

Performanse ultralakog zrakoplova s hibridno-električnim pogonskim sustavom

Šagud, Petar

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:235:989836>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-11-28**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Petar Šagud

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentori:

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

Student:

Petar Šagud

Zagreb, 2020.

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

Zahvaljujem se

Petar Šagud



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



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

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Petar Šagud**

Mat. br.: 0246057421

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Performanse ultralakog zrakoplova s hibridno-električnim pogonskim sustavom**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Performance of the ultralight aircraft with hybrid-electric propulsion system**

Opis zadatka:

Hibridno-električni pogonski sustav alternativa je primjeni uobičajenih vrsta pogona s potencijalnim prednostima poput uštede goriva, smanjenja onečišćenja te smanjenja buke. Kombinacija klipnog motora, ili turbo-propelerskog motora, s električnim motorom omogućava sinergiju dvije različite vrste pogona koristeći prednosti pojedine vrste pogona. Postojeće studije analiziraju mogućnosti primjene takvog pogonskog sustava na različitim zrakoplovima, putničkim zrakoplovima poput regionalnih zrakoplova, ali i lakim zrakoplovima te bespilotnim letjelicama, s različitim stupnjevima implementacije hibridnog pogonskog sustava. U radu je potrebno analizirati primjenu hibridno-električnog pogonskog sustava na primjeru ultralakog zrakoplova.

U završnom radu potrebno je:

- opisati hibridno-električni pogonski sustav i njegove izvedbe za primjenu u pogonu zrakoplova;
- prikupiti i prikazati sve potrebne podatke o razmatranom ultralakom zrakoplovu;
- opisati značajke hibridno-električnog pogona razmatranog zrakoplova;
- analizirati odabrane performanse promatranog ultralakog zrakoplova s hibridno-električnim pogonskim sustavom.

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

Zadatak zadan:

28. studenog 2019.

Zadatak zadao:


Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

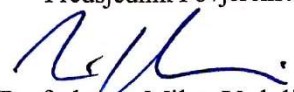
Datum predaje rada:

1. rok: 21. veljače 2020.
2. rok (izvanredni): 1. srpnja 2020.
3. rok: 17. rujna 2020.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 24.2. – 28.2.2020.
2. rok (izvanredni): 3.7.2020.
3. rok: 21.9. - 25.9.2020.

Predsjednik Povjerenstva:


Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS SLIKA	III
POPIS TABLICA.....	IV
POPIS OZNAKA	V
SAŽETAK.....	VIII
SUMMARY	IX
1. UVOD.....	1
1.1. Ekonomski uvid	1
1.2. Mjere performansi.....	3
2. HIBRIDNO ELEKTRIČNI POGON ZRAKOPLOVA	5
2.1. Arhitektura HEP sustava.....	5
2.1.1. Serijska konfiguracija	5
2.1.2. Paralelna konfiguracija	6
2.1.3. Serijski-paralelni i kompleksni hibridni.....	6
2.2. Tehnološki parametri	7
2.2.1. Ključni tehnološki parametri.....	7
2.2.2. Izračunavanje doleta kod hibridnog pogona.....	8
3. HIBRIDNO ELEKTRIČNI POGONSKI SUSTAV KOD ULTRALAKOG ZRAKOPLOVA	10
3.1. Geometrijske karakteristike	10
3.2. Analiza aerodinamike	13
3.3. Dimenzioniranje, odabir i integracija komponenata	15
4. PRIMJENA HEP SUSTAVA.....	21
4.1. Pregled proračuna	21
4.1.1. Faze leta	22
4.1.2. Izračun snage potrebne za pogon zrakoplova	23
4.2. Krstarenje u trećoj fazi leta pri 30 m/s.....	24
4.2.1. MUI i GE Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta	26
4.2.2. MUI izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta.....	27
4.2.3. Dolet u krstarenju sa 5kg goriva	29
4.2.4. Dolet u krstarenju sa 20kg goriva.	29
4.3. Izračun prijeđenog puta za 20 m/s	31
4.3.1. MUI Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta.....	33
4.3.2. MUI i GE Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta	33
4.4. Izračun prijeđenog puta za 25 m/s	34
4.4.1. MUI Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta.....	35
4.4.2. MUI i GE Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta	36
4.5. Izračun pogona samo elektromotorom.....	38
4.5.1. Računanje doleta i vremena trajanja leta	39
4.5.2. Računanje mogućeg doleta u režimu c, samo električnim pogonom.....	40

4.6. Razmatranje rezultata.....	43
5. ZAKLJUČAK.....	46
LITERATURA.....	48

POPIS SLIKA

Slika 1.	Usporedba cijene mlaznog goriva i struje [1]	2
Slika 2.	Predviđanje razvoja specifične energije goriva [1]	3
Slika 3.	Prikaz hibridnih sustava [2].....	7
Slika 4.	Dimenzije SONG zrakoplova [5]	11
Slika 5.	SONG zrakoplov u letu .[4]	12
Slika 6.	SOUL zrakoplov [4].....	12
Slika 7.	Potrebna pogonska sila i omjer L/D ovisno o brzini leta [4].....	14
Slika 8.	Potrebna snaga i omjer L/D ovisno o brzini leta [4]	15
Slika 9.	Efikasnost MUI na 5500 o/min [4].....	16
Slika 10.	Učinkovitost i snaga Joby EM-a [4].....	17
Slika 11.	Shema paralelnog hibridnog pogonskog sustava [4].....	18
Slika 12.	Dijagram potrošnje tijekom leta, SOUL [4].....	25
Slika 13.	Dijagram napunjenosti baterija tijekom leta [4].....	25
Slika 14.	Potrošnja, slučaj c)	26
Slika 15.	Potrošnja, slučaj a)	32
Slika 16.	Potrošnja, slučaj b)	35
Slika 17.	Podatci od proizvođača o bateriji [6]	39

POPIS TABLICA

Tablica 1. Prikaz HEP sustava kod zrakoplova srednje veličine [2].....	7
Tablica 2. Karakteristike SOUL-a izvedene iz SONG-a. [4].....	13
Tablica 3. MUI dimenzioniranje[4].....	16
Tablica 4. Masa SOUL zrakoplova [4]	19
Tablica 5. Podsjetnik na značenje faza leta.....	23
Tablica 6. Podsjetnik na značenje kratica pogona.....	23
Tablica 7. Podsjetnik na značenje rezultata.....	43
Tablica 8. Usporedba sila i snaga po režimima.....	44
Tablica 9. Usporedba doleta u 3. fazi leta [km]	44
Tablica 10. Usporedba specifičnih potrošnji [kgs W].....	45
Tablica 11. Usporedba okretnih momenata [Nm].....	45

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
C	Ah	Kapacitet
C_D	-	Koeficijent otpora
C_{D0}	-	Koeficijent nultog otpora
C_L	-	Koeficijent uzgona
C_p	$\frac{\text{kg}}{\text{s W}}$	Specifična potrošnja
$C_{p,p}$	$\frac{\text{kg}}{\text{s W}}$	Specifična potrošnja punjenje
E	s	Trajanje leta, <i>eng.</i> Endurance
E_{bat}	J	Energija dovedena baterijama
$E_{\text{EM,tot}}$	W	Ukupna dovedena snaga
E_{max}	s	Najdulje trajanje leta
En	kWh	Energija baterije
$E_{\text{shaft,tot}}$	W	Dovedena snaga na vratilu
E_{tot}	J	Ukupna dovedena energija
e_b	Wh/kg	Specifična energija baterija
e_{bat}	Wh/kg	Specifična energija baterije
e_f	Wh/kg	Specifična energija goriva
e_{fuel}	Wh/kg	Specifična energija goriva
g	m/s^2	Ubrzanje sile teže
i	A	Jakost struje
K	-	Koeficijent za polaru
m_{empty}	kg	Masa bez goriva
m_i	kg	Inicijalna masa
m_k	kg	Konačna masa
m_p	kg	Masa potrošenog goriva
M_p	Nm	Okretni moment za okretanje generatora
M_r	Nm	Okretni moment za pogon zrakoplova
M_u	Nm	Ukupni okretni moment
n	-	parametar pražnjenja

P	W	Snaga
P_{em}	W	Snaga dovedena elektromotorom
P_{ice}	W	Snaga dovedena motorom sa unutarnjim izgaranjem
P_p	W	Snaga za punjenje baterija
P_r	W	Snaga na reduktoru propelera
P_{shaft}	W	Snaga na pogonskom vratilu
P_t	W	Snaga potrebna za pogon
P_u	W	Ukupna snaga
$P_{vehicle}$	W	Ukupna snaga vozila
R_{el}	m	Dolet elektromotorom
R_I	m	Dolet motorom sa unutarnjim izgaranjem
R_{max}	m	Dolet sa punim rezervoarom
$R_{max,u}$	m	Ukupan dolet sa punim rezervoarom
R_p	m	Udaljenost prijeđena za vrijeme punjenja
R_t	s	Vrijeme rada baterije
R_u	m	Ukupan dolet
S_i	-	Dijeljenje snaga (<i>eng.</i> Power split)
SFC	g/kW/h	Specifična potrošnja (<i>eng.</i> Specific fuel consumption)
T_{loss}	Nm	Gubitak momenta
T_R	N	Sila na reduktoru propelera
t	s	vrijeme
U	V	Napon
U_E	m/s	Brzina za najdulji let
U_R	m/s	Brzina za dolet
V	m/s	brzina
EM		Elektromotor
GE		Generator
HEP		Hibridno električni pogon
HF		Faktor hibridizacije
MUI		Motor sa unutarnjim izgaranjem
SoC	%	Napunjenost baterija, <i>eng.</i> State of Charge,

ϕ		Omjer ukupnih snaga EM-a i MUI-a
η_{el}	-	Iskoristivost elektromotora
η_p	-	Iskoristivost propelera
η_{prop}	-	Iskoristivost propelera
η_r	-	Iskoristivost reduktora
η_{tot}	-	Ukupni koeficijent učinkovitosti
ω	1/s	Kutna brzina

SAŽETAK

Ovaj rad se zasniva na razmatranju ultralakog zrakoplova sa implementiranim hibridno električnim pogonskim sustavom. Radu se pristupilo na način da se na početku objasnila tehnologija hibridnog pogona i njeni ključni elementi. Opisivanjem raznih konfiguracija pogona objasnili smo zašto je za zrakoplovstvo povoljna paralelna hibridna konfiguracija. Daljnja analiza se sastojala od prikupljanja podataka iz analize leta zrakoplova. Slijedio je izračuna doleta zrakoplova sa različitom količinom goriva. Rezultati doleta nam govore da je i manje goriva dovoljno za potrebe ultralakog zrakoplova na hibridni pogon. Usporedbom leta sa tri različite brzine vidjeli smo kako nam pri manjoj brzini višak snage omogućuje brže punjenje baterija no uzrokuje i veću potrošnju. Rezultati nam također pokazuju da punjenje baterija nema značajan utjecaj na potrošnju te se opravdava punjenje baterija klipnim motorom koje ćemo koristiti u drugim fazama leta, poput leta većom brzinom ili za potrebe penjanja. Dodatno smo izračunali dolet koji bi se mogao prijeći koristeći samo elektromotor nakon potrošnje goriva i vidjeli značajno povećanje doleta.

Ključne riječi: hibridno električni pogon, ultralaki zrakoplov, dolet

SUMMARY

This paper analyses an ultralight aircraft with an implemented hybrid electric propulsion system. The first step in our approach was explaining the technology behind hybrid electric propulsion and its key elements. During this explanation we validated the use of parallel electric systems in aerospace applications. Further analysis began with the gathering of data on the selected aircraft collected from the analysis of the flight. Next came the range calculations comparing different fuel amounts, from which we concluded that the less amount of fuel was sufficient for the needs of an ultralight hybrid aircraft. We then compared the flight with three different speeds and saw an increase in specific fuel consumption on lower speed flights, but the recharge rate was higher. The charging of the batteries hasn't shown a significant increase in fuel consumption, so we justified the use of an internal combustion engine for this purpose. The batteries will be discharged in other phases of flight, such as climb out or flying at a higher velocity. We additionally calculated the range increase in a situation where we continue flying after using all of the fuel, using only an electric motor and saw a significant increase in range.

Key words: hybrid electric propulsion system, ultralight aircraft, range

1. UVOD

U okruženju stalnog i ubranog rasta potrebe za prijevozom putnika i transportom robe, očekuje se značajan porast u potrošnji energije od strane zrakoplovne industrije. Tome u prilog ide i porast cijene goriva kao dodatnog faktora rasta nestabilnosti i nepredvidivosti zrakoplovne industrije. U vidu relativnog uspjeha i općeg prihvaćanja električnih i hibridnih automobila, zrakoplovnoj industriji se nerijetko predviđa sličan tijek razvoja.

