Razrada koncepta solarne bespilotne letjelice

Benković, Dajana

Undergraduate thesis / Završni rad

2016

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:235:168098

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-28**

Repository / Repozitorij:

Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet strojarstva i brodogradnje

ZAVRŠNI RAD

Dajana Benković

Zagreb, 2016.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet strojarstva i brodogradnje

ZAVRŠNI RAD

RAZRADA KONCEPTA SOLARNE BESPILOTNE LETJELICE

Mentor:
prof. dr. sc. Ivica Smojver

Student:
Dajana Benković

Zagreb, 2016.

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Ivici Smojveru na stručnom vodstvu.
Zahvaljujem se dr. sc. Darku Ivančeviću na pruženim savjetima i pomoći oko izrade rada.

Izjava

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

Zagreb, rujan 2016. Dajana Benković

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 19 -09- 2016	Prilog
Klasa: 602-04/16-6/3	
Ur.broj: 15-1703-16-359	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Dajana Benković** Mat. br.:**0035185910**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Razrada koncepta solarne bespilotne letjelice**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Assesment of Concept of the Solar Unmanned Vehicle**

Opis zadatka:

Za malu bespilotnu letjelicu (maksimalnog korisnog tereta 2 kg) potrebno je:

1. izvršiti pregled i procjenu performansi sustava i opreme nužnih za primjenu ovakve letjelice, kao i pogodnih solarnih panela i odgovarajućih baterija;
2. izvršiti procjenu energetskih mogućnosti panela i baterija ovisno o visini leta kao i meteorološkim uvjetima primjene letjelice;
3. izvršiti procjenu učinkovitosti i područja pokrivanja za odgovarajući tip senzora (npr. kamere) u ovisnosti o visini leta te meteorološkim uvjetima;
4. izvršiti optimiranje sustava, korištenjem dostupnih računalnih programa, te izraditi računalni program koji će temeljem odgovarajućih ulaznih parametara dati procjenu optimalnog režima korištenja letjelice te mogućnosti njenih senzora;
5. razraditi koncept letjelice obzirom na konstruktivne i upotrebne zahtjeve.

Pretpostaviti da je letjelica izrađena od materijala ugljik/epoksi, gdje god je to konstruktivno moguće, te aluminijske legure u ostalim konstruktivnim elementima letjelice. U analizi svih segmenata projekta, u obzir uzeti i cijenu pojedinih elemenata.

U radu navesti korištenu literaturu, računalne programe te eventualnu dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:
25. travnja 2016.

Rok predaje rada:
2. rok (izvanredni): 20. lipnja 2016.
3. rok: 17. rujna 2016.

Predviđeni datumi obrane:
2. rok (izvanredni): 30. 06. 2016.
3. rok: 19., 20. i 21. 09. 2016.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Sadržaj

Sadržaj vi

Popis slika viii

Popis tablica ix

Popis oznaka x

Sažetak xiii

Summary xiv

1. Uvod 1

2. Pregled sustava i opreme 4

2.1. Fotonaponske ćelije 4

2.2. Baterije 6

2.3. Autopilot i globalni pozicijski sustav 8

2.4. Inercijska mjerna jedinica 10

2.5. RC prijemnik 10

2.6. Mjerači brzine i visine leta 11

3. Konceptualni projekt solarne letjelice 13

3.1. Proračun - prva iteracija 14

3.2. Proračun - druga iteracija 22

3.2.1. Dimenzioniranje trupa za drugu iteraciju 25
3.2.2. Dimenzioniranje repa za drugu iteraciju 25
3.2.3. Energetski proračun druge iteracije 27
3.3. Proračun - konačna konfiguracija 28
3.3.1. Optimiranje visine leta 32

Literatura **38**

Popis slika

2.1 Usporedba učinkovitosti različitih vrsta solarnih ćelija 5
2.2 Princip rada strujnog kruga čiji je izvor fotonaponska ćelija 6
2.3 Punjenje i pražnjenje litij ionskih baterija 7
2.4 Gustoća energije i snage spremnika energije 8
2.5 Autopilot MP2028 9
2.6 Odabrana inercijska mjerna jedinica 3DM-GX3-25 Microstrain 10
2.7 Immersion RC EzUHF 8-channel Receiver 11
2.8 Oprema za mjerenje brzine malih bespilotnih letjelica 11

3.1 Ravnoteža sila i energije 14
3.2 Aeroprofil SD7032 15
3.3 Dijagram ovisnosti mase konstrukcije i površine fotonaponskih ćelija o rasponu krila 16
3.4 GaAs fotonaponska ćelija 23
3.5 GaAs fotonaponske ćelije integrirane u konstrukciju krila 23
3.6 Aeroprofil NACA0008 26
3.7 Konačna konfiguracija letjelice 31
3.8 Ovisnost stvarne brzine leta o visini leta 32
3.9 Ovisnost snage potrebne za horizontalni let o visini leta 33
3.10 Ovisnost potrošene električne energije o visini leta 34
3.11 Geometrijski prikaz polja pokrivanja kamere 35
3.12 Ovisnost površine pokrivanja kamere o visini 36

Popis tablica

3.1 Odabrani aeroprofil i pretpostavka raspona krila 15
3.2 Osnovni podaci o odabranim komponentama pogonske grupe 18
3.3 Vrijednosti prosječnog Sunčevog zračenja i dobivena energija 21
3.4 Popis svih uređaja konačne konfiguracije 30

Popis oznaka

A_{sc}	površina fotonaponskih ćelija [m^2]
$A_{sc_{krilo}}$	površina fotonaponskih ćelija na krilu [m^2]
$A_{sc_{rep}}$	površina fotonaponskih ćelija na repu [m^2]
$A_{sc_{uk}}$	ukupna površina fotonaponskih ćelija [m^2]
b	raspon krila [m]
b_T	raspon repa [m]
C_{Dafl}	koeficijent otpora aeroprofila krila [-]
C_{Dind}	koeficijent induciranog otpora [-]
C_{Dpar}	koeficijent parazitskog otpora [-]
C_D	ukupni koeficijent otpora
C_L	koeficijent uzgona [-]
C_{Lmax}	maksimalni koeficijent uzgona [-]
c	tetiva aeroprofila krila [m]
c_{HT}	koeficijent uzgona horizontalne projekcije V-repa [-]
c_T	tetiva aeroprofila repa [-]
c_{VT}	koeficijent uzgona vertikalne projekcije V-repa [-]
e	Oswaldov koeficijent [-]
$E_{eltot_{dobivena}}$	ukupna dobivena električna energija[Wh]
$E_{eltot_{potrosena}}$	ukupna potrošena električna energija [Wh]
F_L	duljina trupa [m]
g	gravitacijska konstanta [m/s^2]
I_{max}	maksimalni intenzitet Sunčevog zračenja [W/m^2]
L	uzgon [N]
L_{HT}	duljina horizontalnog dijela cijevnog nosača [m]
L_{VT}	duljina vertikalnog dijela cijevnog nosača [m]
m	ukupna masa letjelice [kg]
m_{af}	masa konstrukcije [kg]
m_{av}	masa avionike [kg]
m_{batt}	masa baterija [kg]
m_p	masa pogonske grupe [kg]
m_{pld}	masa korisnog tereta [kg]

m_{sc}	masa fotonaponskih ćelija [kg]
P_{av}	potrošnja avionike [W]
P_{eltot}	ukupna potrošena snaga [W]
P_{level}	snaga za horizontalni let [W]
P_{pld}	potrošnja tereta [W]
Re_{max}	maksimalni Reynoldsov broj [-]
Re_{min}	minimalani Reynoldsov broj [-]
r	radijus vidnog polja kamere [m]
S_{ref}	površina krila[m^2]
S_{HT}	površina horizontalne projekcije V-repa [m^2]
S_T	površina V-repa [m^2]
S_{VT}	površina vertikalne projekcije V-repa [m^2]
S_w	vidno polje kamere [m^2]
T	potrebna sila [N]
T_{day}	vrijeme trajanja osvijetljenog dijela dana [h]
T_{night}	vrijeme trajanja neosvijetljenog dijela dana [h]
V_{CRS}	brzina krstarenja [m/s]
V_{stall}	brzina sloma uzgona [m/s]
V_{TAS}	stvarna brzina leta [m/s]
V_{TO}	brzina polijetanja [m/s]
W_{af}	težina konstrukcije [N]
Æ	aspektni odnos krila [-]
α	napadni kut [°]
α_{max}	maksmalni napadni kut [°]
α_{TD}	kut otklona V-repa [°]
β	kut vidnog polja kamere [°]
η	učinkovitost pretvorbe [-]
η_{bec}	učinkovitost elektroničkih pretvarača[-]
η_{cbr}	učinkovitost zakrivljenih fotonaponskih ćelija [-]
η_{crg}	učinkovitost punjenja baterija [-]
η_{ctrl}	učinkovitost upravljačke pločice [-]
η_{dscrg}	učinkovitost pražnjenja baterija[-]
η_{grb}	učinkovitost reduktora [-]

η_{mot}	učinkovitost motora [-]
η_{mppt}	učinkovitost inercijske mjerne jedinice[-]
η_{plr}	učinkovitost propelera [-]
η_{sc}	faktor učinkovitosti fotonaponskih ćelija[-]
η_{wthr}	faktor nepovoljnih vremenskih prilika [-]
ν	kinematička viskoznost [m^2/s]
ρ	gustoća zraka [kg/m^3]

Sažetak

Tema ovog rada je razrada koncepta male bespilotne letjelice na solarni pogon. Na početku rada dan je uvid u slične konstrukcije te pregled sustava i opreme solarne letjelice. Napisan je programski kod koji za ulazne parametre vrši procjenu mase, aerodinamičku analizu te energijsku analizu. Proračun se zasniva na iterativnoj metodi prema Noth-u. U prvoj iteraciji korišteni su podaci letjelice sličnih karakteristika u svrhu validacije programskog koda. U drugoj iteraciji uvedena je novija tehnologija veće učinkovitosti u području pretvorbe solarne energije s ciljem dobivanja veće ukupne solarne energije. Nadalje, izvršeno je dimenzioniranje trupa i repa. Trećom iteracijom utvrđena je konačna konfiguracija letjelice. Za takvu letjelicu provedeno je ispitivanje geografskog područja primjene kao i optimiranje visine leta. Izračunato je područje prekrivanja kamere u ovisnosti o visini leta. U zadnjem dijelu rada komentirani su rezultati dobiveni provedenom analizom.

Ključne riječi: bespilotna solarna letjelica; fotonaponske ćelije; baterije; kontinuirani let

Summary

The theme of this thesis is a concept development of a small solar-powered unmanned aerial vehicle. At the beginning of the thesis an insight into similar structures was given as well as an overview of systems and equipment of solar-powered aircraft. A program code which, for input data, performs weight estimation, aerodynamic analysis and energy analysis was written. Weight estimation, aerodynamic analysis and energy analysis was conducted. The analyses are based on iterative method by Noth. For the first iteration the input data from aircraft with similar characteristics was used with the purpose of code validation. In the second iteration a new technology with higher efficiency in the field of solar energy conversion was used, with the goal of increasing the total solar energy achieved. Furthermore, the fuselage and tail section sizing was carried out. The final aircraft configuration was established in the third iteration. For such aircraft, a geographical area of operations was determined and optimization of flight altitude was conducted. The area of camera coverage in relation to flight altitude was calculated. In the last part of the thesis the results of analyses were commented.

Keywords: solar-powered unmanned aerial vehicle; fotovoltaic cells; batteries; continuous flight

1 Uvod

Solarne letjelice mogu se opisati kao zrakoplovi koji su sposobni održavati horizontalni let u atmosferi, oviseći samo o Sunčevom zračenju kao primarnom izvoru energije. Glavna motivacija iza velikog interesa za njihov razvoj leži u ekološkim izazovima s kojima se svijet suočava, od globalnog zatopljenja do pomanjkanja prirodnih resursa [1]. Sve veća upotreba bespilotnih letjelica na solarni pogon upravo je zbog njihove ekološke prihvatljivosti. Uz to, mala masa, mala potrošnja energije te lako programiranje za određenu namjenu omogućuje obavljanje zadataka koje ljudi ne mogu obavljati ili su za njih opasni. Služe i za nadzor teško dostupnih područja, požarišta, prometa, objekata, ljudi i industrijskih postrojenja. U posljednje se vrijeme koriste i kao pokretni primopredajnici [2].

