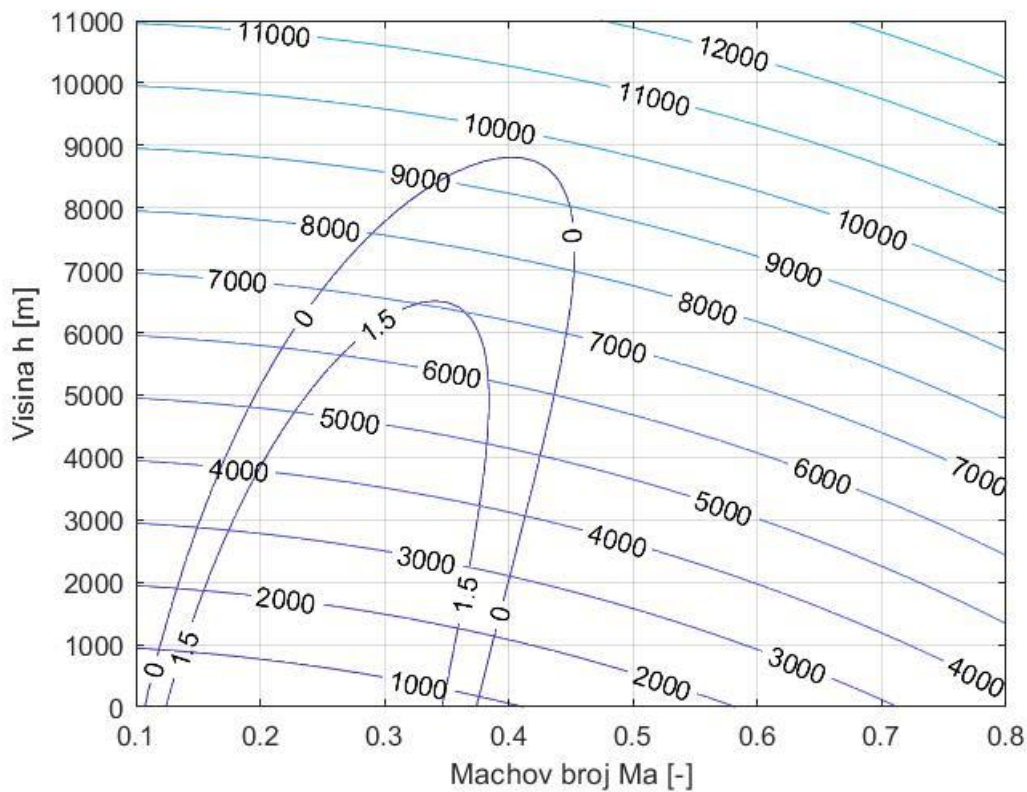
$$P_s = \frac{V \cdot T - V \cdot D}{W} \quad (5.22)$$

Višak snage sveden na težinu jednak je derivaciji specifične energije po vremenu:

$$\frac{dh_e}{dt} = P_S \quad (5.23)$$

5.2.1. Rezultati analize ukupne energije

U programskom paketu Matlab izrađen je program. On uz postojeće podatke o pogonu i karakteristikama zrakoplova uzima parametre visine i machova broje te crta krivulju specifičnog viška snage ovisno o tim parametrima pomoću funkcije `/contour`.



Slika 23. Višak snage

Na slici 23 prikazana je krivulja $P_S(Ma, h, n) = 0$ te $P_S(Ma, h, n) = 1.5$ m/s. Krivulja $P_S = 0$ ograničava maksimalno operativno korištenje zrakoplova ovisno o nadmorskoj visini, machovu broju te opterećenju konstrukcije.