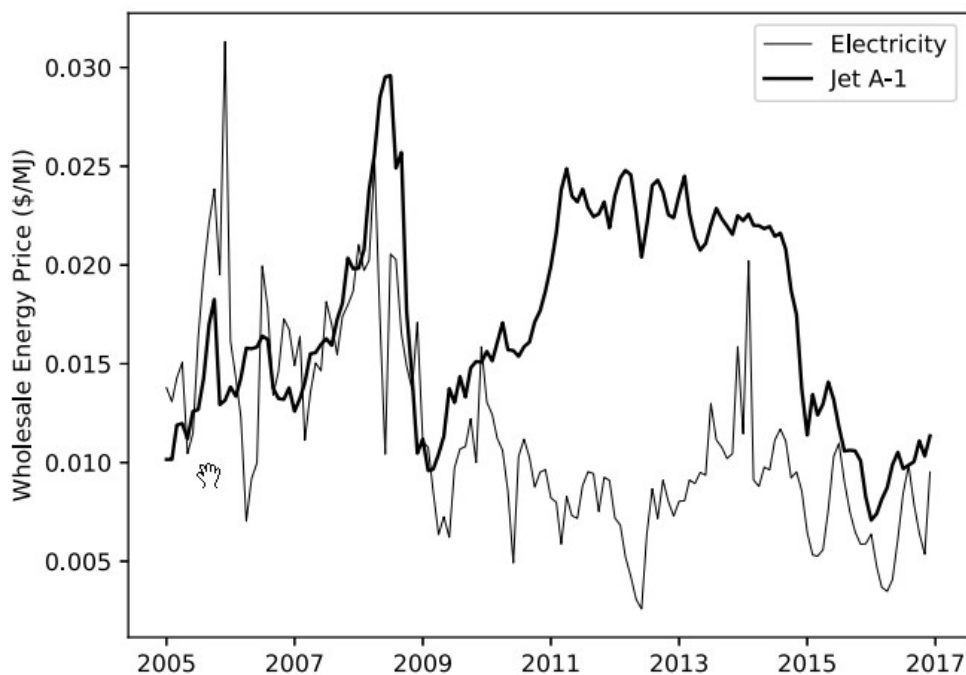
U posljednjem desetljeću, zrakoplovni koncepti bazirani na korištenju električne energije sve više zahvaćaju pažnju javnosti i medija. Bitan povod dospijevanja ove teme u područje javnosti je poklapanje želje javnosti za okretanje industrije prema održivim izvorima energije i vječite borbe zrakoplovnih kompanija za većom efikasnosti i ekonomskoj isplativosti. U vidu rasta cijene goriva, manja potrošnja se čini kao zajednički motiv i valjan razlog za predviđanje daljnjeg rasta ove tehnologije.

Stručna literatura se brzo privikla na ovaj trend. U razdoblju između 2006. i 2009. objavljen je po jedan rad godišnje na temu hibridno električnih zrakoplovnih analiza i projekata. Od 2015 do danas, broj takvih radova je porastao na skoro 20 godišnje. [1]

1.1. Ekonomski uvid

Ekonomski poticaji za razvoj ove tehnologije se može podijeliti na dva glavna elementa.

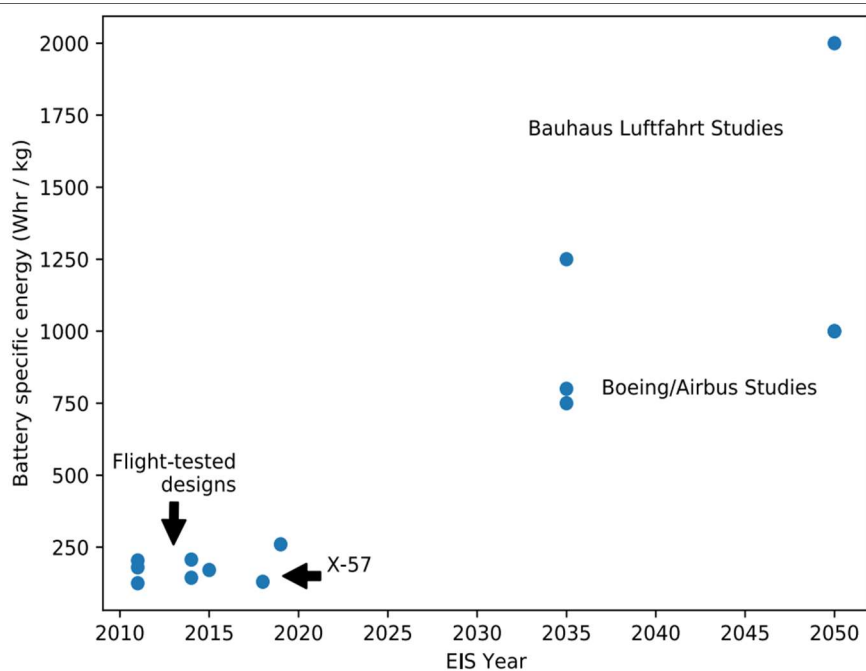
Prvo, smanjenje troškova upotrebe naspram tradicionalnih zrakoplova u sadašnjim režimima leta. Smanjenje troškova upotrebe se može postići zamjenom tekućeg goriva baterijama, bilo kroz smanjenje ukupne potrošnje energije ili kroz smanjenje troškova održavanja. Ovome u prilog ide da je cijena goriva zadnjih godina veća od cijene struje kao što prikazuje Slika 1.



Slika 1. Usporedba cijene mlaznog goriva i struje [1]

Drugo, potpuno nove mogućnosti zbog kojih će se otvoriti nova profitabilna tržišta. Pa tako elektrifikacija daje mogućnost za razvojem novih ideja poput „e-VTOL“, popularan koncept iza brojnih start-up projekata. Isto tako se pojavio velik broj projekata od velikih firmi poput VoloCopter, Ehang, Zee Aero, Joby Aviation i Airbus. Tvrtka Uber navodi kako postoji veliko tržište za gradski prijevoz zrakom. Radi velike buke i cijene, helikopteri nisu prikladni za ovakve zadatke kao što bi to potencijalno mogli biti novi e-VTOL koncepti. Međutim, ovaj rad će se baviti samo zrakoplovima sa fiksnim krilima.

Kada se raspravlja o izvedivosti zrakoplova na električni pogon neizbježno je razmišljati o dva najvažnija tehnološka parametra, *specifična energija* (energije po jedinici mase skladištene energije) i *specifična snaga* (snaga komponenata po jedinici mase). Specifična energija se tiče baterija, dok se specifična snaga tiče elektromotora. Najočitija prepreka zrakoplova na električni pogon je ta da baterije imaju oko 50 puta manju specifičnu energiju od tekućeg goriva. Pa je tako specifična energija Jet-A tekućeg goriva $e_f=11900$ Wh/kg, a litij-ionskih baterija se kreće oko $e_b=200$ Wh/kg. Specifična energija direktno korelira sa udaljenošću koju zrakoplov može prijeći. Kako je e_b važan i za druge industrije poput automobilske i potrošačke elektronike, istraživanja s ciljem povećanja specifične energije se intenzivno provode.



Slika 2. Predviđanje razvoja specifične energije goriva [1]

Loš položaj baterija glede specifične energije je dodatno pogoršan činjenicom da baterije tijekom leta ne gube masu. Tako će zrakoplov sa potpunim ili djelomičnim električnim pogonom nositi dodatnu „mrtvu“ težinu, pa posljedično i dodatni inducirani otpor naspram konvencionalnih goriva. Ovi nedostaci se posebno osjete na potpuno električnim zrakoplovima ili na zrakoplovima sa visokim faktorom hibridizacije koji imaju potrebu za većom količinom baterija. Taj višak mase se posebno izražava kao nedostatak jer nam uvelike smanjuje dolet. Međutim, u ovome radu ćemo se baviti sa zrakoplovom kod kojega je ovaj problem manje uočljiv zbog male količine baterija i općenito male mase zrakoplova.

1.2. Mjere performansi

Za procjenu koliko su neki koncepti pogona zrakoplova bolji od drugih koristi se niz mjera poput:

Potrošnja goriva, ova mjera nam je bitna iz dva razloga. Prvo iz pogleda ekonomske isplativosti, a drugo zbog ispuštanja ugljikovog dioksida u atmosferu.

Ukupna energija je mjera koja nam govori o količini energije sadržanoj u baterijama i tekućem gorivu.

Specifični dolet je mjera udaljenosti koju zrakoplov može prijeći po masi goriva

U slijedećem poglavlju ćemo razraditi upotrebu električne energije u kombinaciji sa motorom sa unutarnjim izgaranjem, takozvanom hibridnom tehnologijom. Vidjeti ćemo kako i u kojoj mjeri su uspješno iskorišteni najbolji aspekti svake od ove dvije vrlo različite tehnologije.

2. HIBRIDNO ELEKTRIČNI POGON ZRAKOPLOVA

Hibridno električno vozilo se definira kao vozilo čija raspoloživa energija za pogon dolazi od dva ili više različita tipa pohranjene energije, te barem jedan od njih može dovoditi električnu energiju. S obzirom na ovu definiciju postoji velik broj konfiguracija koje se mogu izvesti, međutim mi ćemo se baviti primjenom motora sa unutarnjim izgaranjem (MUI) te elektromotora (EM). Zbog veće gustoće energije koju nam pruža fosilno gorivo za MUI, koristiti ćemo taj pogon kao glavni oslonac ove tehnologije. Dakako, MUI mogu imati nedostatke poput manje iskoristivosti kada rade izvan svog optimuma, spore reakcije kontrola, promjenjive karakteristike performansi u usporedbi sa EM koji imaju veću efikasnost te robusniji i brži sustav kontrole.

Koncept na kojem je baziran hibridno električni pogonski sustav (HEP sustav) je postizanje sinergije između ove dvije tehnologije. Pa ćemo tako težiti iskorištavanju gustoće energije MUI te efikasnosti EM-a. Ovakav sustav nam, uz manju potrošnju i zagađenje, ima dodatne prednosti za zrakoplovstvo poput smanjene buke pri polijetanju.

2.1. Arhitektura HEP sustava

Od mnogo mogućih iteracija hibridnog pogona najviše korištene su serijski hibridni i paralelni hibridni, kako prikazuje Tablica 1. Ovdje razmatrani HEP sustav se sastoji od motora sa unutarnjim izgaranjem te njegovim gorivom; sustavom pohrane električne energije (baterije), električni pogon koji se ponaša kao i/ili generator, električni i mehanički preusmjerivač (*eng.* bus), prijenosnik snage između propelera i drugih izvora i ponora snage. Slična konfiguracija i dijelovi kao i kod automobila, međutim ovdje je sve osjetljivije na veličinu i težinu, pa su uvećane prednosti i mane ovog sustava.

HEP sustavi su najčešće izvedeni u serijskoj, paralelnoj, serijsko-paralelnoj i kompleksnoj hibridnoj (*eng.* Complex hybrid) konfiguraciji.

2.1.1. Serijska konfiguracija

Najjednostavnije izvedena konfiguracija, elisa je pogonjena samo elektromotorom. Motor sa unutarnjim izgaranjem služi za punjenje baterije ili za pogon elektromotora. Tako MUI može raditi u najefikasnijem području, smanjujući potrošnju i zagađenje. Shema rasporeda komponenata ovog sustava se nalazi na slici 3.

Prednosti: sloboda pri odabiru mjesta postavljanja MUI i EM/GE, jednostavnost pogonskog sustava, održivost na kratkim letovima. Možemo staviti manji MUI jer mora zadovoljiti samo prosječne zahtjeve snage.

Nedostatci: potreba za tri pogonske komponente (MUI, GE, EM), EM mora biti projektiran za maksimalnu snagu koju zrakoplov može zahtijevati tijekom polijetanja/ubrzanja, sve tri pogonske komponente trebaju biti prilagođene maksimalnoj snazi za dugačke letove (jer pri ispražnjennoj bateriji MUI mora dovoditi svu snagu kroz generator). EM i baterija moraju biti veći nego u paralelnoj konfiguraciji te je potrebno generator ugraditi odvojeno. To dvoje značajno povećava težinu.

2.1.2. Paralelna konfiguracija

U ovoj konfiguraciji su i MUI i EM paralelno spojeni kako bi pogonili prijenosnik. Shema rasporeda komponenata ovog sustava se nalazi na Slika 3.

Prednosti: zahtjeva samo dvije pogonske komponente (MUI, EM/GE), jer se EM može koristiti kao GE. Za kratke letove, i MUI i EM mogu raditi na pola snage kako bi doveli ukupnu snagu, dok se baterije ne potroše. Za duge letove, MUI će biti podešen na maksimalnu snagu, dok će MUI/GE i dalje moći raditi na pola maksimalne snage ili još manje.

Nedostatci: Povećana kompleksnost upravljanja, jer se izvor snage mora regulirati od dva paralelna izvora pa su potrebne kompleksne mehaničke spojke između uređaja. Neke regulative zabranjuju postavljanje dodatnih spojki između MUI i EM, što onemogućuje režim rada samo EM i gubitke kod rada samo MUI pri punoj bateriji zbog dodatnog otpora okretanjem EM-a.

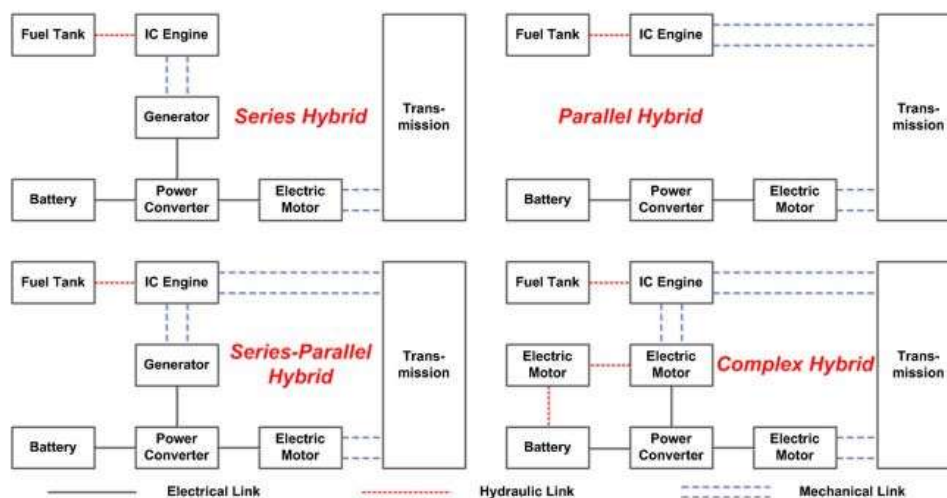
Bez obzira na nedostatke, pokazalo se da paralelna konfiguracija čak i bez spojke daje najveću efikasnost i najmanju potrošnju.