Solarna letjelica sadrži iste dijelove konstrukcije kao i konvencionalni zrakoplov. To su krila koja stvaraju uzgon potreban za let zrakoplova, trup u kojem su smješteni svi elektronički uređaji te rep za stabilizaciju. U usporedbi s konvencionalnim zrakoplovima na fosilna goriva, letjelice na solarni pogon imaju velik raspon krila u odnosu na trup. Razlog tome je smještaj velikog broja solarnih ćelija zbog njhove relativno niske učinkovitosti. Zahtjeva li se i noćni let, potrebno je smjestiti i određenu količinu baterija čime se dodatno povećava masa. Motori korišteni za pogon su isključivo električni jer solarne letjelice nemaju rezervoare za gorivo.

Paralelno i serijski povezane potonaponske ćelije čine fotonaponske panele. Njima se pokrivaju horizontalne površine krila, repa i trupa letjelice. Danju, ovisno o Sunčevom

zračenju, fotonaponski paneli pretvaraju solarnu energiju u električnu. Dobivena električna energija koristi se za pogon zrakoplova, za rad svih elektroničkih uređaja, te po potrebi za punjenje baterija. Da bi fotonaponski paneli uvijek radili na svom maksimumu korišten je poseban konverter MPPT (engl. *Maximum Power Point Tracker*). MPPT pomiče radnu točku fotonaponskih panela tako da je dobivena energija uvijek najveća moguća. Dodatna dobivena energija se zatim koristi za povećanje struje punjenja baterija [3].

Projektiranje ove letjelice bazira se na stalnom održavanju ravnoteže sila i ravnoteže energije. Ravnoteža sila podrazumijeva da sila uzgona mora biti jednaka ukupnoj težini letjelice. Ravnoteža energije podrazumijeva da električna energija dobivena pretvaranjem solarne energije mora biti jednaka ili veća od električne energije potrebne za let zrakoplova [4].

U sklopu istraživanja kontinuiranog leta solarnih letjelica provedenog od strane *AeroVironment Inc.*, *HALSOL* je prvi prototip koji je dokazao tu mogućnost. Međutim, letjelica je imala problem tehnologije podsustava, uglavnom pohranjivanja energije, koji je riješen na njegovom nasljedniku *Pathfinder*-u. Nakon svog prvog leta, *Pathfinder* je postao dio NASA-inog ERAST (engl. *Environmental Research Aircraft Sensor Technology*) programa, pokrenutog 1994. godine. Na modificiranoj verziji prethodne letjelice, *Pathfinder Plus*, korištene su nove solarne, aerodinamičke, pogonske i sustavne tehnologije, te je povećan raspon krila. Glavni cilj letjelice *Pathfinder Plus* bio je ispitivanje nove tehnologije za izgradnju nove letjelice *Centurion*. *Centurion* se smatra prototipom budućih solarnih letjelica koje bi mogle ostati u zraku mjesecima, uglavnom prikupljajući znanstvene podatke ili kao pokretni primopredajnici. No litij baterije nisu osiguravale dovoljno energije kako bi se ostvario let tijekom cijele noći. Posljednji prototip ERAST programa *Helios* poznat kao "vječni zrakoplov", imao je dovoljan kapacitet baterija za ostvarivanje cjelonoćnog leta. ERAST program se ugasio nakon što je *Helios* uništen tijekom ispitnog leta zbog problema sa stabilnošću letjelice [4].

Zephyr je primjer solarne bespilotne HALE (engl. *High Altitude Long Endurance*) letjelice. U mogućnosti je letjeti i danju i noću, koristeći isključivo solarnu energiju. Od lipnja 2010. godine drži trenutni svjetski rekord u neprekidnom trajanju leta od 14 dana

(336 h 22 min) [5]. Letjelice od kojih se traži veliki dolet, lete na visinama od približno 20 km zbog najslabijih vjetrova [5].

Ovaj rad razrađuje bespilotnu letjelicu koja mora zadovoljiti nekoliko zahtjeva. Letjelica je pokretana na solarni pogon, područje primjene letjelice je geografsko područje Republike Hrvatske, a zadani maksimalni korisni teret iznosi 2 kg. Rad predstavlja razradu konačne kofiguracije letjelice iz [2]. Cilj je ispitati primjenjivost rezultata dobivenih u [2] na zahtjeve zadane zadatkom ovog rada, te potom izvesti optimizaciju sustava. Optimizacija sustava provodi se programskim kodom, koji za proizvoljne ulazne parametre daje rezultate za određenu konfiguraciju letjelice. Konačnom konfiguracijom letjelice iz [2] nije postignuta nosivost od 3 kg, već samo 800 g. Utvrđeno je da glavni nedostatak predstavljaju tehnologije pohranjivanja i tehnologije pretvorbe energije. Na temelju tih zaključaka bazira se daljnje poboljšanje konfiguracije letjelice.

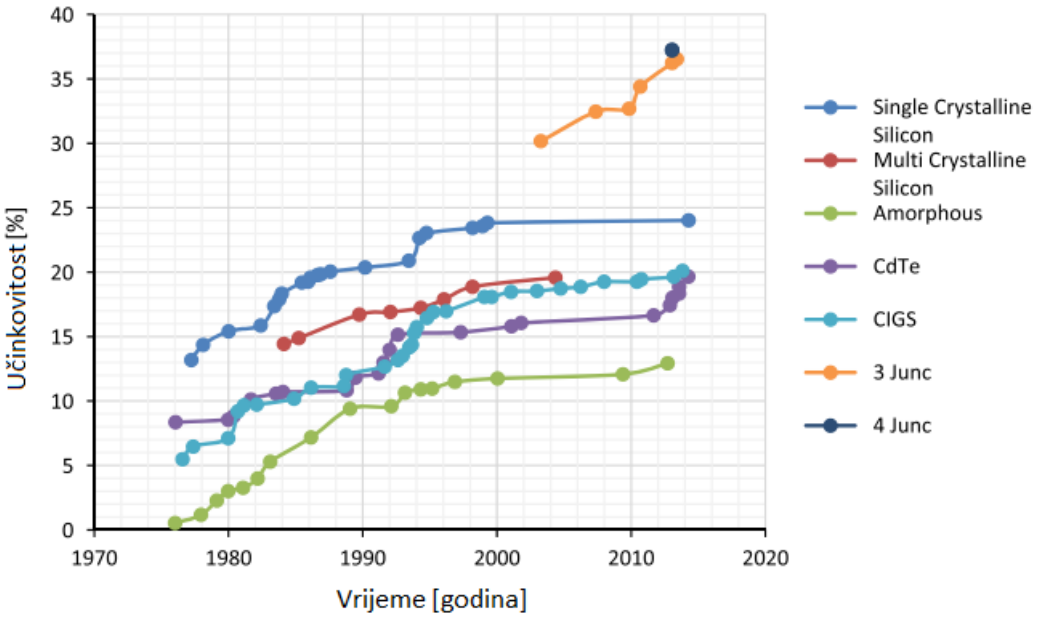
2 Pregled sustava i opreme

2.1. Fotonaponske ćelije

Solarna ili fotonaponska ćelija je uređaj koji pretvara Sunčevu energiju u električnu pomoću fotoelektričnog efekta. Upotreba fotonaponskih ćelija veoma je raširena u svemirskoj tehnologiji jer omogućava dugoročan i čist izvor energije, a zahtjevi za održavanje su minimalni. Solarne ćelije komponirane su od jednog ili više slojeva raznovrsnih poluvodičkih materijala, a ćelije se često spajaju u module (panele). Serijski ili paralelan način spajanja daje polje istosmjerne struje određenih vrijednosti. Serijski spojene ćelije daju veći napon, dok one spojene paralelno rezultiraju strujom veće jakosti.
Ovisno o materijalu od kojeg su izrađene, fotonaponske ćelije možemo podijeliti u nekoliko skupina. Fotonaponske ćelije najčešće su izrađene od kristalnog silicija, poznatog i pod nazivom "silicij solarnog razreda" (engl. *solar grade silicon*). Silicij se dijeli u više kategorija prema vrsti i veličini kristala. Monokristalnični silicij je potpuno čist poluvodički materijal visoke učinkovitosti, ali i cijene. Polikristalični silicij sastavljen je od kristalnih struktura raznih veličina. Proizvodni proces je jeftiniji, ali to za sobom vuče i nižu efikasnost takvih fotonaponskih ćelija. Amorfni silicij dobiva se izvlačenjem tankog filma iz rastaljenog silicija. Troškovi proizvodnje i učinkovitost takvih fotonaponskih ćelija su niski [6].

S obzirom na materijal od kojeg su izrađene, postoje još i bakar indij selen, kadmij telurid, te nama najzanimljivije galij arsenid fotonaponske ćelije, koje će kasnije biti podrobnije opisane. Njihova je proizvodnja veoma skupa, ali su i učinkovitosti visoke. U odnosu na *Azur Space 32* fotonaponske ćelije korištene u [2] čija učnkovitost iznosi

16.9%, GaAs ćelije dosežu učinkovitost od 28.8%. To se može vidjeti na dijagramu na slici 2.1, gdje je prikazana ovisnost učinkovitosti fotonaponskih ćelija o godini proizvodnje materijala ćelija.



Slika 2.1: Usporedba učinkovitosti različitih vrsta solarnih ćelija [6]

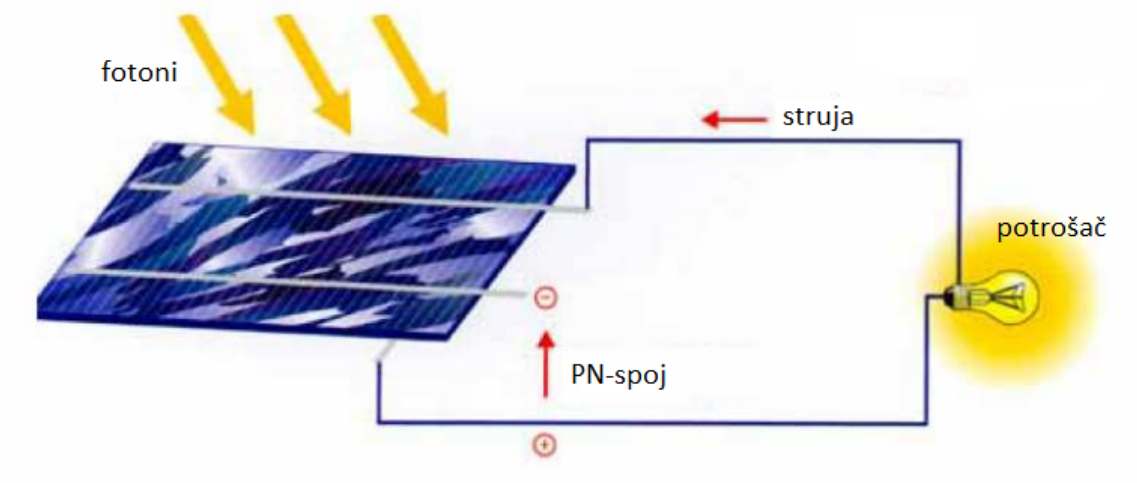
GaAs fotonaponske ćelije zajedno s galij indij fosfor te s germanij fotonaponskim ćelijama spadaju u skupinu 3-spojnih (engl. *3-junction*) solarnih ćelija. Učinkovitost tehnologije ćelija tankog filma (engl. thin-film technology) neprekidno je rasla zadnjih 20 godina te se procjenjuje da bi višespojna tehnologija (engl. *multi junction*) u sljedećih 10 godina mogla doseći iskoristivost od 50% uz reducirane troškove proizvodnje [6]. Mogu se spomenuti i polimerne fotonaponske ćelije koje su napravljene od organskih materijala. To je nova obećavajuća tehnologija niske cijene proizvodnje, no prije šire upotrebe zasad se još moraju riješiti neki problemi poput nejednolike učinkovitosti [6].