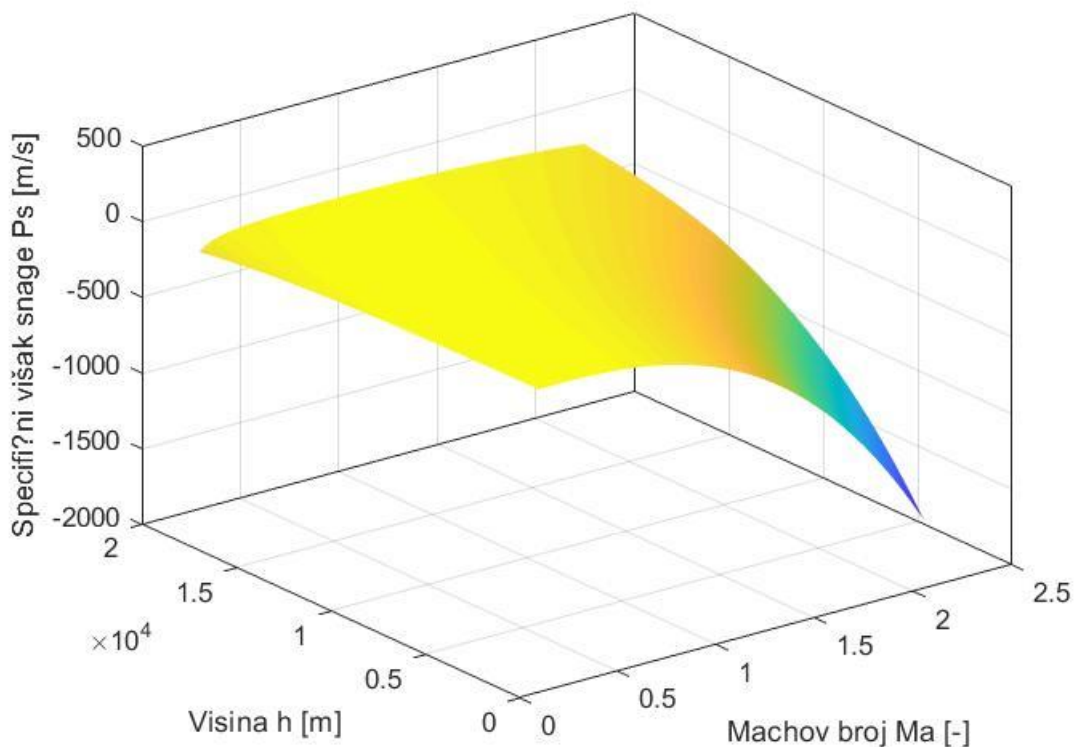
Druga krivulja ima fizikalno realnije značenje s obzirom da ograničava područje u kojem zrakoplov još uvijek ima specifični višak snage veći od nule. Taj višak može se iskoristiti za ubrzanje, porast visine leta ili za manevar.

Opterećenje u ovom prikazu je konstantno i iznosi jedan jer se radi o horizontalnom letu pa mora biti ispunjen uvjet :

$$L = W \quad (5.24)$$

Maksimalna visina operativnosti letjelice je 8900 m što je nešto manja vrijednost od proizvodnog ograničenja za komprimirani model zrakoplova. Maksimalna brzina dobivena na grafu je 0.46 macha i to pri visini 7000 m.

Slika 24 prikazuje zanimljiv prikaz ovojnice zrakoplova analizom ukupne energije dobiven u Matlabu pomoću alata 3D vizualizacije. 3D prikaz dobiva se naredbom `/surf(X,Y,Z)` s tri varijable. Na taj način se omogućuju kvalitetniji prikazi viševarijabilnim funkcija.



Slika 24. 3D prikaz viška sile

6. ZAKLJUČAK

Analizom dobivenih rezultata i njenom usporedbom s dostupnim podacima drugih zrakoplova koji imaju slične geometrijske i pogonske značajke utvrđena je odgovarajuća vjerodostojnost dobivenih performansi.