U najčešćem kontrolnom modu, MUI se koristi tijekom cijelog leta pri najefikasnijem režimu, a EM se koristi kada je potrebna snaga veća nego kod samog MUI (polijetanje). Ako je snaga dovedena MUI-em veća od potrebne, višak se koristi za punjenje baterije korištenjem EM-a kao generatora.

2.1.3. Serijski-paralelni i kompleksni hibridni

Ove verzije HEP sustava pokušavaju objediniti prednosti prethodna dva sustava, ali su posljedično osjetno teži zbog dodanog motora i dodatne kompleksnosti upravljanja.

Istraživanja ovih sustava su još u ranoj fazi.



Slika 3. Prikaz hibridnih sustava [2]

Tablica 1. Prikaz HEP sustava kod zrakoplova srednje veličine [2]

Research Institution	Cambridge University, flylight	Embry-riddle	Siemens, EADS, diamond aircraft	Siemens, EADS, diamond aircraft	Cambridge University
Project	Hybrid alatus	ECO-eagle	DA36 E-Star	DA36 E-star 2	HEPA
Maiden flight	2010	2011	2011	2013	2014
Airframe	Alatus-M	Stemme S10	HK 36 DIMONA	HK 36 Dimona	Gramex SOUL
MTOW	235 kg	980 kg	770 kg	770 kg	235 kg
ICE-type	4-Stroke	4-Stroke	Wankel	Wankel	4-Stroke
ICE	2.8 kW	74.5 kW	30 kW	30 kW	8 kW
EM	12 kW	29.8 kW	70 kW	65 kW	12 kW
Battery	LIPO, 40 AH	LIPO	Unknown	Unknown	LiPo
Architecture	Parallel	Parallel	SERIES	Series	Parallel
Recharge battery	No	No	Yes	Yes	Yes
Take-off	ICE + EM	ICE	ICE + GE + EM	ICE + GE + EM	ICE + EM
Cruise	ICE + EM	EM	ICE + GE + EM	ICE + GE + EM	ICE + GE
Climb	ICE + EM	ICE	ICE + GE + EM	ICE + GE + EM	ICE + EM
Landing	-	Unknown	Unknown	Unknown	-

2.2. Tehnološki parametri

2.2.1. Ključni tehnološki parametri

U svrhu usporedbe različitih HEP sustava koristi se slijedeći izrazi [3].

HF , faktor hibridizacije (*eng.* hybridisation factor). On uspostavlja odnos između količine snage dovedene od MUI ili MUI+EM, pa tako samo MUI sustav ima $HF=0\%$ a potpuno električni sustav ima $HF=100\%$. U jednadžbama je snaga označena sa P , snaga dovedena

elektromotorom je označena P_{EM} , snaga dovedena klipnim motorom P_{MUI} , a ukupna snaga od oba izvora je P_{UK} .

Kod paralelnih HEP sustava HF se definira jednadžbom (1)

$$HF = \frac{P_{EM}}{P_{EM} + P_{MUI}} = \frac{P_{EM}}{P_{UK}} \quad (1)$$

Kod serijskih HEP sustava HF se definira jednadžbom (2)

$$HF = \frac{P_{EM} - P_{MUI}}{P_{EM}} \quad (2)$$

He , faktor hibridizacije za energiju definiramo jednadžbom (3). E je oznaka za energiju, E_{bat} označava energiju sadržanu u baterijama, dok je E_{tot} ukupna energija sadržana u baterijama i gorivu.

$$He = \frac{E_{bat}}{E_{tot}} \quad (3)$$

Omjer ukupno dovedene snage EM-om tijekom cijelog leta ($E_{EM,tot}$) u odnosu na ukupnu snagu na vratilu tijekom cijelog leta ($E_{shaft,tot}$) opisujemo jednadžbom (4)

$$\phi = \frac{E_{EM,tot}}{E_{shaft,tot}} \quad (4)$$

Vrijednost $\phi = 0$ predstavlja konvencionalni zrakoplov, dok vrijednost $\phi = 1$ predstavlja potpuno električni zrakoplov.

2.2.2. Izračunavanje doleta kod hibridnog pogona

Slijedeće jednadžbe su primjer računanja doleta kod hibridnog pogona iz rada [3]

Dolet bez hibridizacije, pogonjen samo klipnim motorom opisuje jednadžba (5). u jednadžbama m_i označava masu zrakoplova na početku leta, a m_k na kraju. SFC je specifična potrošnja goriva, a η_{prop} označava iskoristivost elise propelera. L je sila uzgona, a D je sila otpora.

$$R = \eta_{prop} \cdot \frac{1000 \cdot 1000}{SFC} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{m_i}{m_k}\right) \quad (5)$$

Međutim, ova jednadžba nije prigodna za korištenje kod hibridnih pogonskih sustava koji ne koriste samo tekuće gorivo već i baterije koje tijekom leta ne mijenjaju masu. Stoga je izvedena nova jednadžba (6). U ovoj jednadžbi e_{fuel} predstavlja specifičnu energiju goriva, e_{bat} predstavlja specifičnu energiju baterija, e_{comb} je izraz koji uključuje specifične energije goriva i baterija. C_L koeficijent uzgona, a C_D koeficijent otpora.

$$R = \frac{1}{\frac{S}{\eta_{el}} + (1 - S) \cdot SFC \cdot e_{fuel}} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \eta_{prop} \cdot \frac{1}{e_{comb}} \cdot \ln\left(\frac{e_{comb} \cdot E_{precruse} + m_{empty}}{m_{empty}}\right) \quad (6)$$

$$e_{comb} = \frac{x \cdot e_{fuel} + (1 - x) \cdot e_{bat}}{e_{bat} \cdot e_{fuel}} \quad (7)$$

$$x = \frac{E_{bat}}{E_{tot}} = \frac{S}{S + (1 - S) \cdot SFC \cdot e_{fuel} \cdot \eta_{el}} \quad (8)$$

$$m_{bat} = \frac{E_{precruse} \cdot x}{e_{bat}} \quad (9)$$

$$m_{bat} = \frac{E_{precruse} \cdot (1 - x)}{e_{fuel}} \quad (10)$$

S je omjer snaga (eng. *power split*) koji govori koliko snage za pogon propelera dolazi od MUI a koliko od EM.

$$0 \leq S \leq 1 \quad (11)$$

$$S_i = \frac{P_{EM,i}}{P_{shaft,i}} \quad (12)$$

Vrijednost S se kreće između 0 i 1. Vrijednost $S=0$ označava pogon samo klipnim motorom dok vrijednost $S=1$ označava pogon samo elektromotorom. Ukoliko uvrstimo vrijednost $S=0$ u jednadžbu (6) dobiti ćemo jednadžbu (5).

3. HIBRIDNO ELEKTRIČNI POGONSKI SUSTAV KOD ULTRALAKOG ZRAKOPLOVA

Istraživanja bazirana na uvođenju električnog pogona u zrakoplove manje veličine se uglavnom fokusiraju na paralelni HEP sustav. Radi manje težine i kompaktnije izvedbe, usporedno sa serijskom konfiguracijom, ovaj sustav se pokazao kao optimalan izbor pa će se i ovaj rad baviti implementacijom istog sustava.

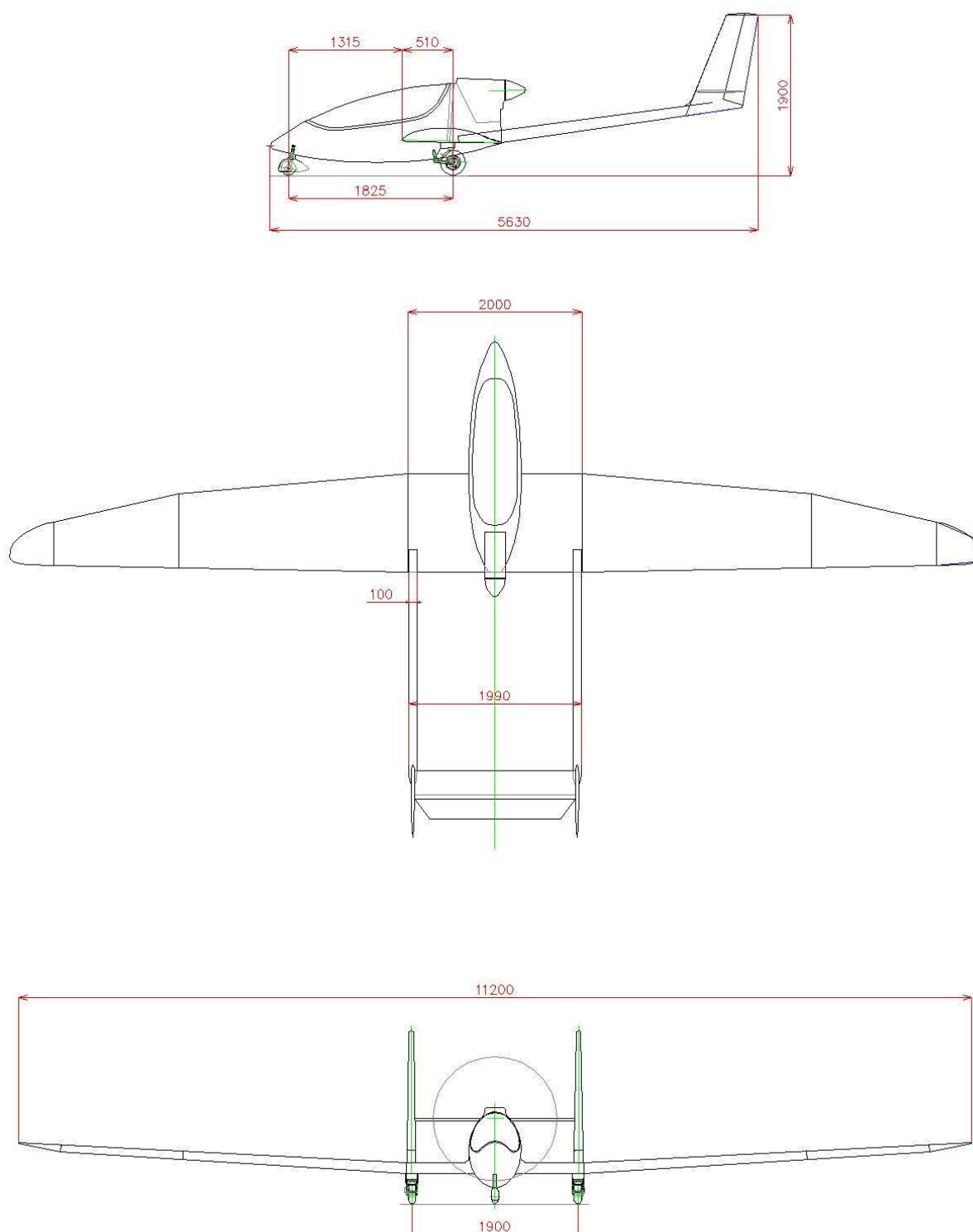
Fokus ovog rada će biti na korištenju motora sa unutarnjim izgaranjem i elektromotora kombinirano kao paralelni hibridno električni pogonski sustav.

Model na kojemu će se zasnivati ova analiza je hibridno električni pogonski sustav za zrakoplov sa jednom osobom. Ovaj model, težine 200 kg na više, sačinjavaju modificirane i gotove komponente poput motora sa unutarnjim izgaranjem jačine 8kW te elektromotor snage 12kW u paralelno hibridnoj kombinaciji. Također će biti moguće punjenje baterija tijekom leta.

3.1. Geometrijske karakteristike

Odabran je kompozitni ultra laki zrakoplov sa jednim sjedištem nazvan SONG.[4] Proizvodi ga Gramex ltd iz Češke, dimenzije su prikazane slikom 4. Zrakoplov je projektiran kako bi ulazio u više nacionalnih kategorija istovremeno, pa tako spada u češki standard UL-2, njemački LTF-UL i LTF L-120 kg, i američki part 103 standard.

Slijedeće slike 3 i 4, prikazuju originalni zrakoplov SONG koji se nadogradio i modificirao u svrhu hibridizacije. Uvedene promjene će biti razrađene u daljnjem tekstu.



Slika 4. Dimenzije SONG zrakoplova [5]

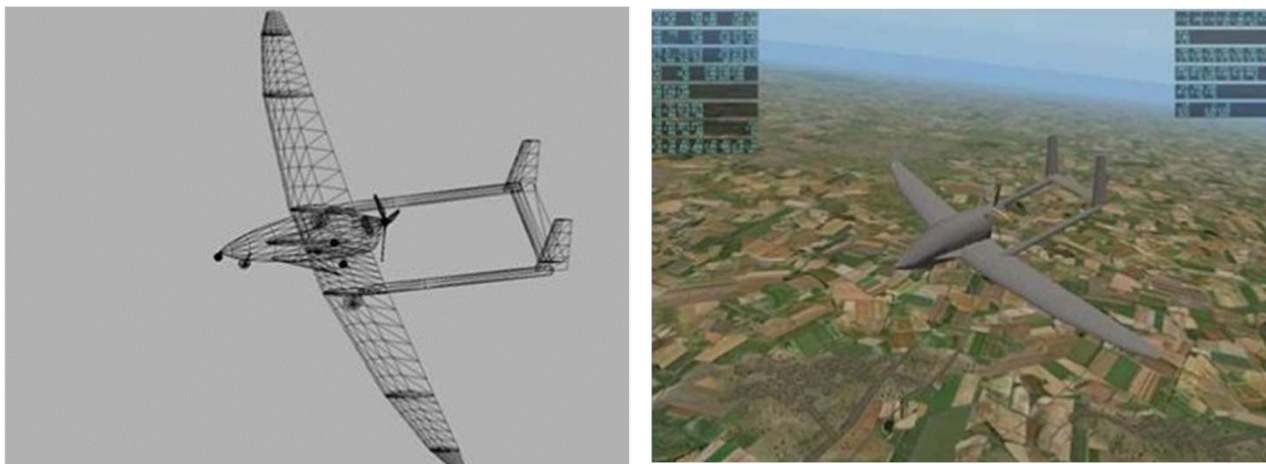
Konstrukcija zmaja aviona izrađena je od kompozitnih ugljičnih vlakana (epoksi, polivinil klorid pjenasta sendvič konstrukcija) obložena bijelim gel završnim premazom.