Princip rada fotonaponske ćelije može se opisati u nekoliko točaka. Fotoni iz Sunčeve svjetlosti se apsorbiraju od strane poluvodičkoj materijala. Potom elektroni koji izlaze iz atoma postaju slobodni. Gibajući se u samo jednom smjeru zbog posebne građe fotonaponskih ćelija, stvaraju polje istosmjerne struje [7]. Jedan od najvažnijih parametara za ocjenu performansi fotonaponskih ćelija je učinkovitost pretvorbe η. Mjeri se u pos-

tocima prema izrazu 2.1

$$\eta = \frac{P_m}{E \cdot A_{sc}}, \tag{2.1}$$

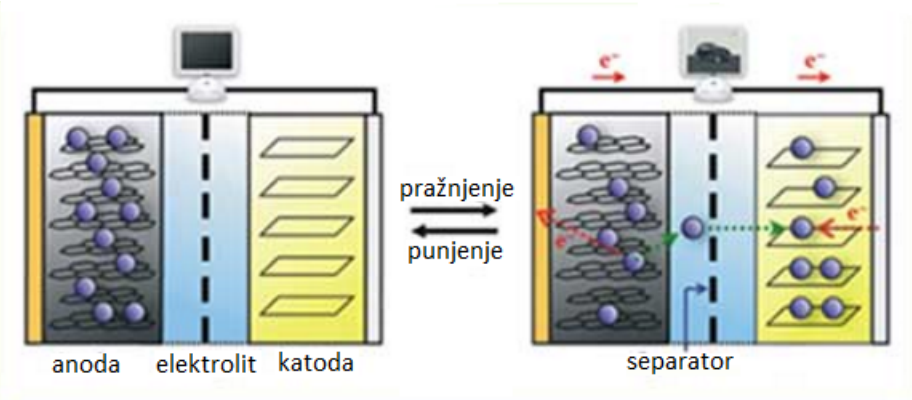
gdje je P_m maksimalna izlazna snaga u [W], E intenzitet zračenja Sunčeve svjetlosti u [W/m^2], te A_{sc} površina fotonaponske ćelije u [m^2]. Ovisno o materijalu od kojeg je izrađena fotonaponska ćelija, pokriven je samo dio spektra. Treba uzeti u obzir i slučaj difuznog zračenja koje dominira za vrijeme oblačnog vremena [4]. Strujni krug čiji je izvor fotonaponska ćelija prikazan je na slici 2.2.



Slika 2.2: Princip rada strujnog kruga čiji je izvor fotonaponska ćelija [8]

2.2. Baterije

Za pohranjivanje viška energije u bespilotnim letjelicama na solarni pogon koriste se litij ion, litij ion polimer i litij sumpor baterije, te gorivi članci (engl. *Fuel cell*). Litij ionske baterije pripadaju grupi punjivih baterija. Ioni litija gibaju se s negativne elektrode prema pozitivnoj tijekom punjenja, a obrnuto za vrijeme pražnjenja. Elektrolit, koji omogućuje gibanje iona i dvije elektrode sastavni je element ćelije litij ionske baterije. Princip rada litij ionskih baterija prikazan je na slici 2.3.



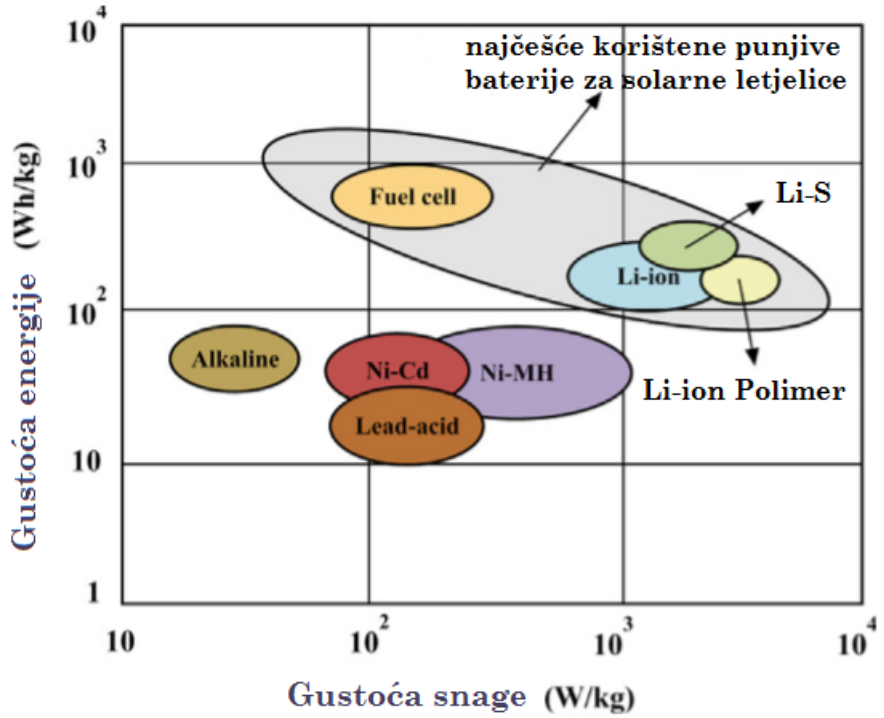
Slika 2.3: Punjenje i pražnjenje litij ionskih baterija [9]

Prednosti ove vrste baterija u odnosu na svoje prethodnike su velika gustoća energije i veći nominalni napon. Gustoća energije je glavni kriterij pri odabiru baterija za sustave u kojima masa igra ključnu ulogu. Definirana je kao količina energije pohranjena u određenom sustavu po jedinici mase [10]. Zahtjevi za održavanje su minimalni, odnosno ne postoji potreba za periodičkim pražnjenjem te ne postoji memorijski efekt. Memorijski efekt je pojava kod punjivih baterija, u kojoj ako se baterija puni prije nego li se potpuno isprazni, pamti manji kapacitet pri kojoj se punila. Unatoč mnogim prednostima, ova vrsta baterija ima i nekoliko nedostataka. Zahtijeva zaštitni strujni krug za održavanje napona i struje unutar sigurnih granica. Podložne su starenju, čak i ako nisu u upotrebi [11].

Litij ion polimerna baterija vrsta je litij ionske baterije. Aktivni materijal je također litij, ali kao elektrolit koristi se suhi polimer. Suhi polimer nudi pojednostavljenja u odnosu na proizvodnju, robusnost i sigurnost. Debljina ćelije od približno 1 mm daje mnogo mogućnosti u pogledu forme, oblika i veličine baterija. Nažalost, gustoća energije i životni vijek su još uvijek manji u odnosu na litij ionske baterije, te su osjetljivije na promjenu temperature [10].
Sigurnosni problemi kod svih vrsta litij ionskih baterija su pregrijavanje, kratki spoj, moguća pojava delaminacije uslijed prekomjernog punjenja, moguće zapaljenje, te uništenje uslijed vanjskog mehaničkog djelovanja [11].

Litij sumporne (Li-S) baterije imaju veliku gustoću energije, ali svojstva bitno ovise

o temperaturi. Bitno je da se za vrijeme punjenja Li-S baterije održavaju na konstantnoj temperaturi. Za to je potreban napredni elektronički sustav kontrole koji održava temperaturu baterije tijekom leta. Izbor baterija je najkritičniji problem jer predstavlja velik dio ukupne mase, stoga baterije male gustoće energije poput alkalnih, olovnih, NiCd te Ni-MH ne dolaze u obzir. Slika 2.4 prikazuje gustoće energije i gustoće snage najčešće korištenih tehnnologije spremnika energije za solarne letjelice.



Slika 2.4: Gustoća energije i snage spremnika energije [10]

2.3. Autopilot i globalni pozicijski sustav

Autopilot je sustav koji se koristi za upravljanje trajektorijom letjelice ili drugog vozila bez konstantnog ručnog upravljanja od strane čovjeka. Autopilot je sposoban obavljati vremenski intenzivne zadatke, pomažući tako pilotu da se fokusira na ostale bitne stavke leta i zrakoplova. Kod bespilotnih, odnosno letjelica kojima se upravlja radio signalima, autopilot je obično set dodatnog *hardware*-a i *software*-a unaprijed programiran

za određeni let [12]. Za letjelicu razmatranu u ovom radu odabran je autopilot tvrtke MicroPilot, model MP2028, prikazan na slici 2.5. Masa MP2028 je 28 g, a dimenzije su mu 100 x 40 x 15 mm. Jakost struje i napon iznose 140 mA i 6.5 V. Ovaj model autopilota pogodan je i za multirotore i letjelice s fiksnim krilom. MP2028 ima odličan omjer cijene i performansi pa je zbog tog odabran za ovu letjelicu. Za razliku od autopilota korištenog u [2], ovaj model ima nešto napredniji programski sustav. Dakako, ukoliko cijena ne predstavlja bitan faktor, postoje modeli iste mase i dimenzija, ali još boljih softverskih performansi [13].



Slika 2.5: Autopilot MP2028 [13]

Globalni pozicijski sustav (GPS)

Iako model autopilota koji je odabran za ovu letjelicu već sadrži integrirani GPS prijemnik, bitno je spomenuti važnost ovog sustava. GPS (engl. *Global Position System*) je globalni satelitski sustav koji omogućuje pouzdano pozicioniranje i navigaciju. GPS je primjenjiv svugdje gdje je moguće primiti signal, dakle potreban mu je neometan kontakt s barem 4 satelita. GPS se sastoji od 3 segmenta: svemirskog, kontrolnog i korisničkog segmenta.

Svemirski segment sastoji se od 24 satelita, od kojih je 21 aktivan, a 3 su u rezervi. Sateliti se nalaze u tzv. visokoj orbiti, na 20 000 km iznad Zemljine površine, što omogućuje satelitima pokrivanje većeg područja.

Kontrolni segment upravlja GPS satelitima prateći ih i dajući im ispravljene orbitalne i vremenske informacije [14]. Korisnički sustav sastoji se od milijuna vojnih, znanstvenih i civilnih uređaja. Jedan od korisničkih uređaja je i elektronička komponenta koja će se

koristiti na ovoj letjelici.

2.4. Inercijska mjerna jedinica

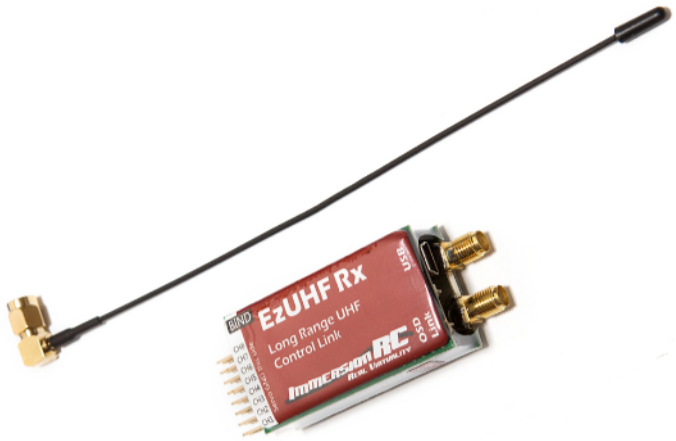
Inercijska mjerna jedinica (engl. IMU - *Inertial Measurement Unit*) je elektronički uređaj koji koristeći giroskope i akcelerometre određuje orijentaciju, poziciju i brzinu. Koristi se za upravljanje zrakoplovom, uključujući bespilotne letjelice, satelite i slično. IMU se sastoji od dva odvojena senzora. Prvi senzor je skup od tri akcelerometra, po jedan duž svake osi kako bi se mjerilo translatorno gibanje zrakoplova. Drugi senzor je skup giroskopa, odnosno kutnih akcelerometra. Barem jedan senzor ugrađuje se za svaku od tri osi, kako bi se mjerilo rotiranje letjelice u prostoru (propinjanje, skretanje i valjanje) [15]. Na slici 2.6 je prikazana odabrana inercijska mjerna jedinica za ovu letjelicu, 3DM-GX3-25 Microstrain, mase 18 g i dimenzija 44 x 24 x 11 mm.



Slika 2.6: Odabrana inercijska mjerna jedinica 3DM-GX3-25 Microstrain [16]

2.5. RC prijemnik

RC sustav (engl. *Radio Control System*) služi za daljinsko upravljanje vozilima. Sustav se obično sastoji od odašiljača, prijemnika i serva. Odašiljač komunicira s prijemnikom koji je smješten unutar zrakoplova i direktno spojen na svaki servo upravljač i električni upravljač brzine pomoću žica. Antena koja se proteže od prijemnika izvan zrakoplova hvata signal od odašiljača. Antena se nikad ne smije odrezati ili zapetljati s ciljem smanjenja njezine duljine jer se time drastično smanjuje mogućnost primanja radio signala s odašiljača što može dovesti do gubitka kontrole i pada zrakoplova [17].
Za ovaj zrakoplov odabran je prijemnik Immersion RC EzUHF 8-channel Receiver. Ima masu od 10 g, dimenzija 70 x 30 x 10 mm, te potrošnje energije od 4.8-6 V i 35 mA [18].