Procjenjeni nulti otpor iznosi 0.0256. To je realno rješenje s obzirom da je oblik zrakoplova maksimalno aerodinamički dizajniran te u proračun nije uključeno podvozje koje bi dodatno povećalo taj otpor. Ova analiza je pokazala kvalitetne performanse električnih zrakoplova unatoč konstantnom protivljenju jednog djela javnosti uporabi novogeneracijskih letjelica. Dobivena ovojnica u rezultatima pokazuje nam da je zrakoplov u stanju doseći visinu leta od 8900 m. Nadalje, maksimalna brzina koju se u rezultatima dobiva iznosi 511 km/h što je doduše malo više od propisane maksimalne brzine koja iznosi 490 km/h.

Nakon proračuna i analize u programskom paketu Matlab pokazano je da po mogućnostima potpuno električni zrakoplovi mogu stajati rame uz rame s letjelicama pogonjenima klipnim motorima. Štoviše, s obzirom na neke karakteristike električnih motora one mogu i nadilaziti mogućnosti klipnih motora. Klipni motori sa sobom još uvijek vuku probleme kao što su ovisnost o tlaku i gustoći zraka te razna mehanička ograničenja poput komplicirane izrade i održavanja. Te probleme rješava električni motor zbog jednostavne konstrukcije i potpune neovisnosti o karakteristikama zraka.

Nažalost, i električni pogonjeni zrakoplovi se susreću s određenim ograničenjima. Kao najveći problem naravno ističe se masa baterije koja zauzima značajan prostor na zrakoplovima te na taj način onemogućava maksimalnu iskoristivost prostora letjelice. Na primjeru zrakoplova obrađenog u ovom završnom radu vidi se nevjerojatan dio ukupne mase koji zauzima sama baterija. U slučaju smanjenja mase primjenom neke nove tehnologije zrakoplov bi mogao biti korišten za prijevoz znatno više putnika nego što je sada. Drugi slučaj je da zrakoplov zbog smanjene mase više nema potrebu za sva tri motora. Na taj način bi se smanjili troškovi proizvodnje, ali i samog održavanja.

Stoga potpuno električni pogoni još uvijek nisu u potpunosti odgovarajuće rješenje za velike putničke i teretne zrakoplove unatoč mnogim kvalitetama. No, ubrzanim razvojem tehnologija i industrije moguće je da će danas korištene baterije 'pregaziti' neki novi koncept koji bi napokon omogućio širu uporabu električnih zrakoplova.

Ovaj završni rad tematski je vrlo širok pa nudi priliku za izradu drugih analiza kroz daljnje radove. Posebno će od značaja biti što će tijekom jedne do dvije godine biti više dostupnih podataka o zrakoplovu Eviation Alice pa će se neka pojednostavljena moći zamjeniti proizvođačevim podacima. Zanimljive bi bile analize zaokreta zrakoplova te ponašanje tijekom penjanja. Uz detaljnije analize performansi zrakoplova u budućim radovima korisno bi bilo vidjeti simulaciju modela dinamike leta te upravljanja u Simulinku.

LITERATURA

- [1] Aviation international news: <https://www.ainonline.com/aviation-news/business-aviation/2020-01-24/aviations-electric-alice-aircraft-catches-fire-during-ground-tests> ,(23.6.2020)
- [2] Electro scoop: <https://robbreport.com/motors/aviation/gallery/eviation-alice-pictures-2830530/> (28.6.2020)
- [3] Eviation : <https://www.eviation.co/aircraft/> ,(15.4.2020)
- [4] UIUC Applied Aerodynamics group: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html#N (20.5.2020)
- [5] Dr.sc. Janković,S.,dr.sc. Vrdoljak,M.,: Performanse zrakoplova,Nastavni materijali,Fakultet strojarstva i brodogradnje,Zagreb, 2016.
- [6] MagniX: <https://www.magnix.aero/products> ,(15.7.2020)
- [7] The point guy : <https://thepointsguy.com/news/eviation-alice-electric-plane-tour/> (10.7.2020)