Slika 5. SONG zrakoplov u letu .[4]

Inače je postavljen Bailey V5 četverotaktni motor sa unutarnjim izgaranjem volumena 200 cm³. Zbog povoljnih aerodinamičkih svojstava, male mase zmaja aviona i velike korisne nosivosti, navedeni je zrakoplov povoljan za hibridizaciju.

Međutim, trenutna verzije SONG-a ne zadovoljavaju određene pravne zahtjeve hibridizacije, pa su bile potrebne određene promjene poput povećanja raspona krila, smanjenja težine konstrukcije, sve to kako bi se imalo više slobode kod implementacije HEP sustava. Novi, prilagođeni, zrakoplov je nazvan SOUL.



Slika 6. SOUL zrakoplov [4]

Zbog strogih ograničenja težine jedina konfiguracija koja dolazi u obzir je paralelni hibridni električni sustav sa relativno jednostavnim sustavom upravljanja.

Konstruiranje i dimenzioniranje HEP sustava je kompleksan zadatak zbog velikog broja komponenata koje su uključene u ovaj pogonski sustav. Sve te komponente poput, MUI

te EM i baterija kao i propeler, moraju se savršeno slagati i kontrolirati kako bi dobili adekvatnu potrošnju i postigli cilj ovakvih sustava.

Daljnji opis novog SOUL zrakoplova se nalazi u slijedećim poglavljima, aerodinamika je razrađena u poglavlju 3.2, dok je dimenzioniranje sustava razrađeno u poglavlju 3.3.

3.2. Analiza aerodinamike

Prvi zadatak kod dimenzioniranja komponenata za HEPS je provođenje aerodinamičke analize.

Tablica 2. Karakteristike SOUL-a izvedene iz SONG-a. [4]

Raspon krila	11.2 m
Dužina	5.6 m
Visina	1.9 m
Aeroprofil	UAG 88-143/20
Pogon	Hibridni
Površina krila	10.3 m ³
Masa zmaja aviona	103 kg
Ukupna masa aviona	235 kg
Volumen rezervoara	25 l
Brzina krstarenja	80-110 km/h
Najveća brzina leta	143 km/h

Aerodinamička analiza nam daje polaru otpora, potreban potisak te potrebnu snagu za pogon zrakoplova. Sve je to direktno povezano sa dimenzioniranjem pogonskog sustava.

Slijedeći podatci o aerodinamici modelirani su u X-Plane simulator [4] .

C_{D0} nam predstavlja koeficijent nultog otpora, B je koeficijent polare, V je brzina leta, A je referentna površina, u ovom slučaju površina krila.

$$C_{D0}=0.017; \quad (13)$$

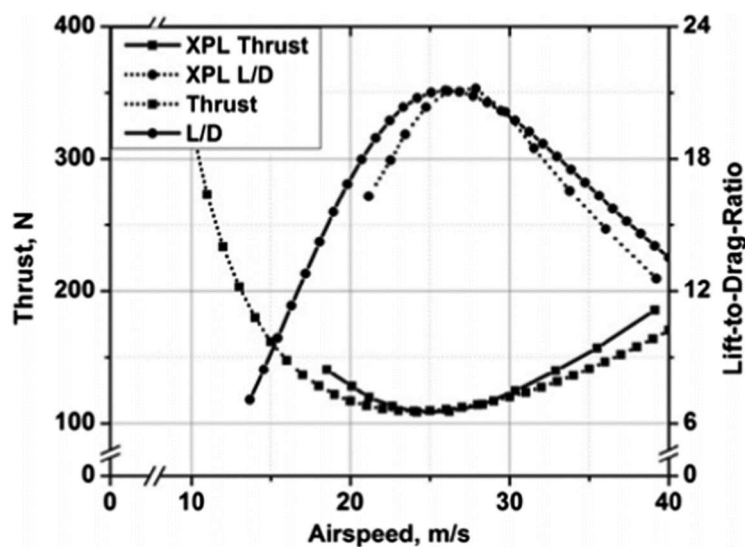
$$K=0.033 \quad (14)$$

$$C_D=C_{D0}+K \cdot C_L^2 \quad (15)$$

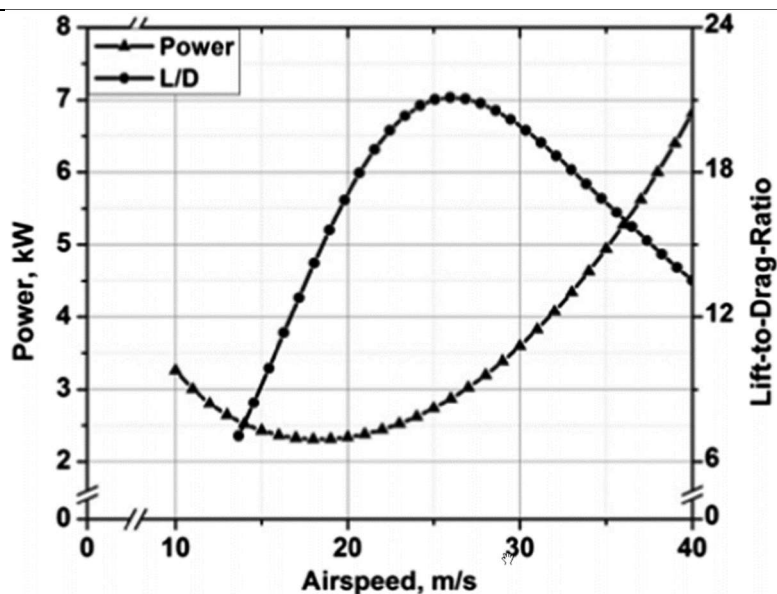
$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (16)$$

$$T_R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_D \quad (17)$$

Slijedeće dvije slike, Slika 7 i Slika 8, prikazuju aerodinamičke karakteristike SOUL zrakoplova. Uvjeti mjerenja su visina leta 1524m i težina 235kg.



Slika 7. Potrebna pogonska sila i omjer L/D ovisno o brzini leta [4]



Slika 8. Potrebna snaga i omjer L/D ovisno o brzini leta [4]

Slika 7 i Slika 8 pokazuju analizu potrebne pogonske sile i snage ovog zrakoplova izvedenoj iz polare koeficijenta uzgona i otpora za odabrane uvjete. Analiza nam ukazuje da je najveći omjer sile uzgona i otpora (L/D) 21.1 na brzini leta 23 m/s, shodno tome je najmanja potrebna sila 109N na istoj brzini. Najmanja potrebna snaga je procijenjena na 2.2 kW na brzini četa 17 m/s pri $L/D=18$.

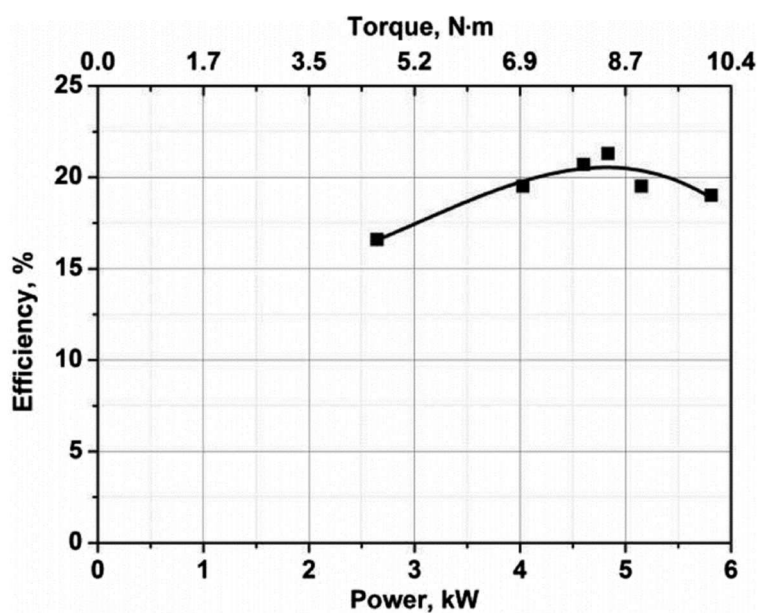
3.3. Dimenzioniranje, odabir i integracija komponenata

Na temelju analize aerodinamike dimenzionirane su komponente pogonskog sustava. Pretpostavljena je efikasnost elise od 70% i mehanička efikasnost od 97%. Efikasnost generatora je 90%, ista efikasnost vrijedi i za punjenje baterije, pa je tako efikasnost tog dijela pretvorbe energije jednaka umnošku tih efikasnosti te iznosi 80%. Kako pokazuje Tablica 3, da bi doveli potrebnih 2.5 kW snage tijekom krstarenja, potreban je MUI snage 5.2 kW na razini mora.

Tablica 3. MUI dimenzioniranje[4]

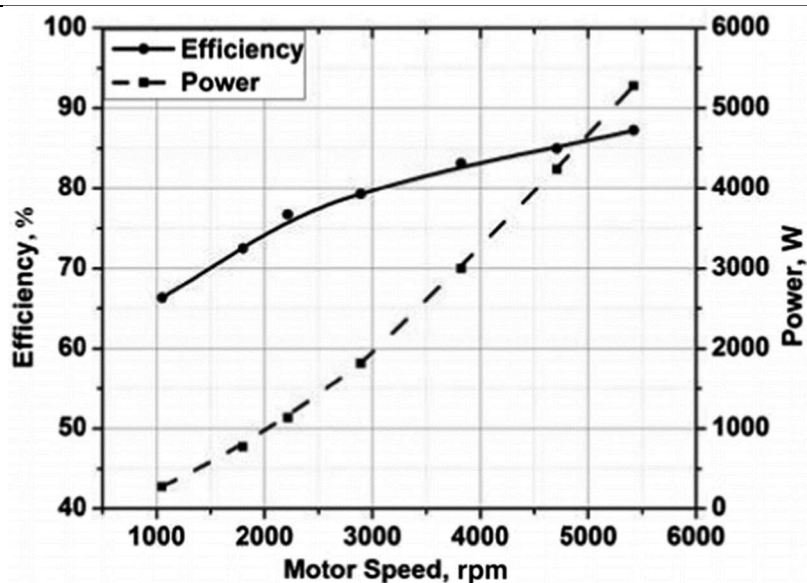
Potrebna snaga pri brzini 23 m/s	2.5 kW
Efikasnost elise	70%
Mehanička efikasnost	97%
Faktor generatora	0.8
Visinski faktor	0.883
Ukupna snaga	5.2 kW

Odabrani motor sa unutarnjim izgaranjem je Honda GX160 sa maksimalnom snagom od 7.5 kW te teži 12 kg. Standardni motor je snage 3.6 kW na 3600 okretaja u minuti , te pruža 10.3 Nm okretnog momenta na 2500 okretaja. Komponente kojima je podešen motor povećavaju snagu na 7.5 kW pri 7000 okretaja u minuti.



Slika 9. Efikasnost MUI na 5500 o/min [4]

Odabrani elektromotor je JM1 brushless dc koji proizvodi Joby Motors. Teži 2.8 kg te može kontinuirano dovesti 12 kW snage.



Slika 10. Učinkovitost i snaga Joby EM-a [4]

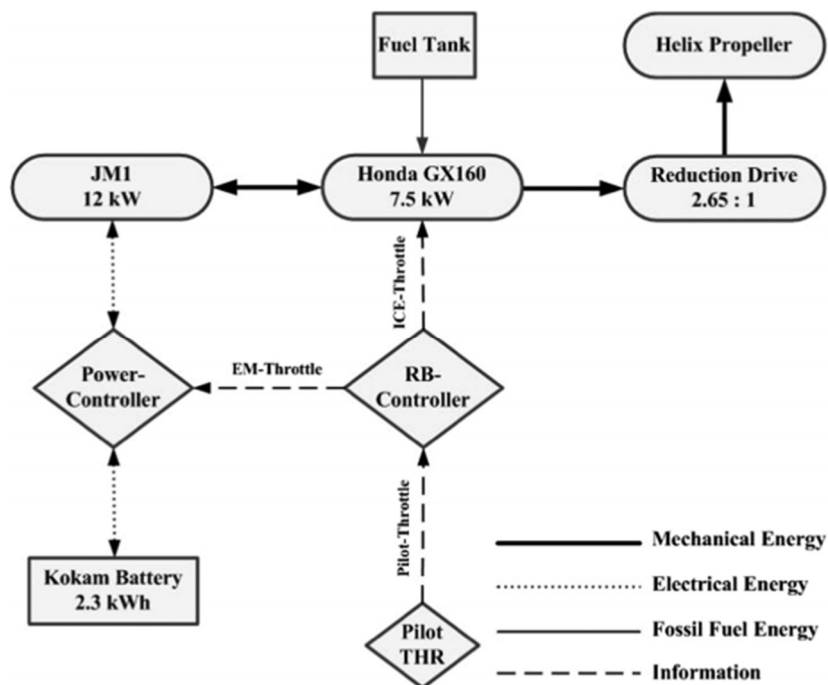
Uloga ovog motora je dovođenje dodatne snage tijekom polijetanja te kao dodatan faktor sigurnosti pri slijetanju. Iako je sposoban sam pogoniti cijeli zrakoplov, sama izvedba ovog hibridno električnog pogonskog sustava to ne dopušta. Dodatni podaci o elektromotoru se nalaze u poglavlju 4.5.