Slika 2.7: Immersion RC EzUHF 8-channel Receiver [19]

2.6. Mjerači brzine i visine leta

Brzinomjer je instrument koji mjeri brzinu zrakoplova. Sklop za mjerenje brzine sastoji se od Pitot cijevi, kabela i senzora. Kod Pitot-statičkog sustava se na temelju razlike ukupnog i statičkog tlaka dobiva podatak o brzini zrakoplova. Brzinomjer mjeri induciranu brzinu (engl. IAS - *Indicated Airspeed*). U slučaju da Pitotova cijev nije usmjerena direktno u struju zraka, ovisno o položaju i konfiguraciji zrakoplova, inducirana brzina nije točna brzina kretanja zrakoplova. Kalibrirana brzina (engl. CAS - *Calibrated Airspeed*) je ispravljena brzina. Dodatnim ispravkom kalibrirane brzine dobije se stvarna brzina (engl. TAS - *True Airspeed*).
Slika 2.8 prikazuje opremu potrebnu za mjerenje brzine malih bespilotnih letjelica.



Slika 2.8: Oprema za mjerenje brzine malih bespilotnih letjelica [20]

Visinomjer je instrument za određivanje visine. Kod zrakoplova razlikujemo apsolutnu visinu (nadmorsku visinu) i relativnu visinu, odnosno visinu zrakoplova iznad terena preko kojeg leti. Mjerenje apsolutne visine zasniva se na mjerenju statičkog tlaka okolnog zraka koji se mijenja u ovisnosti o visini. Za ovu letjelicu odabran je senzor visine Altimeter module MS5607. Uređaj je isti kao u [2]. Procijenjeno je da će zadovoljavati i zahtjeve letjelice projektirane u ovom radu.

3 Konceptualni projekt solarne letjelice

Proces projektiranja letjelice sastoji se od tri glavne faze:

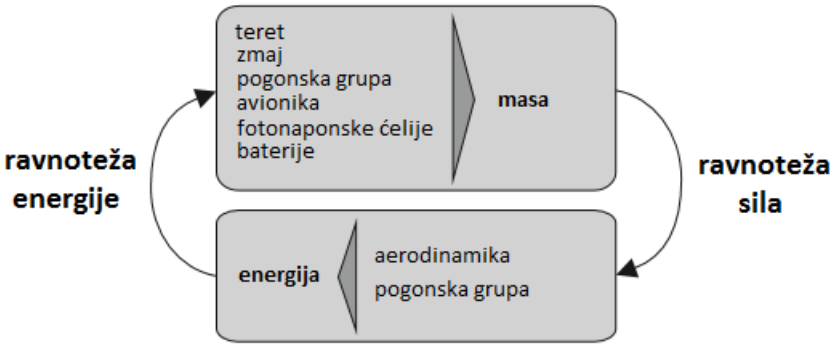
- konceptualno projektiranje,
- preliminarno projektiranje,
- detaljno projektiranje.

U fazi konceptualnog projektiranja, čime se bavi ovaj rad, odgovara se na pitanja izvedbe, veličine i mase letjelice. Konstrukcijski zahtjevi korišteni su za usmjeravanje i vrednovanje razvoja cjelokupne konfiguracije zrakoplova. Razina detalja nije duboka, no razumijevanje interakcije između dijelova je ključno.
Nadalje, obzirom na vrstu misije i nosivost, razlikujemo dva različita pristupa konceptualnog konstruiranja [4]:

1. **Diskretni** i **iterativni pristup** sastoji se od odabira prvog seta komponenata (motora, fotonaponskih ćelija, baterija, itd.) temeljeno na sličnim letjelicama. Nakon dobivanja ukupne mase, izabire se potrebna dimenzija krila i pogonska grupa. Odabirom motora, reduktora i propelera, moguće je izračunati snagu potrebnu za horizontalni let. Ta se vrijednost nadalje uspoređuje s dostupnom raspoloživom snagom. Iterativnim procesom se u svakom koraku poboljšava konstrukcija s ciljem konvergencije ka rješenju i konačno završava sa zadovoljavajućim rezultatom.

2. **Analitički** i **kontinuirani pristup** koji se temelji na uspostavljanju analitičkih odnosa između dijelova pomoću modela kojima je svaki od njih opisan. Glavna prednost ove metode je što odmah daje jedinstvenu i optimiziranu konstrukciju,

ali zahtijeva jako dobar matematički model [4]. U ovom radu korišen je iterativni pristup koji je za projektiranje bespilotnih solarnih letjelica razvijen u [4]. Slika 3.1 daje grafički prikaz iterativnog pristupa.



Slika 3.1: Ravnoteža sila i energije [4]

3.1. Proračun - prva iteracija

Za prethodno opisanu metodologiju [4], napisan je programski kod koristeći MATLAB. Kod dopušta promjenu ulaznih paremetara poput raspona krila, svih komponenti potrebnih za let kao i korisni teret koji mora biti unutar zahtjeva zadanim zadatkom. Potrebno je unijeti i geografsko područje primjene, no nije moguća promjena aeroprofila za kojeg je provedena aerodinamička analiza. Prvom iteracijom proračuna, koja je temeljena na rezultatima letjelice projektirane u [2], provodi se validacija koda. Nadalje je provjereno i može li ta letjelica zadovoljiti nove zahtjeve. Proračun započinje procjenom mase svih dijelova letjelice. Mase pojedinačnih dijelova dijele se na fiksne i promjenjive. Fiksni djelovi ne utječu na promjenu mase ostalih dijelova letjelice (masa tereta, masa avionike). Promjenom promjenjivih dijelova, direktno se utječe na mase ostalih dijelova (masa konstrukcije letjelice). Parametri za prvu iteraciju, prikazani u tablici 3.1., preuzeti su iz [2].

Izraz 3.1 korišten je za procjenu mase konstrukcije u ovisnosti o rasponu b i aspektnom odnosu krila $\mathcal{R}$, a dobiven je prema [4]. Izraz je dobiven interpolacijom težina konstrukcija 19 od 415 postojećih jedrilica. Najtočniju procjenu težine konstrukcije zrakoplova daju jednadžbe 3.1 i 3.2 izražene u [N]. Izrazi prikazuju različite načine procjene mase

koji daju jednake rezultate. Izrazom 3.1, težina letjelice prikazana je ovisnošću raspona krila i aspektnog omjera

$$W_{af} = 0.44 \cdot b^{3.10} \cdot \text{Æ}^{-0.25}, \tag{3.1}$$

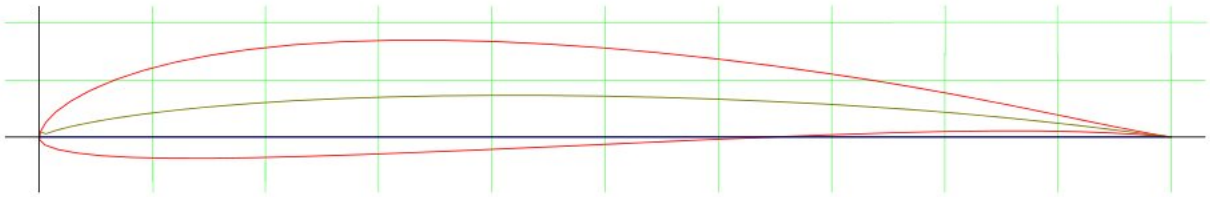
dok je u izrazu 3.2, težina letjelice funkcija površine krila S_{ref} i aspektnog odnosa krila,

$$W_{af} = 0.44 \cdot S_{ref}^{1.55} \cdot \text{Æ}^{1.30}. \tag{3.2}$$

Odabrani aeroprofil, prikazan na slici 3.2, korišten je u [2], a SD7032 preuzet je s letjelice *SunSailor* [21]. U [2] je pokazano da zbog veće duljine tetive, ovaj aeroprofil bolje odgovara traženim zahtjevima.

Tablica 3.1: Odabrani aeroprofil i pretpostavka raspona krila

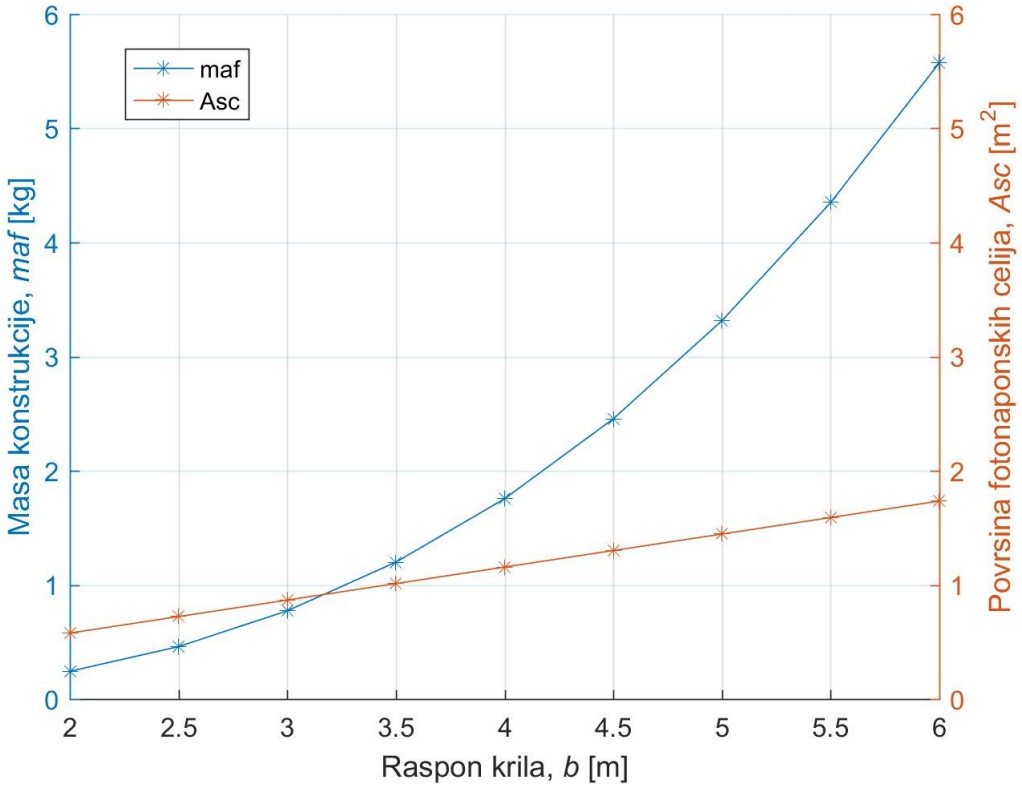
Aeroprofil	SD7032
Tetiva krila	$c = 0.32$ m
Raspon krila	$b = 4.2$ m
Površina krila	$S_{ref} = 1.35$ m
Aspektni odnos krila	$\text{Æ} = \frac{b^2}{S_{ref}} = 13.07$



Slika 3.2: Aeroprofil SD7032 [22]

Dijagram na slici 3.3 prikazuje ovisnost mase konstrukcije, prema izrazu 3.1, i površine fotonaponskih ćelija o rasponu krila prema ulaznim podacima iz [2], te uz pretpostavku da ćelije pokrivaju 90% gornjake krila. Vidljivo je da povećanjem raspona krila, površina fotonaponskih ćelija raste znatno manje u usporedbi s masom konstrukcije. Prema izrazu 3.1 za ulazne podatke prve iteracije definirane tablici 3.1., masa konstrukcije iznosi

$$m_{af} = 2.018 \text{ kg}.$$



Slika 3.3: Dijagram ovisnosti mase konstrukcije i površine fotonaponskih ćelija o rasponu krila