JM1 također služi i kao generator HEP sustava sa ulogom punjenja baterija u slučaju da motor sa unutarnjim izgaranjem dovodi više snage nego li je potrebno za pogon propelera.

Ako i elektromotor i motor sa unutarnjim izgaranjem rade sa maksimalnom snagom, približno 20 kW prolazi kroz reduktor. Reduktor proizvodi *Bailey aviation* i ima reduksijski omjer 26:1.

Propeler je fiksno nagiba, izrađen od ugljičnog kompozita od proizvođača Helix. Kako je reduksijski omjer konstantan, kut nagiba propelera treba optimizirati tako da odgovara broju okretaja. Kada odredimo mapu odabranog motora Honda GX160 dolazimo do podataka za: idealnu operacijsku liniju, najvećeg okretnog momenta, najveće snage. Pomoću tih podataka možemo odrediti specifičnu potrošnju koja nam pomaže pri odlučivanju o optimalnom kutu nagiba propelera koji se poklapa sa okretajima u najefikasnijem području djelovanja motora Honda GX160 pri brzini krstarenja.

Odabrana konfiguracija hibridno električnog pogonskog sustava je verzija tipične paralelne hibridne konfiguracije, ovakva izvedba čini cijeli sustav laganim i efikasnim koliko je moguće. Shemu tog sustava prikazuje Slika 11.



Slika 11. Shema paralelnog hibridnog pogonskog sustava [4]

Paralelni HEP sustav se sastoji od: elektromotora, klipnog motora, RB kontrolera, dvosmjernog modula za napajanje elektronike, reduktora, propelera, baterije.

Nisu prisutne mehaničke spojke te nije moguće odvojiti klipni motor od pogonskog vratila. Tako ova konstrukcija, zbog velikih gubitaka koji nastaju kompresijom u klipnom motoru, ne dopušta režim rada pogonskog sustava u kojem se snaga dovodi samo od elektromotora. Ovo je dodatna mjera smanjenja težine jednako kao i nedostatak propelera promjenjivog nagiba.

Elektromotor može dovoditi maksimalni okretni moment po cijelom rasponu broja okretaja (ispod 7500 o/min), što se poklapa sa odabranim klipnim motorom.

Odabiranjem glavnih komponenti HEP sustava, ponajviše motora, možemo prikazati pouzdanu procjenu mase cijelog zrakoplova.

Tablica 4. Masa SOUL zrakoplova [4]

Komponente	Masa, kg
Konstrukcija zrakoplova	78
Instrumenti	0.5
HEP sustav	20
Honda GX 160	12
Joby JM1 elektromotor	3
Kontrolni sustav	1
Ispuh	1.5
Kućište elektromotora	1.5
Reduktor	1
Ostala kućišta	1.5
Propeler	1.5
Baterija (testna masa)	1.5
Prazna masa	103

Budući da će klipni motor raditi tijekom cijelog leta, potrebno ga je održavati u najefikasnijem području pomoću kontrolera. Tako kontroler ima mogućnost odabira između tri moguća načina rada: samo klipni motor, klipni motor i elektromotor ili klipni motor i generator.

1. Način rada, samo klipni motor MUI

U daljnjem tekstu nazvano MUI način rada.

U ovome načinu rada, snagu dovodi samo klipni motor i to samo za pogon propelera. Baterije su u ovom slučaju najčešće napunjene. Elektromotor ovdje predstavlja dodatno opterećenje klipnom motoru zbog nedostatka spojke. SoC označava postotak napunjenosti baterija (*eng.* State of Charge).

Samo MUI: potrebna snaga $< P_{MUI\ max}$ i ($SoC < 10\%$ ili $SoC > 98\%$).

2. Način rada, klipni motor i elektromotor MUI i EM

U daljnjem tekstu nazvano MUI i EM.

U ovom načinu rada je prisutno pražnjenje baterije. Elektromotor uzima struju iz baterije.

MUI i EM: potrebna snaga $> P_{MUI\ max}$ i SoC $> 10\%$.

3. Način rada, klipni motor i generator MUI i GE

U daljnjem tekstu nazvano MUI i GE.

U ovom slučaju, za razliku od prethodnog, elektromotor služi kao generator te dobavlja struju bateriji pomoću viška snage proizvedene od klipnog motora.

MUI i GE: potrebna snaga $< P_{MUI\ max}$ i SoC $< 98\%$.

Kada smo prikupili podatke o zrakoplovu SOUL, slijedi nam razmatranje o njegovoj isplativosti i kvaliteti iz pogleda doleta i udaljenosti koju možemo prijeći pri različitim brzinama.

4. PRIMJENA HEP SUSTAVA

Sve dosad odabrane komponente ćemo u ovom odjeljku upotrijebiti za: analizu performansi, poglavito doleta, za usporedbu te za procjenu isplativosti primjene HEP sustava.

Odabrani propeler je od proizvođača Helix, isti propeler koji je korišten u standardnom SONG zrakoplovu. Međutim, zbog promjene na motoru se standardna verzija Honda GX31 modificirala u verziju Honda GX160 koja ima drugačije područje efikasnosti. Optimalan broj okretaja propelera pri brzini krstarenja zrakoplova od 30 m/s je 2900 o/min, kako bi se tome prilagodili motorom Honda GX160, koji ima optimum okretaja između 5000 i 6000 o/min, uveli smo reduktor s redukcijskim omjerom 2.65:1. Još jedna dodatna promjena je promjena kuta propelera koji smo povećali za 6 stupnjeva te dobili novu brzinu vrtnje propelera od 2100 o/min pri brzini krstarenja od 30 m/s.

Ove promjene su također dobre pri malim brzinama u fazi polijetanja kod hibridnog pogona. Također, veći fiksni kut propeler korišten u hibridnom sustavu smanjuje broj okretaja pa će bitno utjecati na smanjenje proizvedene buke.

4.1. Pregled proračuna

Ovaj proračun će se zasnivati na analizi leta zrakoplova u krstarenju pri različitim brzinama, a sa najvećim naglaskom na brzinu od 30 m/s jer je za tu brzinu prilagođen reduktor i kut nagiba propelera kako bi što bolje odgovarali broju okretaja klipnog motora u najefikasnijem području. Ovo je bilo vrlo važno jer nam klipni motor radi tijekom cijelog trajanja leta.

4.1.1. Faze leta

Prva faza se sastoji od polijetanja do željene visine leta, u našim slučajevima kada razmatramo različite brzine ovaj će dio leta biti svima isti. Za polijetanje je potrebna veća snaga od one koju nam pruža klipni motor pa dodatnu snagu vučemo iz elektromotora. Ova faza traje prvih 300 sekundi leta.

Druga faza, ova faza nastupa kada dosegemo željenu visinu (700m) te iskorištavamo ovo vrijeme da pri maloj brzini punimo baterije. Ova faza je također zajednička svim brzinama krstarenja.

Treća faza počinje nakon inicijalnog punjenja i u ovoj se fazi odjeljuju naši razmatrani režimi leta. Ovisno o brzini krstarenja na koju smo se odlučili, biramo hoćemo li puniti baterije ili koristiti elektromotor za dodatnu snagu.

Pa tako pri **manjim brzinama** krstarenja (do 35 m/s), baterije ćemo nastaviti puniti brzinom koju nam dozvoljava višak snage sve dok se ne napune do kraja, te po završetku punjenja nastavljamo let samo klipnim motorom.

Pri **većim brzinama** (iznad 35 m/s), kako bi nastavili koristiti klipni motor u efikasnom režimu optimalnih okretaja, koristimo elektromotor za dodatnu snagu

Četvrta faza, ova faza uključuje spuštanje i slijetanje. Tijekom slijetanja nije potreban dodatan potisak pa nam se daje mogućnost korištenja snage klipnog motora za punjenje baterija.

Kako bi se spuštali bez dodatnog potiska, propeler fiksnog kuta smanjuje svoj broj okretaja na 1130 o/min. Ukoliko želimo puniti baterije u ovoj fazi naš klipni motor će sa raspoloživom snagom od 3 kW na 3000 o/min potrošiti 0.2 kW na okretanje elise a ostalih 2.8 kW će biti predano generatoru. Cijeli proces punjenja je relativno neefikasan u usporedbi sa punjenjem koje bi odradili na zemlji. Međutim, radi sigurnosnih razloga zrakoplov mora imati dovoljno raspoložive snage za manevre ponovnog penjanja i kruženja koji mogu biti potrebni zbog raznih okolnosti. Stoga, baterije moraju biti napunjene kako bi osigurali maksimalnu snagu koja nam može zatrebati pri kraju ove faze.

Slijedeće tablice će nam služiti za lakše orijentiranje u daljnjem tekstu i podnaslovima.

Tablica 5. Podsjetnik na značenje faza leta

Faze leta	
Prva faza	Polijetanja do željene visine leta.
Druga faza	Nastupa kada dosegnemo željenu visinu.
Treća faza	Počinje nakon inicijalnog punjenja.
Četvrta faza	Uključuje spuštanje i slijetanje.

Tablica 6. Podsjetnik na značenje kratica pogona

Načini rada pogonskog sustava	
MUI	U ovome načinu rada, snagu dovodi samo klipni motor i to samo za pogon propelera
MUI i EM	U ovom načinu rada je prisutno pražnjenje baterije. Elektromotor uzima struju iz baterije,
MUI i GE	Elektromotor služi kao generator te puni baterije.

4.1.2. Izračun snage potrebne za pogon zrakoplova

Iz podataka o aerodinamici u poglavlju 3.2 i pomoću izraza (13), (14), (15), (16) i (17) dobivamo potrebnu pogonsku silu

Potrebna pogonska sila T_R služi savladavanju otpora.

Iz T_R i brzine leta zrakoplova v dobivam podatak o potrebnoj snazi za pogon.

$$P_t = T_R \cdot V \quad (18)$$

Ovaj podatak nam pokazuje koliko snage je potrebno propeleru da pogoni zrakoplov.

Ukupnu snagu koju je potrebno proizvesti motorom za pogon zrakoplova dobijemo uzimanjem u obzir gubitaka propelera te mehaničkih gubitaka uslijed reduktora slijedi iz izraza (19).

$$P = \frac{P_t}{\eta_p \cdot \eta_r} \quad (19)$$

Gubitci iznose: $\eta_p = 0.7; \eta_r = 0.97.$

4.2. Krstarenje u trećoj fazi leta pri 30 m/s

U ovom odjeljku promatramo režim leta u krstarenju pri 30 m/s te pri konstantnoj visini leta od 700m. Ovo je treća faza leta, dakle počinje nakon inicijalnog punjenja te se nastavlja punjenje dok baterije nisu potpuno napunjene. Potom nastavljamo let koristeći samo MUI samo za pogon zrakoplova, ovaj dio leta će biti glavni dio našeg razmatranja.

Pri brzini od 30 m/s i okretajima motora od približno 5500 o/min, klipni motor nam pruža približno 9.9 Nm okretnog momenta.

Aerodinamičke karakteristike, prema (15) i (16) pri ovoj brzini iznose

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot A} = \frac{2 \cdot (210) \cdot 9.80665}{1.1449 \cdot 30^2 \cdot 10.3} = 0.388$$

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 = 0.017 + 0.033 \cdot 0.388^2 = 0.022$$

Za pokretanje zrakoplova brzinom krstarenja od 30 m/s potreban je pogonska sila iz izraza (17):

$$T_R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_D = \frac{1}{2} \cdot 1.1449 \cdot 30^2 \cdot 10.3 \cdot 0.022 = 116.6 \text{ N}$$

Potrebna snaga za pogon zrakoplova iznosi:

$$P_t = T_R \cdot V = 116.6 \cdot 30 = 3498 \text{ W} \quad (20)$$

Snaga koju mora proizvesti motor za pogon zrakoplova:

$$P_r = \frac{P_t}{\eta_p \cdot \eta_r} = \frac{3498}{0.7 \cdot 0.97} = 5151.8 \text{ W} \quad (21)$$

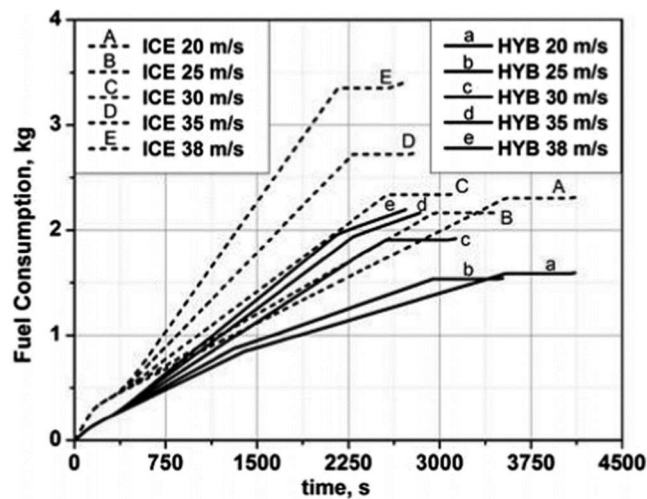
Okretni moment potreban za pogon zrakoplova:

$$M_r = \frac{P_r}{2 \cdot \pi \cdot \omega} = \frac{5151.8}{2 \cdot \pi \cdot \frac{5500}{60}} = 8.8 \text{ Nm} \quad (22)$$

Indeks r označava snagu i moment na reduktoru propelera.

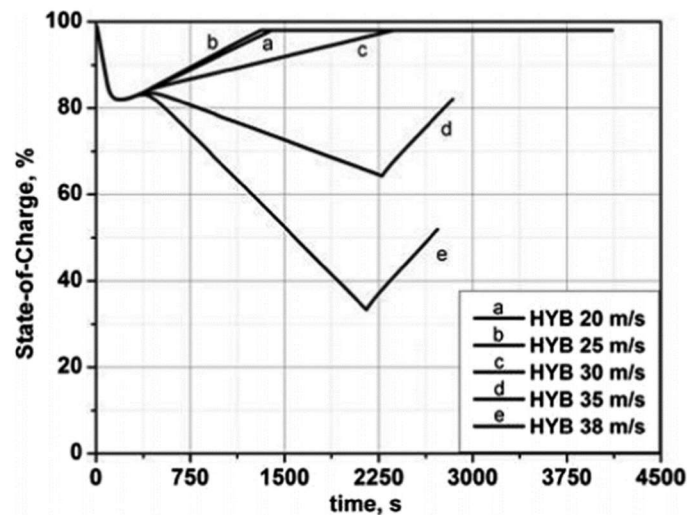
Za izračun podataka potrošnje i doleta koristim se rezultatima iz simulacije leta [4] prikazani slikama 12 i 13.

Slika 12 je procjena potrošnje goriva tijekom leta konstantnom brzinom na visini od 700m.



Slika 12. Dijagram potrošnje tijekom leta, SOUL [4]

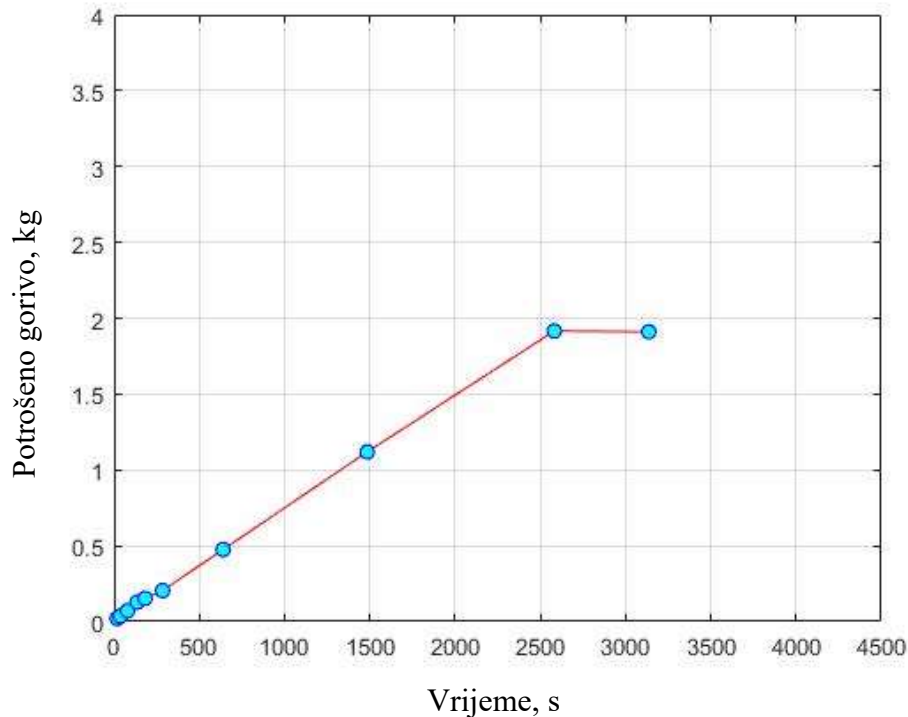
Slika 13 nam prikazuje različite načine punjenja baterija pri različitim brzinama.



Slika 13. Dijagram napunjenosti baterija tijekom leta [4]

4.2.1. MUI i GE Izračun specifične potrošnje i prijednog puta

Naš slušaj je numeriran slovom c), iz dijagrama očitavamo podatke u vremenskom okviru u kojemu se događa ovaj dio treće faze leta (između ~300 i ~2312). Izdvojeni slučaj c) prikazan je slikom 14.



Slika 14. Potrošnja, slučaj c)

Ostatak okretnog momenta proizvedenog motorom koji se ne koristi za pogon propelera se koristi za punjenje baterija generatorom:

$$M_p = M_u - M_r = 9.9 - 8.8 = 1.1 \text{ Nm}$$

M_p ; okretni moment za okretanje generatora

M_r ; okretni moment za pogon zrakoplova

M_u ; ukupni okretni moment

Iščitani podaci o letu:

Vrijeme leta, $t=2312-500=1812$ s

Inicijalna masa, $m_i=210-0.357=209.643$ kg

Masa potrošenog goriva, $m_p=1.363$ kg

Konačna masa, $m_k=m_i-m_p=209.643-1.363=208.28$ kg

Pomoću okretnog momenta izračunavamo snagu potrebnu za punjenje

$$P_p=2\pi \omega \cdot M_p=2 \pi 5500/60 \cdot 1.1=633.55 \text{ W} \quad (23)$$

Ukupna snaga koju dovodi klipni motor je tada:

$$P_{u,p}=P_r+P_p=5785.3 \text{ W}$$

Specifična potrošnja u ovim uvjetima iznosi:

$$C_{p,p} = \frac{m_p}{t \cdot P_u} = \frac{1.363}{1812 \cdot 5785.3} = 1.3 \cdot 10^{-7} \frac{\text{kg}}{\text{s W}} \quad (24)$$

Konačno, možemo izračunati prijeđeni put, prema Breguetovoj formuli:

$$R_p = \frac{\eta_p}{g \cdot C_p} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 \cdot 1.3 \cdot 10^{-7}} \cdot \frac{0.388}{0.022} \cdot \ln \frac{209.643}{208.28} \quad (25)$$

$$= 63.246 \text{ km}$$

Indeks p kod R_p označava da se radi o režimu punjenja.

4.2.2. MUI izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta

Kada su baterije napunjene koristimo samo klipni motor, u ovom slučaju nam se zbog nedostatka spojke pojavljuju gubitci zbog praznog okretanja elektromotora. Ti gubitci nisu bitno manji od snage koju smo ranije koristili za okretanje generatora i punjenje baterije, tako na Slika 12 ne vidimo razliku nagiba krivulje c) u vremenskom trenutku 2312 s, dakle potrošnja je vrlo slična.

Iščitani podaci o letu:

$$t=2582-2312=270 \text{ s}$$

$$m_i=210-1.72=208.28 \text{ kg}$$

$$m_p=1.915-1.72=0.195 \text{ kg}$$

$$m_k= m_i- m_p=208.28-0.195=208.085 \text{ kg}$$

Okretni moment koji se troši na savladavanje gubitaka, prema [4], iznosi

$$T_{Loss} = 0.32 + 7.86 \cdot 10^{-5} \cdot rpm = 0.7523 \text{ Nm} \quad (26)$$

Snaga koja se troši na gubitke dakle iznosi:

$$P_g = 2 \cdot \pi \cdot \frac{5500}{60} \cdot T_{Loss} = 433.3 \text{ W} \quad (27)$$

Gubici ovise o okretajima, broj je pretpostavljen te je uzeto u obzir slijedeće: gubici generatora, ležajeva, vrtložna struja (eng. *eddy current*) te histereza.

Ukupna snaga koju dovodi klipni motor je tada:

$$P_u=P_r+P_g=5585 \text{ W}$$

Specifična potrošnja u ovim uvjetima, prema (24), iznosi:

$$C_p = \frac{m_p}{t \cdot P_u} = \frac{0.195}{270 \cdot 5585} = 1.29 \cdot 10^{-7} \frac{\text{kg}}{\text{s W}} \quad (28)$$

Konačno, koristeći se izrazom (25), možemo izračunati prijedeni put sa napunjenim baterijama,:

$$R_I = \frac{\eta_p}{g \cdot C_p} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 \cdot 1.29 \cdot 10^{-7}} \cdot \frac{0.388}{0.022} \cdot \ln \frac{208.28}{208.085}$$

$$= 9.132 \text{ km}$$

Ukupan prijeđeni put u ovoj fazi leta je zbroj prijeđenog puta u režimu leta punjenja i leta sa napunjenom baterijom, koristeći u oba slučaja samo klipni motor za pogon zrakoplova.

$$R_u = R_p + R_I = 72.378 \text{ km} \quad (29)$$

Ovim podatkom potvrđujemo ...

4.2.3. Dolet u krstarenju sa 5kg goriva

Nadalje možemo izračunati udaljenost koju bi mogao prijeći zrakoplov koristeći svo raspoloživo gorivo 6.5l ili 5kg, nakon punjenja baterija do 100%.

Potrošena masa goriva i konačna masa u ovom slučaju iznose:

$$m_p = 5 - 1.72 = 3.28 \text{ [kg]}$$

$$m_k = m_i - m_p = 208.28 - 3.28 = 205 \text{ [kg]}$$

Prijeđeni put nakon punjenja, prema izrazu (25), sada iznosi:

$$R_{I,5} = \frac{\eta_p}{g \cdot C_p} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 \cdot 1.29 \cdot 10^{-7}} \cdot \frac{0.388}{0.022} \cdot \ln \frac{208.28}{205}$$

$$= 154.752 \text{ km}$$

Shodno tome ukupan put je zbroj prijeđenog puta nakon punjenja i ranije izračunatog puta tijekom punjenja

$$R_{u,5} = R_p + R_{I,5} = 63246 + 154752.8 = 217.99 \text{ km}$$

4.2.4. Dolet u krstarenju sa 20kg goriva.

Pri brzini od 30 m/s i okretajima motora od približno 5500 o/min, klipni motor nam pruža približno 9.9 Nm okretnog momenta. Ovaj dolet razmatra potpuno napunjeni rezervoar goriva od 25l. Težina razmatranog goriva je 20 kg.

Aerodinamičke karakteristike, prema (15) i (16), pri ovoj brzini iznose:

$$C_L = 0.4344$$

$$C_D = 0.0232$$

Za pokretanje zrakoplova brzinom krstarenja od 30 m/s potrebna je pogonska sila prema (17):

$$T_R = 123.26 \text{ N}$$

Potrebna snaga za pogon zrakoplova, izračunata kao u (20) iznosi:

$$P_t = 3697.8 \text{ W}$$

Snaga koju mora proizvesti motor za pogon zrakoplova, prema izrazu (21), iznosi:

$$P_r = 5446 \text{ W}$$

Okretni moment potreban za pogon zrakoplova, kao u (22), iznosi:

$$M_r = 9.45 \text{ Nm}$$

Sada krećemo sa izračunom doleta koristeći podatke o specifičnoj potrošnji iz proračuna sa 5 l.

Specifična potrošnja u režimu leta sa klipnim motorom i generatorom je ista kao u (24):

Vrijednosti potrošene mase goriva ćemo pretpostaviti da su iste kao i kod leta sa 5l.

Pa su podaci o masi tijekom leta slijedeći:

$$m_i = 235 - 0.357 = 234.64 \text{ [kg]}$$

$$m_p = 1.363 \text{ [kg]}$$

$$m_k = m_i - m_p = 234.64 - 1.363 = 233.28 \text{ [kg]}$$

Konačno, možemo izračunati prijedeni put u režimu punjenja baterija

$$R_{p,20} = \frac{\eta_p}{g \cdot C_{p,p}} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 \cdot 1.3 \cdot 10^{-7}} \cdot \frac{0.4344}{0.0232} \cdot \ln \frac{234.64}{233.28} \quad (30)$$

$$= 59.8 \text{ km}$$

Sada krećemo u izračun doleta koji bi ostvarili iskorištenjem svog preostalog goriva u rezervoaru.

Specifična potrošnja u režimu leta samo sa klipnim motorom je ista kao i kod leta sa 5l goriva, izražena je u izrazu (28).

Podaci o masi tijekom leta samo sa klipnim motorom su slijedeći

$$m_i = 235 - 1.72 = 233.28 \text{ [kg]}$$

$$m_p = 233.28 - 215 = 18.28 \text{ [kg]}$$

$$m_k = m_i - m_p = 233.28 - 18.28 = 215 \text{ [kg]}$$

Put prijeđen korištenjem svog raspoloživog goriva u režimu leta samo klipnim motorom je:

$$R_{r,20} = \frac{\eta_p}{g \cdot C_p} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 * 1.29 * 10^{-7}} \cdot \frac{0.4344}{0.0232} \cdot \ln \frac{233.28}{215} \quad (31)$$

$$= 886.528 \text{ km}$$

Ukupan prijeđeni put je sada

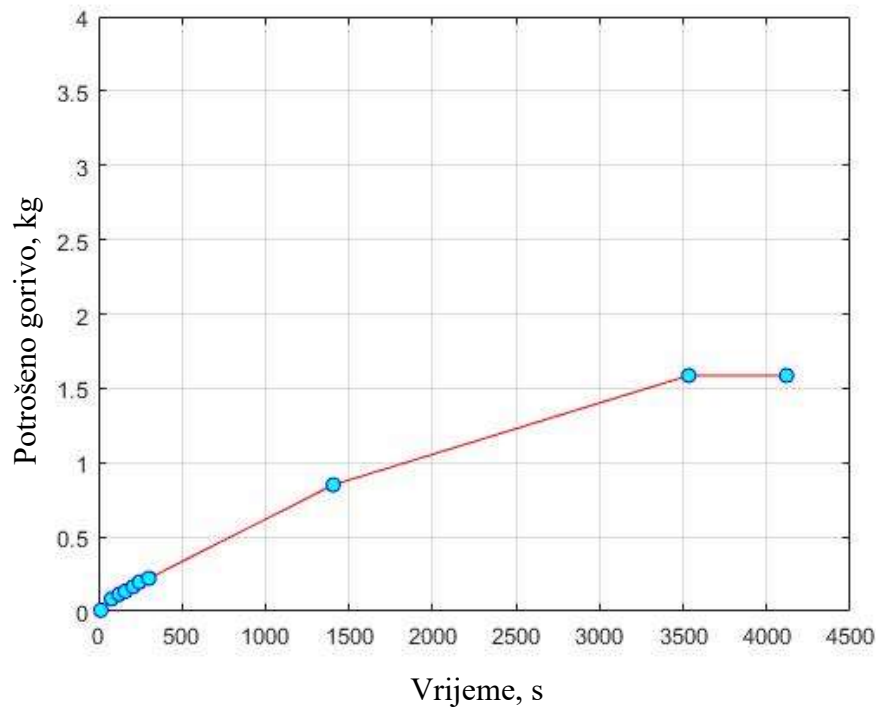
$$R_{u,20} = R_{p,20} + R_{r,20} = 949.37 \text{ km} \quad (32)$$

Ova udaljenost predstavlja maksimalni prijeđeni put u režimu leta brzinom krstarenja i punjenja baterija.