Fotonaponske ćelije *Azur Space S32*, korištene za prvu iteraciju, preuzete su iz [2]. Njihova masa po kvadratnom metru iznosi 320 g/m^2 [23]. Površina fotonaponskih ćelija prema izrazu 3.3 iznosi

$$A_{sc} = 0.9 \cdot S_{ref}, \tag{3.3}$$

$$A_{sc} = 1.215 \text{ m}^2,$$

a njihova masa iznosi

$$m_{sc} = 0.389 \text{ kg}.$$

Pogonska grupa, koja se prema [2] pokazala najboljim odabirom, su proizvodi tvrtke Maxon [24]. U tablici 3.2 dane su osnovne karakteristike odabrane pogonske grupe. Masa pogonske grupe iznosi

$$m_p = 201 \text{ g}.$$

Odabrane baterije, koje će na sebe preuzeti ulogu napajanja svih dijelova letjelice potrebnih za let noću, su Panasonic NCR18650B baterije. Masa jedne baterije iznosi 46 g. Bolji pokazatelj prednosti ovih baterija je gustoća energije koja iznosi 265 Wh/kg. Prema [2], pokazalo se da je potreban broj baterija 65 komada pa je ukupna masa baterija

$$m_{batt} = 2.99 \text{ kg}.$$

U prvoj iteraciji prema [2], kao teret je odabrana nadzorna kamera CM100, mase

$$m_{pld} = 800 \text{ g}.$$

Nakon odabira uređaja koji su potrebni za samostalan let zrakoplova, izračunata je njihova masa koja iznosi 240 g. Zbog nepoznate mase kablova i pretvarača, iznos je uvećan, prema [2], pa ukupna masa avionike iznosi

$$m_{av} = 300 \text{ g}.$$

Ukupna masa letjelice zbroj je svih dijelova i prikazana je izrazom 3.4

$$m = \sum m_i = 6.697 \text{ kg}. \tag{3.4}$$

U tablici 3.2 su dani osnovni podaci o odabranim komponentama pogonske grupe za inicijalnu iteraciju. Sve komponente su preuzete iz [2].
Sljedeća faza je analiza krila koja počinje odabirom minimalne i maksimalne brzine leta. Minimalnoj brzini odgovara brzina polijetanja V_{TO}, a maksimalnoj brzina krstarenja V_{CRS}. Brzine su odabrane pregledom sličnih letjelica, a prema [2] njihovi su iznosi $V_{TO} = 6$ m/s i $V_{CRS} = 10$ m/s. Da bi se mogli očitati tablični podaci aerorofila potrebni za izračunavanje koeficijenta uzgona, koeficijenta otpora i napadnog kuta, potrebno je odrediti Re brojeve za brzinu polijetanja te brzinu krstarenja. U uvjetima standardne atmosfere, Reynoldsovi brojevi za brzinu polijetanja i brzinu krstarenja iznose

$$Re_{min} = \frac{V_{TO} \cdot c}{\nu} = 184970, \tag{3.5}$$

$$Re_{max} = \frac{V_{CRS} \cdot c}{\nu} = 214270. \tag{3.6}$$

U gornjim izrazima, ν je kinematička viskoznost u [m^2/s] definirana uvjetima standardne atmosfere.

Tablica 3.2: Osnovni podaci o odabranim komponentama pogonske grupe [25]-[26]

MOTOR	EC19 ϕ19, brushless, 60W
Snaga	60 W
Brzina vrtnje	67 000 o/min
Učinkovitost	89%
Masa	98 g
Cijena	1670 HRK
REDUKTOR	Planetary Gearhead GP19B
Redukcijski odnos	29:1
Učinkovitost	81%
Ležaj	kuglasti
Masa	31 g
Cijena	906 HRK
UPRAVLJAČKA PLOČICA	ESCON Module 50/4
Dimenzije	43.2 x 31.8 x 12.7 mm
Učinkovitost	97%
Masa	11 g
Cijena	920 HRK
PROPELER	Dualsky 20 Wooden Propeller
Promjer	50.8 cm
Masa	61 g
Učinkovitost	85%
Cijena	380 HRK

Kako bi se utvrdila stvarna potrebna brzina polijetanja, potrebno je izračunati brzinu sloma uzgona V_{stall}. Provedenom analizom prema [2], utvrđeni su maksimalni koeficijent uzgona i odgovarajući napadni kut, a iznose $C_{Lmax} = 1.4$ i $\alpha_{max} = 12°$. Brzina sloma uzgona, prema izrazu 3.7, iznosi

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S_{ref} \cdot C_{Lmax}}}, \tag{3.7}$$

$$V_{stall} = 7.53 \text{ m/s}.$$

Vidljivo je da je pretpostavljena brzina polijetanja preniska V_{TO}, te je potrebna korekcija. Prema [27], brzina polijetanja mora iznositi $1.10 \cdot V_{stall}$ pa korigirana brzina polijetanja iznosi $V_{TO} = 8.29$ m/s. Brzinu krstarenja, iako blizu sloma uzgona, tijekom mirnih vremenski uvjeta nije potrebno korigirati.
Da bi zrakoplov mogao obavljati horizontalni let, uzgon mora biti jednak težini zrakoplova [4], što je izračunato izrazom 3.8

$$L = W = m \cdot g, \tag{3.8}$$

$$L = 65.7 \text{ N}.$$

Poznavajući iznos uzgona, moguće je odrediti koeficijent uzgona prema izrazu 3.9

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{CRS}^2 \cdot S_{ref}}, \tag{3.9}$$

$$C_L = 0.7946.$$

Napadni kut koji odgovara iznosu C_L dobiven je interpolacijom podataka o profilu [22], a iznosi $\alpha = 3.2°$. Ukupni koeficijent otpora zrakoplova sastoji se od koeficijenta otpora profila C_{Dafl}, koeficijenta induciranog otpora C_{Dind}, te koeficijenta parazitskog otpora C_{Dpar}. Koeficijent induciranog otpora dobiven je interpolacijom podataka o profilu, iz [22], za isti napadni kut kao i za izračunati koefcijent uzgona i iznosi

$$C_{Dafl} = 0.0106.$$

Koeficijent induciranog otpora direktno ovisi o koeficijentu uzgona te je određen izrazom

$$C_{Dind} = \frac{C_L^2}{e \cdot \pi \cdot Æ}, \tag{3.10}$$

gdje je e Oswaldov koeficijent, pretpostavljen prema [2], i iznosi 0.85. Uvrštavanjem poznatih vrijednosti u jednadžbu 3.10 dolazi se do iznosa koeficijenta induciranog otpora

$$C_{Dind} = 0.0181.$$

Usporedbom sa sličnim letjelicama pretpostavljen je i koeficijent parazitskog otpora [4] iznosa

$$C_{Dpar} = 0.0065.$$

Ukupan koeficijent otpora zrakoplova zbroj je koeficijenta otpora profila, koeficijenta induciranog i koeficijenta parazitskog otpora

$$C_D = C_{Dafl} + C_{Dind} + C_{Dpar}, \tag{3.11}$$

$$C_D = 0.0352.$$

Glavni dio proračuna svodi se na izračunavanje potrebne energije kako bi se ostvario horizontalni let, izračunavanje maksimalne energije dobivene pretvorbom solarne energije, te njihovom usporedbom. Snaga potrebna za horizontalni let određuje se iz izraza 3.12 [4] u kojem T predstavlja potrebnu silu u [N]

$$P_{level} = T \cdot V_{CRS} = \frac{1}{2} C_D \cdot S_{ref} \cdot V_{CRS}^3, \tag{3.12}$$

$$P_{level} = 29.11 \text{ W}.$$

Ukupna snaga koja se troši za pogon i rad elektroničkih uređaja određuje se prema [4], iz izraza 3.13

$$P_{eltot} = \frac{1}{\eta_{ctrl} \cdot \eta_{mot} \cdot \eta_{grb} \cdot \eta_{plr}} \cdot P_{level} + \frac{1}{\eta_{bec}} \cdot (P_{av} + P_{pld}), \tag{3.13}$$

$$P_{eltot} = 61.67 \text{ W}.$$

U izrazu 3.13, η_{ctrl} je učinkovitost upravljačke pločice iznosa 0.97, η_{mot} učinkovitost motora iznosa 0.89, η_{grb} učinkovitost reduktora, iznosa 0.97, η_{plr} učinkovitost propelera, iznosa 0.85 i η_{bec} učinkovitost elektroničkih pretvarača, iznosa 0.65. P_{av} označuje potrošnju avionike u [W], dok je P_{pld} potrošnja tereta u [W]. Ukupna električna energija koja se troši na pogon i rad elektrinih uređaja, koja uključuje duljinu trajanja dana i noći, T_{day} i T_{night}, te faktore punjenja i pražnjenja baterija, η_{crg}, iznosa 0.95 i η_{dscrg}, iznosa 0.95, određuje se prema [4] iz izraza 3.14

$$E_{eltot_{potrosena}} = P_{eltot} \cdot (T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{crg} \cdot \eta_{dscrg}}), \tag{3.14}$$

$$E_{eltot_{potrosena}} = 1560 \text{ Wh}.$$

Vrijednosti za učinkovitosti pojedinih dijelova preuzete su iz [2] budući da su te komponente korištene u ovoj letjelici jednake. Kako bi se izračunala ukupna energija dobivena

od Sunca, potreban je podatak o iznosu maksimalne insolacije I_{max} za određeno geografsko područje, u ovom slučaju, za područje Republike Hrvatske. Prema [28], u tablici 3.3 dane su vrijednosti prosječnih iznosa insolacije u Zagrebu, na Hvaru, te na području cijele Republike Hrvatske. Zagreb je uzet kao primjer kopnenog područja s minimalnim iznosom insolacije, a Hvar kao primjer s najviše sunčanih dana, samim time i maksimalnim iznosom insolacije [2].

Tablica 3.3: Vrijednosti prosječnog Sunčevog zračenja i dobivena energija [28]

Područje	I_{max} [W/m^2]
Republika Hrvatska	1500
Zagreb	1300
Hvar	1800

Energija dobivena od Sunca izračunata je izrazom 3.15 za I_{max} koji odgovara geografskom području 'Hvar' [4]. Dobivena solarna energija iznosi

$$E_{eltot_{dobivena}} = \frac{I_{max} \cdot T_{day}}{\frac{\pi}{2}} \cdot A_{sc} \cdot \eta_{wthr} \cdot \eta_{sc} \cdot \eta_{cbr} \cdot \eta_{mppt}, \tag{3.15}$$

$$E_{eltot_{dobivena}} = 1725 \text{ Wh}.$$

Jednadžba 3.15 uzima u obzir faktor nepovoljnih vremenskih prilika, poput naoblake, η_{wthr} koji u ovom slučaju iznosi 0.7, te faktor učinkovitosti fotonaponskih ćelija η_{sc}, faktor zakrivljenosti solarnih ćelija η_{cbr} i učinkovitost MPPT-a, η_{mppt}.
Usporedbom iznosa dobivene i potrošene električne energije, vidljivo je da je zadovoljen potreban uvjet za ostvarivanje teoretskog beskonačnog leta [2].

$$E_{eltot_{potrosena}} \leq E_{eltot_{dobivena}}$$

Ovom su iteracijom za ulazne vrijednosti konačne konfiguracije iz [2] provjerene izlazne vrijednosti dobivene napisanim programom. Vrijednosti se malo razlikuju zbog toga što u ovom radu nije provedena analiza aeroprofila u XFLR-u, već su vrijednosti potrebne za izračun koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora dobivene interpolacijom tabličnih podataka za taj aeroprofil [22]. Masa tereta u ovoj iteraciji iznosi samo 800 g, što nije ni pola zadane nosivosti korisnog tereta iznosa 2 kg. S ciljem približavanja maksimalnoj

dopuštenoj masi tereta, u proračun je uvrštena dodatna kamera, čime se pokazalo da je ukupna potrošena električna energija znatno veća od ukupne dobivene električne energije, odnosno

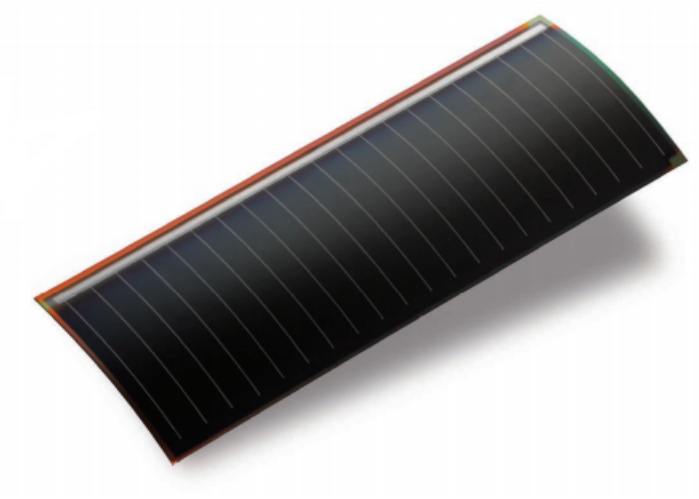
$$E_{eltot_{potrosena}} = 2188 \text{ Wh},$$

$$E_{eltot_{dobivena}} = 1725 \text{ Wh}.$$

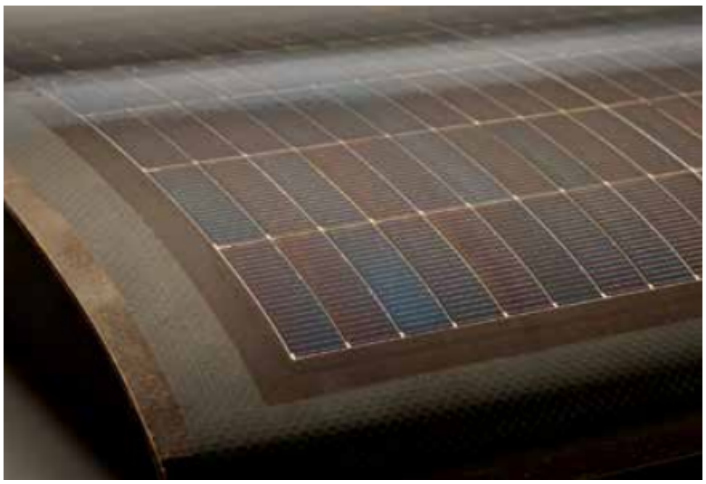
Moguće rješenje je povećanje raspona krila, čime bi se povećala i površina fotonaponskih ćelija. Međutim, s dijagrama na slici 3.3 vidljivo je da s povećanjem raspona krila drastično raste masa same konstrukcije zrakoplova, te energija dobivena od dodatnih fotonaponskih ćelija ne bi bila dovoljna za držanje dodatne mase u beskonačnom horizontalnom letu.

3.2. Proračun - druga iteracija

Pregledom literature objavljene u novije vrijeme te usporedbom učinkovitosti ćelija korištenih u [2] sa suvremenijim ćelijama ustanovljen je znatan napredak sa strane učinkovitosti. Kao najbolje rješenje za problem premale nosivosti, odnosno premalog iznosa dobivene električne energije, pokazao se izbor fotonaponskih ćelija boljih karakteristika. Kod Azur Space S32 fotonaponskih ćelija, učinkovitost iznosi samo 16.9%. Novoizabrane ćelije su proizvod tvrtke Alta Devices, a riječ je o galij arsenid (GaAs) fotonaponskim ćelijama. GaAs su izuzetno lagane, fleksibilne i tanke fotonaponske ćelije specifične mase od 170 g/m^2, visoke učinkovitosti od 28.8%, te izlazne snage od 260 W/m^2. Zbog svoje male debljine i izrazite fleksibilnosti, GaAs fotonaponske ćelije moguće je ukalupiti s ugljičnim ili staklenim vlaknima te ih tako integrirati u samu konstrukciju zrakoplova [29]. Slike 3.4 i 3.5 prikazuju GaAs fotonaponske ćelije.



Slika 3.4: GaAs fotonaponska ćelija [30]



Slika 3.5: GaAs fotonaponske ćelije integrirane u konstrukciju krila [30]

U drugoj iteraciji promijenila se ukupna masa letjelice. Parametri definirani u tablici 3.1. ostali su nepromijenjeni, čime se nije promijenila ni površina fotonaponskih ćelija. No upotrebom GaAs fotonaponskih ćelija, zbog njihove manje specifične mase, smanjila se ukupna masa fotonaponskih ćelija koja sada iznosi

$$m_{sc} = 206.53 \text{ g}.$$

Isključivo s ciljem približavanja maksimalnoj dopuštenoj masi tereta, u ovoj iteraciji

korištene su dvije kamere CM100 pa masa tereta sada iznosi

$$m_{pld} = 1600 \text{ g}.$$

Ostali iznosi mase nisu se mijenjali pa ukupna masa cijele letjelice, prema izrazu 3.4, iznosi

$$m = 7.315 \text{ kg}.$$

Koeficijent uzgona prema 3.9 i pripadajući napadni kut iznose

$$C_L = 0.8679 \text{ pri } \alpha = 3.95°.$$

Koeficijent parazitskog otpora nije se promijenio, dok su porasli koeficijent otpora aeroprofila te koeficijent induciranog otpora, koji sada iznose:

$$C_{Dafl} = 0.0113,$$

$$C_{Dind} = 0.0216.$$

Ukupan koeficijent otpora, prema izrazu 3.11 [4], sada iznosi:

$$C_D = 0.0394$$

Snaga potrebna za horizontalni let u drugoj iteraciji te ukupna snaga koja se troši za pogon i rad elektorničkih uređaja dobivaju se iz izraza 3.12 i 3.13.

$$P_{level} = 32.56 \text{ W},$$

$$P_{eltot} = 84.98 \text{ W}.$$

Ukupna električna energija koja se troši na rad cjelokupnog sustava, definirana izrazom 3.14, te ukupna električna energija dobivena pretvaranjem solarne energije prema izrazu 3.15, u ovom slučaju iznose

$$E_{eltot_{potrosena}} = 2150 \text{ Wh},$$

$$E_{eltot_{dobivena}} = 2940 \text{ Wh}.$$

Na temelju usporedbe ukupne potrošene i ukupne dobivene električne energije, vidljivo je da je teoretski beskonačni let ostvariv, ali samo za slučaj leta u priobalnim krajevima gdje je prosječna vrijednost maksimalnog Sunčevog zračenja najveća. Let nad kopnenim

predjelima, koje u ovom slučaju predstavlja 'Zagreb', s ovom konfiguracijom moguć je samo u slučaju boljih vremenskih prilika, kada bi faktor vremena η_{wthr} bio veći od 0.7. No kako još nije provedena analiza repa, iznos ukupne dobivene električne energije nije maksimalan budući da je na repnim površinama dostupna mala površina za smještaj dodatnih fotonaponskih ćelija.

3.2.1. Dimenzioniranje trupa za drugu iteraciju

Budući da nema potrebe za smještajem putnika, konstrukcija trupa solarne bespilotne letjelice je jednostavna. Prema metodologiji iz [2] i [4], komponente koje trebaju biti smještene u trup solarne letjelice su avionika, motor, baterije i koristan teret. Dimenzioniranje trupa provedeno je pregledom sličnih letjelica. Odnos između raspona krila i duljine trupa F_L, izraz 3.16 preuzet iz [1], dobiven je kombinacijom odnosa istih veličina za *SunSailor* [21], te za *Sky-Sailor* [1], i glasi

$$F_L = b^{0.5289}, \tag{3.16}$$

$$F_L = 2.14 \text{ m}.$$

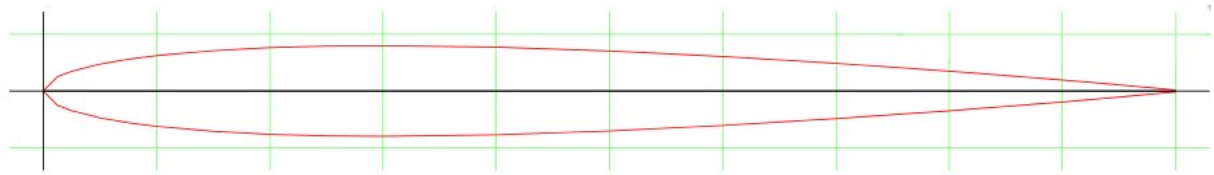
Trup će biti podijeljen u dva dijela. Dio s većim volumenom služit će za smještaj pogonske grupe, većine elektroničkih dijelova i baterija. Oblik tog dijela bit će promjenjivog kružnog poprečnog presjeka. Taj dio protezat će se od početka trupa do polovine njegove ukupne duljine, koja iznosi 1.07 m. Prema [31], promjer trupa ne bi smio biti veći od 0.4 m zbog otpora zraka pa je odabran promjer 0.3 m [2]. Drugi, manji dio trupa bi će cijev duljine 1.07 m i promjera 0.02 m [2], te će na na njega biti spojene repne površine.

3.2.2. Dimenzioniranje repa za drugu iteraciju

Putnički zrakoplovi moraju biti konstruirani na način da je omogućeno pomicanje centra mase zbog putnika, tereta i goriva. Nadalje, zrakoplov je potrebno trimati kako bi bio stabilan, dok kod malih bespilotnih letjelica gotovo i nema pomicanja centra mase [2]. Za ovu letjelicu odabran je V-rep. S manje površina u odnosu na konvencionalni ili T-rep, V-rep je lakši, ima manje kvašenih površina što pozitivno utječe na iznose induciranog i parazitskog otpora. Kontrolne površine letjelice s takvim repom nazivaju

se *ruddervators*. One zamjenjuju kormilo visine (engl. *elevator*) na horizontalnom stabilizatoru i kormilo pravca (engl. *rudder*) koje je na konvencionalnom repu smješteno na vertikalnom stabilizatoru. Uz to, vertikalni stabilizator na konvencionalnom repu stvara sjenu na jednom dijelu horizontalnog stabilizatora što posljedično dovodi do neiskorištenog potencijala solarnih ćelija [1]. Nedostatak V-repa je lošija upravljivost, te smanjena stabilnost koju je moguće ispraviti inercijskom mjernom jedinicom.

Za rep, aeroprofil mora biti simetričan jer on služi stabilizaciji zrakoplova, a ne stvaranju uzgona. Zbog toga je odabran NACA0008 aeroprofil (slika 3.6) [2].



Slika 3.6: Aeroprofil NACA0008 [22]

Pozicija repa računa se prema [31] za slučaj elisnog pogona smještenog na prednji dio konstrukcije. Definirana je kao udaljenost između četvrtine tetive repa i četvrtine tetive krila (L_{VT}) te iznosi 60% duljine trupa:

$$L_{VT} = L_{HT} = 0.6 \cdot F_L, \tag{3.17}$$

$$L_{VT} = 1.284 \text{ m}.$$

Za računanje površine vertikalne (S_{VT}) i horizontalne (S_{HT}) projekcije V-repa koriste se izrazi 3.18 i 3.19:

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} \cdot b \cdot S_{ref}}{L_{VT}} = 0.0885 \text{ m}^2, \tag{3.18}$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \cdot c \cdot S_{ref}}{L_{HT}} = 0.1692 \text{ m}^2. \tag{3.19}$$

Iz [32] su preuzeti koeficijenti uzgona vertikalne projekcije repa odnosno horizontalne projekcije repa, $c_{VT} = 0.02$ i $c_{HT} = 0.5$.
Poznavajući površine horizontalne i vertikalne projekcije repa, ukupna površina V-repa u teoriji se računa iz geometrijskih odnosa prema Pitagorinom poučku, dok tangens kuta

otklona, prema izrazu 3.20, predstavlja omjer pripadajućih vertikalnih i horizontalnih površina [31]. Kut otklona iznosi

$$\alpha_{TD} = arctg\sqrt{\frac{S_{VT}}{S_{HT}}}, \tag{3.20}$$

$$\alpha_{TD} = 35.86^{\circ}.$$

Površina jedne strane V-repa iznosi

$$S_T = \frac{\frac{S_{HT}}{2}}{cos(\alpha_{TD})}, \tag{3.21}$$

$$S_T = 0.1044 \text{ m}^2.$$

Tetiva profila repa c_T trebala bi iznositi 60% tetive profila krila [31], što je definirano izrazom

$$c_T = 0.6 \cdot c = 0.193 \text{ m}. \tag{3.22}$$

Raspon repa dobiven je iz geometrijskih odnosa:

$$b_T = 2 \cdot \frac{S_T}{c_T} \cdot cos(\alpha_{TD}), \tag{3.23}$$

$$b_T = 0.878 \text{ m}.$$

3.2.3. Energetski proračun druge iteracije

Provedenom analizom repa, povećana je ukupna površina za smještaj fotonaponskih ćelija. Ukupna površina V-repa iznosi 0.2088 m^2. Ako se fotonaponske ćelije postave na 90% površine repa, kao što je učinjeno kod krila, dodatna površina za smještaj ćelija iznosi 1.4029 m^2 [2].
Ukupna površina fotonaponskih ćelija za cijelu konstrukciju bit će zbroj površina fotonaponskih ćelija postavljenih na krilu s onima postavljenim na repu.

$$A_{sc_{uk}} = A_{sc_{krilo}} + A_{sc_{rep}} \tag{3.24}$$

$$A_{sc_{uk}} = 1.403 \text{ m}^2$$

Veća površina fotonaponskih ćelija znači i veću ukupnu dobivenu električnu energiju, koja iznosi

$$E_{eltot_{dobivena}} = 3395 \text{ Wh}.$$

Ustanovljeno je da je konačna površina fotonaponskih ćelija dovoljna da letjelica ove konfiguracije, mase tereta 1600 g i snage koju on troši u iznosu od 24 W, može ostvariti let i za područje 'Zagreb'.
Varijacijom proračuna dobiveno je i ograničenje na proizvoljni korisni teret letjelice. Za odabrane parametre varirana je masa korisnog tereta te su dobivane različite vrijednosti ukupne dobivene i potrošene električne energije. Kao rezultat, određena je potrošnja proizvoljnog tereta. Za područje maksimalne prosječne insolacije, odnosno 'Hvar', letjelica je u stanju podići teret mase 2 kg, uz maksimalnu potrošnju električne energije od 50 W. Za geografsko područje 'Zagreb', ta ograničenja iznose 2 kg i približno 25 W. Budući da je proračun proveden koristeći faktor vremenskih neprilika u iznosu od 0.7, za boljih vremenskih prilika, letjelica bi mogla ostvariti let s maksimalnim opterećenjem i za područje 'Zagreb'.