4.3. Izračun prijeđenog puta za 20 m/s

U ovom dijelu ćemo razmatrati performanse leta pri konstantnoj visini i konstantnoj brzini od 20 m/s u 3. fazi leta.

Ovaj slučaj je numeriran slovom (a) na slici 12. Slika 15 predstavlja izdvojeni slučaj a).



Slika 15. Potrošnja, slučaj a)

Pri brzini od 20 m/s i okretajima motora od približno 5500 o/min aerodinamičke karakteristike, prema (15) i (16), iznose:

$$C_L = 0.8735$$

$$C_D = 0.0422$$

Za pokretanje zrakoplova brzinom krstarenja od 30 m/s potrebna je pogonska sila izračunata pomoću (17):

$$T_R = 99.48 \text{ N}$$

Potrebna snaga za pogon zrakoplova, prema (20), iznosi:

$$P_t = 1989.5 \text{ W}$$

Snaga koju mora proizvesti motor za pogon zrakoplova, prema izrazu (21):

$$P_r = 2930 \text{ W}$$

Okretni moment potreban za pogon zrakoplova iz izraza (22):

$$M_r = 5.06 \text{ Nm}$$

4.3.1. MUI Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta

Iščitani podaci o letu:

$$t=3533-1406=2127 \text{ s}$$

$$m_i=210-0.85=209.15 \text{ kg}$$

$$m_p=1.58-0.85=0.73 \text{ kg}$$

$$m_k=m_i-m_p=209.15-0.73=208.42 \text{ kg}$$

Snaga koja se troši na gubitke ima isti iznos kao u (27):

Ukupna snaga koju dovodi klipni motor je sada:

$$P_u=P_r+P_g=2930+433.3=3430.1 \text{ W} \quad (33)$$

Specifična potrošnja u ovim uvjetima iznosi:

$$C_p = \frac{m_p}{t \cdot P_u} = \frac{0.73}{2127 \cdot 3430.1} = 1 \cdot 10^{-7} \quad \frac{\text{kg}}{\text{s W}} \quad (34)$$

Konačno, možemo izračunati prijeđeni put prema izrazu (25):

$$R_l = \frac{\eta_p}{g \cdot C_p} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 \cdot 1 \cdot 10^{-7}} \cdot \frac{0.8735}{0.0422} \cdot \ln \frac{209.15}{208.42} \quad (35)$$

$$= 51638.1 \text{ m}$$

4.3.2. MUI i GE Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta

Iščitani podaci o letu:

$$t=2312-500=1812 \text{ s}$$

$$m_i=1406-500=906 \text{ s}$$

$$m_p=0.85-0.334=0.516 \text{ kg}$$

$$m_k = m_i - m_p = 209.66 - 0.516 = 209.15 \text{ kg}$$

Prijeđeni put u ovom dijelu faze leta dobijemo oduzimanjem ranije izračunatog ukupnog prijeđenog puta (29) i puta prijeđenog koristeći samo klipni motor (35) u letu sa ukupno 51 goriva.

$$R_p = R_u - R_{1,5} = 72378 - 51638.1 = 21743.87 \text{ m} \quad (36)$$

Specifična potrošnja iznosi:

$$\begin{aligned} C_{p,p} &= \frac{\eta_p}{g \cdot R_g} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 \cdot 21744} \cdot \frac{0.8735}{0.0422} \cdot \ln \frac{209.66}{209.15} \\ &= 1.675 \cdot 10^{-7} \frac{\text{kg}}{\text{s W}} \end{aligned} \quad (37)$$

Snaga potrebna za pogon propelera i punjenje:

$$P_{u,p} = \frac{m_p}{t \cdot C_{p,p}} = \frac{0.63}{1106 \cdot 1.675 \cdot 10^{-7}} = 3401 \text{ W} \quad (38)$$

Dio od ukupno dovedene snage klipnim motorom koji koristimo za punjenje baterije je slijedeći:

$$P_p = P_{u,p} - P_r = 3401 - 2930 = 471 \text{ W} \quad (39)$$

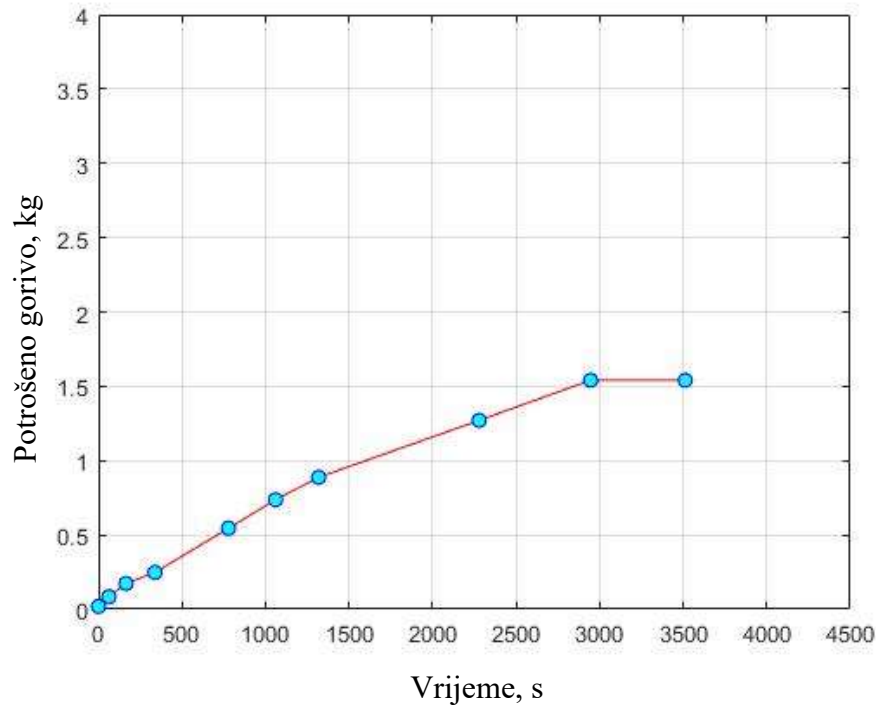
Okretni moment koji je potrebno proizvesti je:

$$M_p = \frac{P_p}{2 \cdot \pi \cdot \omega} = \frac{471}{2 \cdot \pi \cdot \frac{5500}{60}} = 0.8178 \text{ Nm} \quad (40)$$

4.4. Izračun prijeđenog puta za 25 m/s

U ovom dijelu ćemo razmatrati performanse leta pri konstantnoj visini i konstantnoj brzini od 25 m/s u 3. fazi leta. Ovaj dio proračuna je isti kao i u poglavlju 4.3.

Ovaj slučaj je numeriran slovom (b) na slici 12. Slika 16 prikazuje izdvojeni slučaj b).



Slika 16. Potrošnja, slučaj b)

Pri brzini od 25 m/s i okretajima motora od približno 5500 o/min aerodinamičke karakteristike iznose prema (15) i (16):

$$C_L = 0.56$$

$$C_D = 0.027$$

Iznosi za pogonsku silu, potrebnu snagu, snagu motora i okretni moment izvedeni su kao u poglavlju 4.3. Pomoću izraza (17), (20), (21), (22):

$$T_R = 100.65 \text{ N}$$

$$P_t = 2516.3 \text{ W}$$

$$P_r = 3705.5 \text{ W}$$

$$M_r = 6.43 \text{ Nm}$$

4.4.1. MUI Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta

Iščitani podaci o letu:

$$t=2946-1318=1628 \text{ s}$$

$$m_i=210-0.85=209.15 \text{ kg}$$

$$m_p=1.54-0.89=0.65 \text{ kg}$$

$$m_k=m_i-m_p=209.15-0.73=208.42 \text{ kg}$$

Snaga koja se troši na gubitke ima isti iznos kao u (27):

Ukupna snaga koju dovodi klipni motor je izračunata kao u (33):

$$P_u=4139.2 \text{ W}$$

Specifična potrošnja u ovim uvjetima iznosi:

$$C_p = \frac{m_p}{t \cdot P_u} = \frac{0.65}{1628 \cdot 4139.2} = 0.96 \cdot 10^{-7} \frac{\text{kg}}{\text{s W}} \quad (41)$$

Prijeđeni put u ovom režimu iznosi:

$$R_I = \frac{\eta_p}{g \cdot C_p} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 \cdot 0.96 \cdot 10^{-7}} \cdot \frac{0.56}{0.027} \cdot \ln \frac{209.15}{208.46} \quad (42)$$

$$= 47137 \text{ m}$$

4.4.2. MUI i GE Izračun specifične potrošnje i prijeđenog puta

Iščitani podaci o letu:

$$t=1318-500=818 \text{ s.}$$

$$m_i=210-0.35=209.65 \text{ kg}$$

$$m_p=0.85-0.35=0.54 \text{ kg}$$

$$m_k= m_i - m_p=209.65-0.54=209.11 \text{ kg}$$

Prijeđeni put u ovom dijelu faze leta dobijemo kao u poglavlju 4.3.2 izrazom (36)

$$R_p = 25240 \text{ m.}$$

Specifična potrošnja iznosi:

$$\begin{aligned} C_{p,p} &= \frac{\eta_p}{g \cdot R_p} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \ln \frac{m_i}{m_k} = \frac{0.7}{9.80665 \cdot 25240} \cdot \frac{0.559}{0.0273} \cdot \ln \frac{209.65}{209.11} \\ &= 1.4923 \cdot 10^{-7} \frac{\text{kg}}{\text{s W}} \end{aligned} \quad (43)$$

Snaga potrebna za pogon propelera i punjenje, prema (38) iznosi:

$$P_{u,p} = 4423 \text{ W}$$

Dio od ukupno dovedene snage klipnim motorom koji koristimo za punjenje baterije j:

$$P_p = P_{up} - P_m = 4423 - 3705.5 = 717.77 \text{ W}$$

Okretni moment koji je potrebno proizvesti je:

$$M_p = \frac{P_p}{2 \cdot \pi \cdot \omega} = \frac{717.77}{2 \cdot \pi \cdot \frac{5500}{60}} = 1.25 \text{ Nm} \quad (44)$$

4.5. Izračun pogona samo elektromotorom

U daljnjem razmatranju ćemo uzeti u obzir hipotetsku situaciju pogona zrakoplova samo elektromotorom. Dakako, SOUL zrakoplov je izveden bez mehaničkih spojki te je ovaj način rada izuzetno neefikasan zbog gubitaka koji nastaju kompresijom zraka praznim okretanjem MUI. Stoga će nam ovi rezultati služiti kao referenca za daljnja razmatranja o razvoju ove tehnologije.

Neke karakteristike elektromotora Joby JM1:

- Snaga 12kW s efikasnošću 90%
- Visoka gustoća snage (>4 kW/kg)
- Visoka efikasnost od 90% na više
- Omjer jakosti struje i okretnog momenta (*eng.* Current/torque ratio) je 13.4 A/Nm
- Omjer brzine i napona (*eng.* Speed/voltage ratio) 128 O/MIN/V

EV Battery Type 2

- Automotive-certified [USABC, IEC, SAE, UN 38.3]
- Energy density up to 150Wh/kg
- High energy & high power density
- Significant volume reduction due to fluid cooling
- Longer calendar & cycle life
- Flexible packaging & Freely scalable system design
- Preserved from electrical and physical abuse
- Long maintenance free periods for lower costs in cycle life



TECHNICAL DATA	
Chemistry	Lithium-ion NMC
Energy density	140 Wh/kg · 240 Wh/l
Energy	2.3 kWh
Weight	17.5 kg
Performance nom.	12 kW
Performance max. (10 s)	18 kW
Dimensions (W H L)	260 x 230 x 160 mm
Capacity	159 Ah / 106 Ah / 53 Ah
Voltage	14,8 V / 22,2 V / 44,4 V
Automotive-certified	UN 38.3, IEC 60664, IEC 62660, SAND 2005-3123, UL 2580, ST/SG/AC.10/11/Rev.5 Absatz 38.3, ISO-12405-1:2011, Abschnitt 7.1&7.2, ISO-12405-1:2011, Abschnitt 7.3, ISO-12405-1:2011, Abschnitt 7.6, ISO 26262 / IEC 61508, DIN EN 60529, DIN EN 61373:2011-9, DIN EN 61373:2011-10, SAE J 2464-2009, ECE R100 -TRANS-WP29-2012-102e, ECE R100.02

Slika 17. Podatci od proizvođača o bateriji [6]

4.5.1. Računanje doleta i vremena trajanja leta

Razmatranje pogonskih sustava navodi nas da računamo dovedenu snagu na način da snagu dovedenu baterijama (uz gubitke propelera, elektromotora i kontrolera) trošimo na savladavanje otpora i tako dobijemo procjenu performansi. Međutim, moramo uzeti u obzir ponašanje baterija, takozvani Peukrtov efekt. On govori o efektivnom kapacitetu i kako se mijenja u ovisnosti o jakosti struje, bez razmatranja ovog efekta može doći do značajnih pogreški.

Proračun je uzet iz rada [7].

Značenje bitnih parametara:

R_t , Vrijeme rada baterije (battery hour rating) [h]

C , kapacitet baterije [Ah]

n , parametar pražnjenja [-]

η_{tot} , ukupni koeficijent učinkovitosti [-]

V , brzina leta električnog zrakoplova [m/s]

Slijedeća jednadžba pokazuje vrijeme trajanja leta:

$$E = R_t^{1-n} \cdot \left[\frac{\eta_{tot} V \cdot C}{\frac{1}{2} \rho v^3 A C_{D0} + \left(\frac{2W^2 k}{\rho v A} \right)} \right]^n \quad (45)$$

E je vrijeme izraženo u satima, jednačba se koristi za procjenu vremena rada zrakoplova sa električnim pogonom, uzimajući u obzir brzinu pražnjenja baterija za svaku brzinu zrakoplova.

Uzimajući u obzir brzinu za maksimalni dolet (47) i maksimalno vrijeme leta (46):

$$U_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho A}} \sqrt{\frac{B}{3C_{Dp}}} \quad (46)$$

$$U_R = \sqrt{\frac{2W}{\rho A}} \sqrt{\frac{B}{C_{Dp}}} \quad (47)$$

Slijedi formula za maksimalno vrijeme trajanja leta:

$$E_{max} = R_t^{1-n} \cdot \left[\frac{\eta_{tot} V \cdot C}{\left(\frac{2}{\sqrt{\rho A}} \right) C_{Dp}^{\frac{1}{4}} (2W \sqrt{B/m})^{3/2}} \right]^n \quad \text{h} \quad (48)$$

Nadalje, množenjem izraza za E i brzine da dolet, izvodimo izraz za dolet zrakoplova:

$$R_{max} = R_t^{1-n} \cdot \left[\frac{\eta_{tot} V \cdot C}{\frac{1}{2} \rho V^3 A C_{Dp} + \left(\frac{2W^2 B}{\rho v A} \right)} \right]^n \cdot \sqrt{\frac{2W}{\rho A}} \sqrt{\frac{B}{C_{Dp}}} \cdot 3.6 \text{ km} \quad (49)$$

4.5.2. Računanje mogućeg doleta u režimu c, samo električnim pogonom

Iz podataka za elektromotor:

$$\text{Current/torque ratio} = 13.4 \text{ A/Nm}$$

$$\text{Speed/voltage ratio} = 128 \text{ o/min/V}$$

Te poznavanjem vrijednosti brzine okretaja i potrebnog okretnog momenta:

$$\omega \approx 5500 \text{ o/min}$$

$$Mp \approx 8.8 \text{ Nm}$$

Dobivam vrijednosti za jakost struje i napon:

$$i = 13.4 \cdot 8.8 = 118 \text{ A}$$

$$U = \frac{5500}{128} = 43 \text{ V}$$

Energija baterije iznosi:

$$En=2.28 \text{ kWh}$$

Snaga koju je potrebno dovesti elektromotorom:

$$P=5.13 \text{ kW}$$

Vrijeme:

$$t=E/P=0.4533 \text{ h}$$

Kapacitet baterije:

$$C=53 \text{ Ah}$$

Vrijeme rada baterije (battery hour rating);

$$t = \frac{R_t}{i^n} \left(\frac{C}{R_t} \right)^n \quad (50)$$

$$R_t=0.4533 \text{ h} \quad (51)$$

Vrijednost parametra pražnjenja je za ovu bateriju:

$$n=1.3$$

Izračun najdužeg trajanja leta:

$$\begin{aligned}
 E &= R_t^{1-n} \cdot \left[\frac{\eta_{tot} \cdot U \cdot C}{\frac{1}{2} \rho v^3 A C_{Dp} + \left(\frac{2W^2 B}{\rho v A} \right)} \right]^n \\
 &= 0.4533 * \left[\frac{0.679 \cdot 43 \cdot 53}{\frac{1}{2} \cdot 1.1449 \cdot 30^3 \cdot 10.3 \cdot 0.017 + \left(\frac{2 \cdot (210 * g)^2 * 0.003}{1.1449 * 30 * 10.3} \right)} \right]^{1.3} \quad (52) \\
 &= 0.56 \text{ h}
 \end{aligned}$$

Kako bi dobili dolet moramo pomnožiti vrijeme leta sa brzinom leta:

$$R_{el} = E \cdot v = 0.56 \cdot 3600 \cdot 30 = 60480 \text{ m}$$

Kada bi nakon maksimalnog doleta sa potrošenim svim gorivom iz rezervoara od 5l, nastavili let istom brzinom (30 m/s) koristeći samo elektromotor dok ne potrošimo baterije, ukupan prijeđeni put bi bio:

$$R_{max} = R_u + R_{el} = 217999 + 60480 = 278479 \text{ [m]} \quad (53)$$

Zaključujemo da bi nakon potrošenih svih 5kg goriva iz rezervoara mogli prevaliti dodatnih 22% doleta kada bi zrakoplov nastavili pogoniti elektromotorom.

4.6. Razmatranje rezultata

Tablica 7. Podsjetnik na značenje rezultata

Tablica značenja rezultata	
T_R	Pogonska sila potrebna za pogon zrakoplova
P_t	Snaga potrebna za pogon zrakoplova:
P_r	Ukupna snaga na reduktoru propelera
P_p	Snaga potrebna za punjenje baterija
P_u	Ukupna snaga koju dovodi motor u režimu MUI
$P_{u,p}$	Ukupna snaga koju dovodi motor u režimu MUI+GE
M_r	Okretni moment na reduktoru propelera
M_p	Okretni moment za punjenje baterija
C_p	Specifična potrošnja u režimu MUI
$C_{p,p}$	Specifična potrošnja u režimu punjenja, MUI+GE
R_p	Prijeđeni put u režimu punjenja, MUI +GE
R_I	Prijeđeni put u režimu MUI
$R_{I,5}$	Prijeđeni put u režimu MUI sa 5kg goriva
$R_{I,20}$	Prijeđeni put u režimu MUI sa 20kg goriva
R_u	Ukupan prijeđeni put režimima MUI+GE i MUI
$R_{u,5}$	Ukupan prijeđeni put režimima MUI+GE i MUI sa 5kg goriva
$R_{u,20}$	Ukupan prijeđeni put režimima MUI+GE i MUI sa 20kg goriva

Tablica 8. Usporedba sila i snaga po režimima

	30 m/s	20 m/s	25 m/s
[N]			
T_R	116.6	99.48	100.65
[W]			
P_t	3498	1989.5	2516.3
P_r	5151.8	2930	3705.5
P_p	633.55	471	717.77
P_u	5585	3430.1	4139.2
$P_{u,p}$	5785.3	3401	4423

Tablica 9. Usporedba doleta u 3. fazi leta [km]

[km]	30 m/s	20 m/s	25 m/s
R_p	63.2	21.7	25.2
R_I	9.13	51.6	47.1
R_u	72.3	72.3	72.3
R_{I5}	154.7		
R_{I20}	886.5		
R_{u5}	218		
R_{u20}	949.3		
R_{el}	60.4		
R_{max}	278.4		

Iznosi iz Tablica 9 nam govore o udaljenostima koje zrakoplov može prijeći u različitim režimima leta. Pri svakoj brzini se punjenje odvija na različit način te njegovo trajanje ovisi o načinu leta koji smo odabrali. Tijek leta pri različitim brzinama prikazuju Slika 12 i Slika 13.

Tablica 10. Usporedba specifičnih potrošnji $[\frac{\text{kg}}{\text{s W}}]$

$\frac{\text{kg}}{\text{s W}}$	30 m/s	20 m/s	25 m/s
C_{pp}	$1.3 \cdot 10^{-7}$	$1.675 \cdot 10^{-7}$	$1.4923 \cdot 10^{-7}$
C_p	$1.29 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-7}$	$0.96 \cdot 10^{-7}$

Iz izraza Tablica 10 iščitavamo da nam je specifična potrošnja u režimu punjenja (C_{pp}) najmanja pri brzini od 30 m/s. Zrakoplov je zbog toga pri toj brzini prevalio najveći dio puta puneći baterije. Tako smo osigurali pune baterije pri slijetanju, ovo je nužan uvjet zbog moguće potrebe za neočekivanim penjanjem za koje nam je potreban višak snage elektromotora. Za brzine 20 m/s i 30 m/s punjenje se odvija sa većom potrošnom, no tom brzinom ćemo i prije napuniti baterije.

Tablica 11. Usporedba okretnih momenata [Nm]

Nm	30 m/s	20 m/s	25 m/s
M_p	1.1	0.81	1.25
M_r	8.8	5	6.43

Tablica 11 nam govori kako se dijeli okretni moment pri različitim brzinama leta.

5. ZAKLJUČAK

Kroz ovu analizu smo se susreli sa implementacijom hibridne tehnologije u zrakoplovstvo. Ova tehnologija je još u fazi razvoja i asimiliranja zbog određenih inženjerskih problema s kojima smo se i mi susreli. Rad je podijeljen u tri glavna dijela.

- Prvi dio je upoznavanje sa tehnologijom hibridnog pogonskog sustava. Dotakli smo se ubrzanog razvoja ove tehnologije i raspravili ekonomske faktore koji utječu na daljnji razvoj. Opisali smo poznate izvedbe hibridno električnog pogona, njihove karakteristike te prednosti i mane svakoga od njih. Nakon toga smo objasnili zbog čega je bio odabran paralelni hibridni pogon i kako je taj odabir utjecao na dimenzioniranje cijelog sustava. Također smo uveli tehnološke parametre, poput faktora hibridizacije, koji nam služe za usporedbu različitih hibridno električnih sustava. Pokazali smo na koji način se računa dolet kada se zrakoplov pogoni i elektromotorom i klipnim motorom zajedno.
- U drugom dijelu smo se osvrnuli na primjenu ove tehnologije na ultralaki zrakoplov SONG. Pa smo tako opisali aerodinamiku zrakoplova i dimenzioniranje hibridnog sustava. Novi ultralaki zrakoplov na koji je primijenjen hibridno električni pogonski sustav je nazvan SOUL. Opisali smo odabrani elektromotor i klipni motor i kako su usklađeni. Prikazali smo mase pojedinih elemenata zrakoplova. Objasnili smo da nisu prisutne mehaničke spojke radi uštede težine i da nam to onemogućuje odvajanje klipnog motora od pogonskog vratila, pa zbog velikih gubitaka ne možemo pogoniti zrakoplov samo elektromotorom. Opisali smo tri načina rada kojima će raditi hibridno električni pogonski sustav, i kada će se koji koristiti.
- Treći dio ovog rada se tiče proračuna doleta. Udaljenost koju zrakoplovi mogu prijeći je među najvažnijim značajkama za komercijalno zrakoplovstvo, stoga smo se u ovome dijelu dotaknuli doleta hibridno električnog zrakoplova. Proračun smo obavili za let brzinom 30 m/s i rezultati su nam se poklopili sa grafički prikazanim rezultatima u originalnom radu [4]. Tako smo potvrdili valjanost proračuna. Nakon toga smo izračunali dolet sa masom goriva 5kg i potpuno napunjenim rezervoarom goriva mase 20kg. Uvidjeli smo veliku razliku u doletu ali da je i manje goriva dovoljno za potrebe ultralakog zrakoplova. Nadalje smo analizirali let brzinama 20 i 25 m/s i pokazali da nam je pri ovim brzinama veća specifična potrošnja pri punjenju nego pri 30 m/s, ali se baterije i brže napune. Stoga pilot ima mogućnost odabrati brzinu leta koja odgovara njegovom planu punjenja baterija. Kao dodatak ovom proračunu razmotrili smo

situaciju u kojoj bi se zrakoplov mogao pogoniti samo elektromotorom. Te smo zaključili kako bi se kod leta sa 5kg goriva dolet mogao povećati za 22%.

Zaključak ovoga rada se tiče isplativosti implementacije hibridno električnog pogonskog sustava na ultralaki zrakoplov. Obzirom da smo hibridizacijom omogućili motoru sa unutarnjim izgaranjem da radi u svome najefikasnijem području, a za dodatnu snagu koristi elektromotor, povećali smo iskoristivost cijelog sustava pogona. Hibridna tehnologija će tako u našem slučaju dovesti, uz smanjene potrošnje i povećanog doleta, i do smanjenog zagađenja jer ćemo bolje iskoristiti raspoloživo gorivo i koristiti električnu energiju visokoefikasnim elektromotorom. Prijedlog za budući rad bi bilo razmatranje hibridnog pogonskog sustava sa različitim postotkom hibridizacije i procjena potrošnje između njih. Također vrijedi razmotriti potrošnju hibridnog pogona u režimima kada se snaga dobavlja iz oba motora, dakle za vrijeme penjanja ili velike brzine leta.

LITERATURA

- [1] Brelje, Benjamin J., and Joaquim RRA Martins. "Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences* 104 (2019): 1-19.
- [2] Friedrich, C., Robertson, P.A. Hybrid-electric propulsion for automotive and aviation applications. *CEAS Aeronaut J* 6 (2015)., 279–290.
- [3] Van Bogaert, Joris. Assessment of Potential Fuel Saving Benefits of Hybrid-Electric Regional Aircraft. (2015).
- [4] C. Friedrich i P.A. Robertson, Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft, *Journal of Aircraft*, 52 (2015) 1: 176–189
- [5] Ultralight Airplane SONG <https://www.songairplane.com/song/#/>, 20.2.2020.
- [6] EV BATTERY PACK <http://kokam.com/modulepack-ev/>, 20.2.2020.
- [7] Lance W. Traub, Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft, *Journal of Aircraft*, 48 (2011) 2, 703-707.