3.3. Proračun - konačna konfiguracija

Prijašnjim iteracijama ustanovljeni su svi parametri i ograničenja ove solarne bespilotne letjelice, te je utvrđeno da će količina baterija iz prve iteracije biti dovoljna i za konačnu konfiguraciju. U konačnoj konfiguraciji odabrana je kamera tvrtke *UAV Vision*, CM160. Kamera je posebno konstruirana za uporabu na velikim i malim bespilotnim letjelicama. Daje mogućnost odabira EO (engl. *Electro Optical*) i IR (engl. *Infra Red*) senzora, ovisno o misiji. Visoka rezolucija te 30x optički zoom omogućuju njemu primjenu na velikim visinama. Dimenzije kamere su 160 mm x 237 mm, a masa $m_{pld} = 1450$ g [33].
Masa konstrukcije, masa baterija, avionike i pogonske grupe nije promjenjena. Kako su na rep smještene još i dodatne fotonaponske ćelije, njihova je masa prema izrazima 3.3 i 3.24

$$m_{sc} = 238.485 \text{ g}.$$

Ukupna masa konstrukcije prema izrazu 3.4, sada iznosi

$$m = 7.196 \text{ kg}.$$

Brzina krstarenja ostala je nepromijenjena, dok je brzinu polijetanja bilo potrebno korigirati kao u prvoj iteraciji prema [27], zbog brzine sloma uzgona pa ona sada iznosi 8.59 m/s. Uzgon, prema izrazu 3.8, koeficijent uzgona definiran u jednadžbi 3.9 te pripadajući napadni kut iznose

$$L = 70.6 \text{ N},$$

$$C_L = 0.85,$$

$$\alpha = 3.81^\circ.$$

Vrijednost ukupnog otpora je prema izrazu 3.11

$$C_D = 0.0385.$$

Snaga potrebna za horizontalni let definirana izrazom 3.12 te ukupna snaga koja se troši na rad elektronike, prema izrazu 3.13, iznosi

$$P_{level} = 31.8687 \text{ W},$$

$$P_{eltot} = 65.5418 \text{ W}.$$

Ukupna energija dobivena pretvorbom solarne energije u električnu povećala se i iznosi

$$E_{eltot_{dobivena}} = 3395 \text{ Wh}.$$

dok se za let troši ukupno

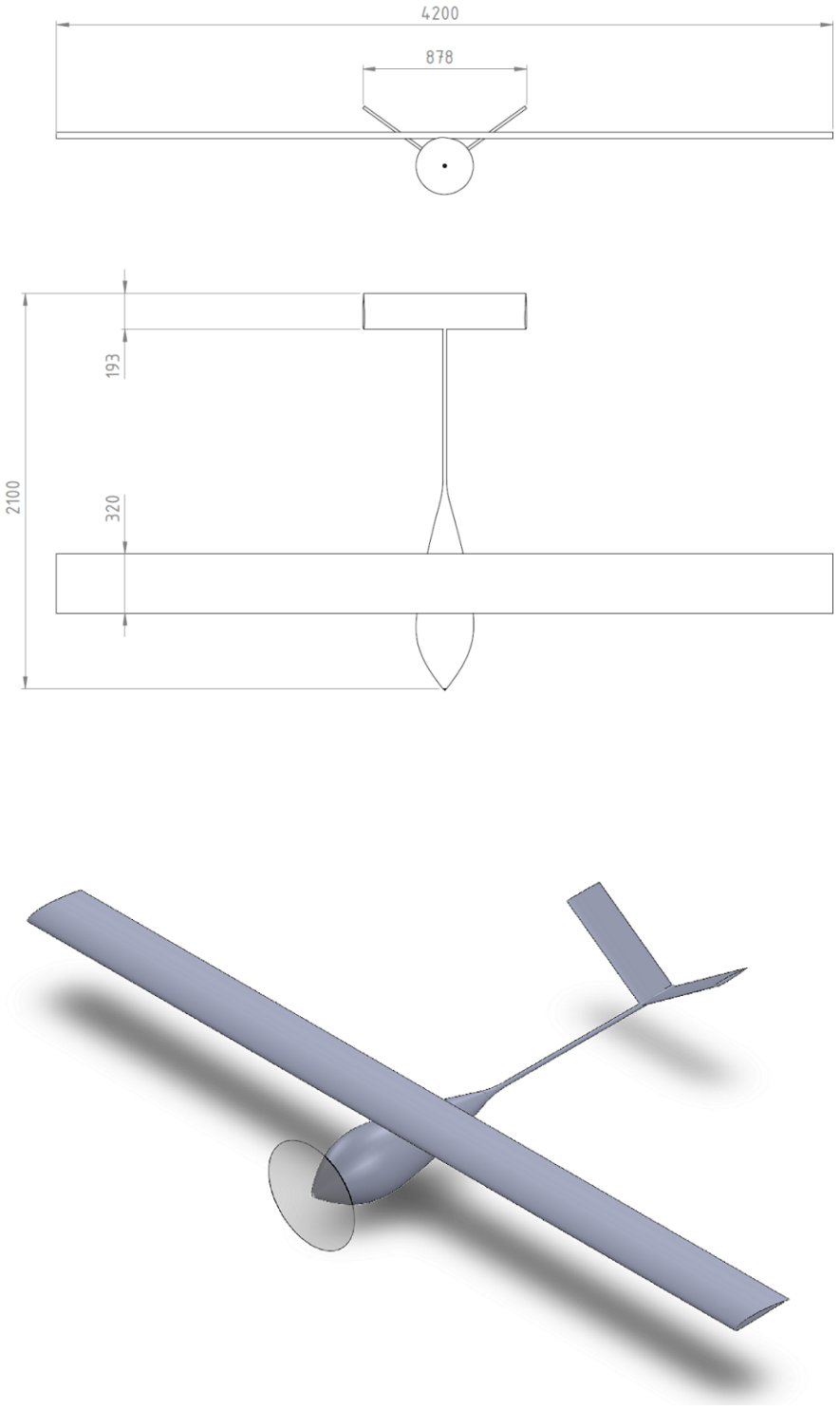
$$E_{eltot_{potrosena}} = 1658 \text{ Wh},$$

Podaci dobiveni konačnom konfiguracijom iskorišteni za daljnje optimiranje leta.
U tablici 3.4 je dan popis svih uređaja korištenih u konačnoj konfiguraciji.

Tablica 3.4: Popis svih uređaja konačne konfiguracije

Komponenta		Masa [g]
Autopilot	MP1028	28
IMU	3DM-GX3-25 Microstrain	18
Upravljačka pločica	MWC Multi Flight Controller	18
Servo Pločica	Pololu Micro Serial Servo Controller	7
RC prijemnik	ImmersionRC EzUHF 8-channel Receiver	10
Radio modem	RFD 900+ modem	15
MPPT	preuzeto s letjelice Sky-Sailor [2]	44
Senzor visine	Altimeter module MS5607	6
Senzor brzine	MPXV7002	4
Kablovi i pretvarači		150
Avionika		300
Motor	Maxon EC 19φ19, brushless, 60 W	98
Reduktor	preuzeto s letjelice Sky-Sailor	31
Upravljačka pločica	Maxon ESCON Module 50/4	11
Propeler	Dualsky 20 Wooden Propeller	61
Pogonski sustav		201
Trup		2017
Fotonaponske ćelije na krilu	Alta Devices GaAs	206
Fotonaponske ćelije na repu	Alta Devices GaAs	31
Fotonaponske ćelije		238
Baterije		2990
Kamera	CM 160	1450
Teret		1450
UKUPNO		7196

Slikom 3.7 je dan kvalitativni prikaz konačne konfiguracije letjelice s karakterističnim dimenzijama.



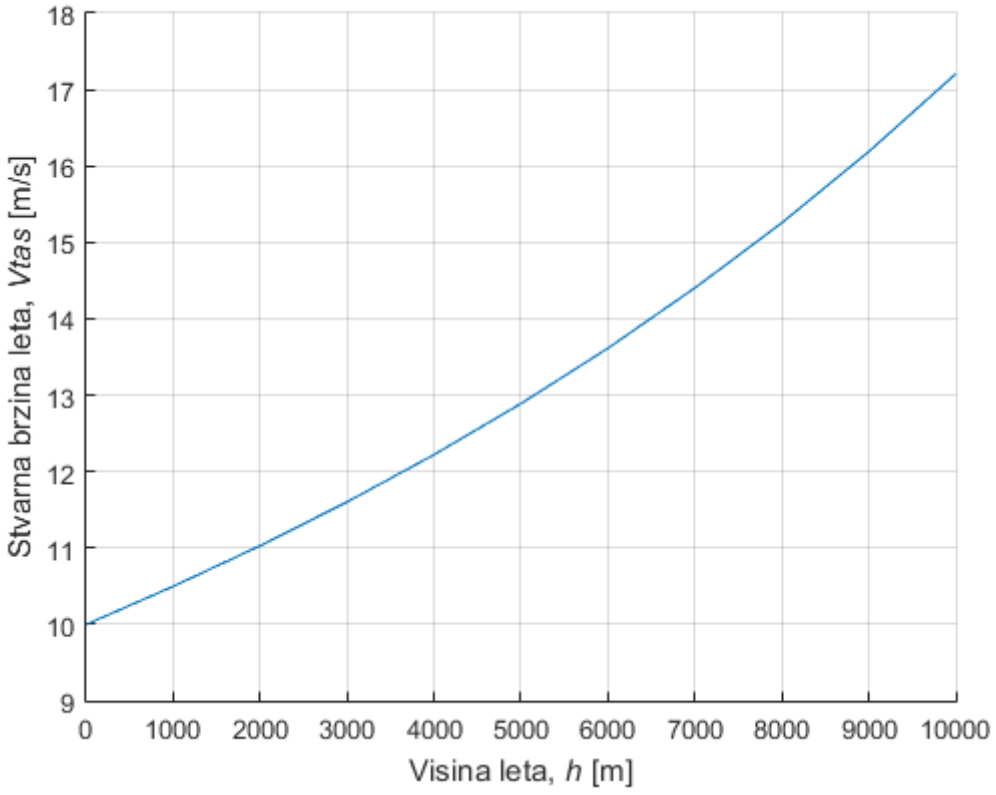
Slika 3.7: Konačna konfiguracija letjelice

3.3.1. Optimiranje visine leta

Kako bi se optimizirala visina leta s obzirom na zahtjeve opreme, moraju se definirati parametri koji se mijenjaju s promjenom visine. Za ostvarenje horizontalnog leta, potrebna je jednakost težine letjelice i sile uzgona. Budući da se s promjenom visine mijenja gravitacijska konstanta i gustoća zraka njihovi iznosi utječu na povećanje potrebne snage, ali i na ukupnu težinu letjelice. Dakle, s porastom visine potrebna je sve veća brzina leta kako bi se pri istom napadnom kutu ostvario dovoljan uzgon. Stvarna brzina leta V_{TAS} može se izračunati iz izraza 3.25 [2]

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_L \cdot \rho \cdot S_{ref}}}. \tag{3.25}$$

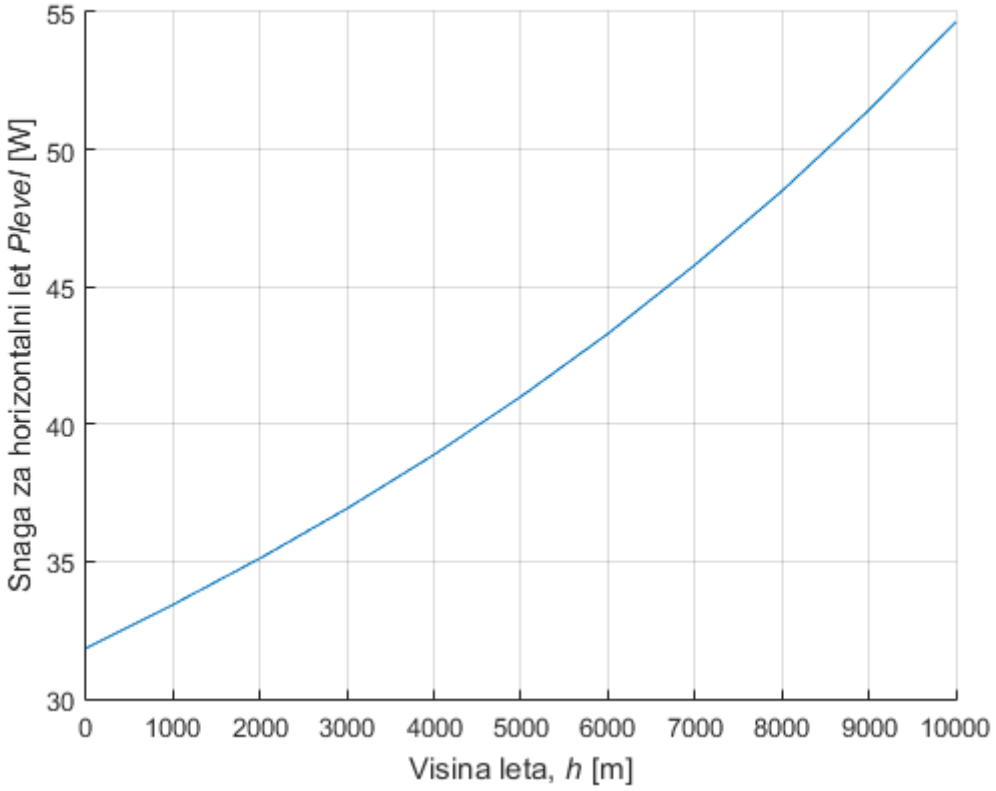
Dijagram na slici 3.8 prikazuje ovisnost stvarne brzine leta o promjeni visine.



Slika 3.8: Ovisnost stvarne brzine leta o visini leta

Veličine koje se ne mijenjaju s porastom visine su raspon krila, tetiva krila, površina

krila, koeficijent uzgona, koeficijent otpora i masa.
Dijagram 3.9 prikazuje da s porastom visine leta raste i snaga potrebna za ostvarivanje horizontalnog leta definirana izrazom 3.12.

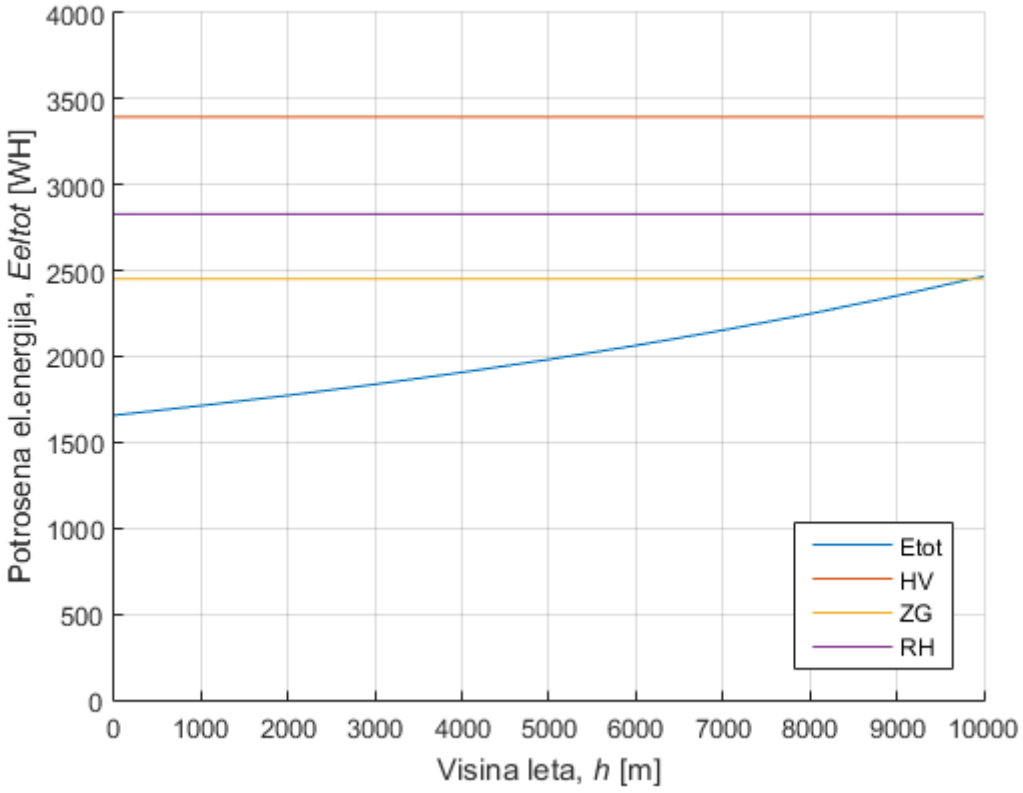


Slika 3.9: Ovisnost snage potrebne za horizontalni let o visini leta

S porastom visine, troši se i sve više električne enegije potrebne za rad svih uređaja. Maksimalna visina leta ograničena je s dvije vrijednosti. Jedno ograničenje predstavlja snaga odabanog motora, u ovom slučaju 60 W, dok drugo ograničenje predstavlja maksimalna energija dobivena od Sunca koja za manje visine ovisi o faktoru nepovoljnog vremena η_{wthr}.

Dijagram na slici 3.10 prikazuje ovisnost potrebne električne energije za rad svih uređaja. Na istom dijagramu prikazane su i vrijednosti dobivene energije od Sunca za određena geografska područja. Dakle, prikazana je dobivena energija za 'Hvar', 'Zagreb' i 'Repu-

blika Hrvatska' u odnosu na potrebnu energiju. Vidljivo je da bi na nešto nižoj visini od 10000 m energija potrebna za let premašila dobivenu energiju za geografsko područje s najnižim iznosom insolacije. No kako se većina oblaka nalazi na visini do 3000 m, a to je uzeto u obzir faktorom nepovoljnih vremenskih prilika η_{wthr},prema [2], na visini iznad 3000 m taj bi faktor iznosio 1 te bi ukupna dobivena energija bila nešto veća. No s obzirom da je korisni teret ove letjelice kamera koja bi se koristila za nadzor nekog određenog objekta ili područja, visina leta ove letjelice bila bi od 3000 do 9000 m pa ukoliko je vrijeme sunčano, kamera postavljena na zrakoplov omogućila bi kvalitetno snimanje.



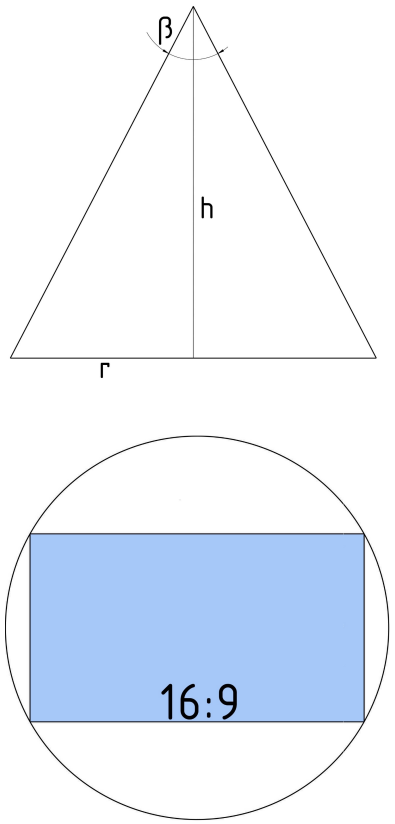
Slika 3.10: Ovisnost potrošene električne energije o visini leta

Visina leta utječe i na površinu pokrivanja ili vidno polje kamere. S porastom visine, raste i površina koju je moguće snimiti, prikazano dijagramom na slici 3.12. Polje pokrivanja odabrane kamere iznosi 55°. Iz geometrijskih odnosa, moguće je odrediti površinu

pokrivanja s određene visine. Vidno polje kamere računa se iz izraza

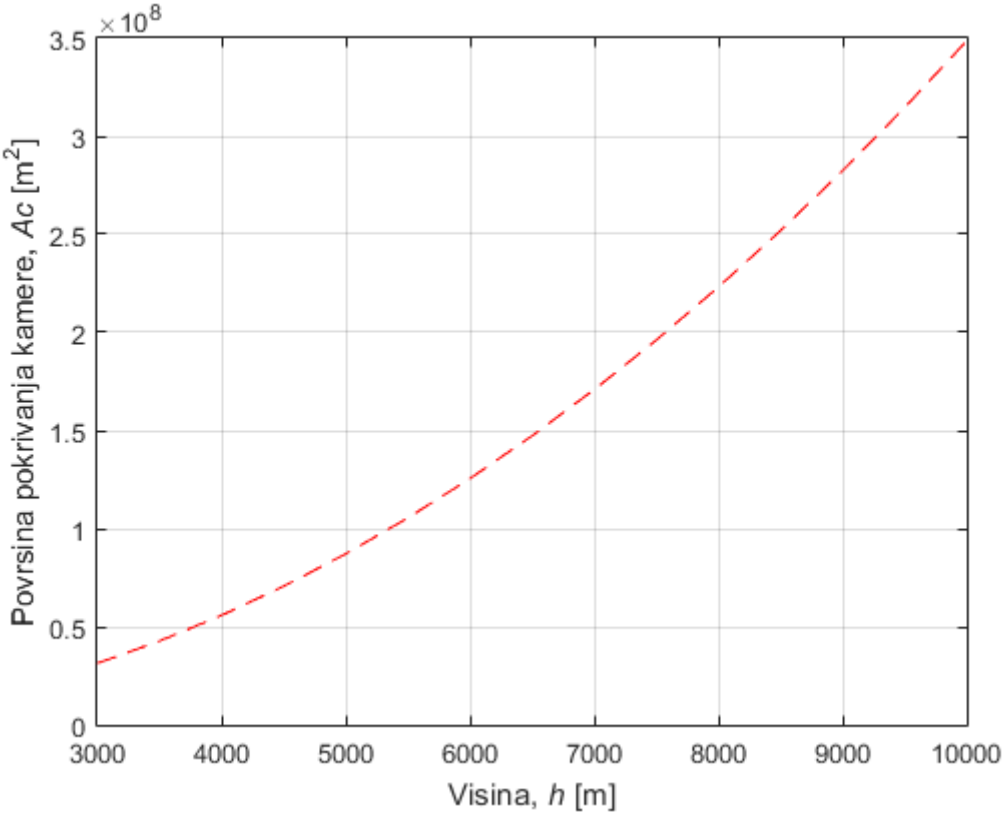
$$S_w = r^2 \cdot \pi = 4 \cdot \tan^2(\beta) \cdot \pi \tag{3.26}$$

u kojem je r radijus, a β kut vidnog polja kamere, (slika 3.11 gore)



Slika 3.11: Geometrijski prikaz polja pokrivanja kamere

Ukupna reproducirana površina samo je dio površine pokrivanja upravo zbog načina reprodukcije na ekranima. Kako se danas najviše koriste digitalni uređaji čija je karakeristika ekrana 16:9, prikazana površina je centralni dio ukupne površine pokrivanja kamere [34] (slika 3.11 dolje).



Slika 3.12: Ovisnost površine pokrivanja kamere o visini

Zaključak

U okviru ovog rada izrađen je programski kod pomoću kojeg je konceptualno razrađen projekt male solarne bespilotne letjelice za nadzor određenog područja, objekata ili ljudi. Rad se bazira na metodologiji koja je razvijena u [4], prema kojoj se do rješenja dolazi iterativnim postupkom. Provedena je procjena mase svih komponenti zrakoplova koja je temelj za aerodinamičku analizu letjelice. Zatim je izvršena analiza ukupno potrošene energije koja je na kraju uspoređena s analizom ukupne dobivene energije. Provođenjem prve iteracije, za koju su varijable preuzete iz [2], provedena je validacija koda te je ustanovljeno da ta konfiguracija nije u mogućnosti podići teret veće mase od 800 g. Glavni problem predstavljaju baterije, točnije njihova relativno mala gustoća energije, i fotonaponski paneli, odnosno njihova niska učinkovitost.

Pregledom tržišta i novijih tehnologija, u odnosu na [2] ustanovljeno je da nema napretka u tehnologiji skladištenja energije, no pojavila se nova tehnologija prevaranja solarne energije. GaAs solarne ćelije su svojim boljim karakteristikama dale značajan porast ukupne dobivene energije. Njihovom primjenom letjelica je u mogućnosti letjeti s najvećom dopuštenom masom tereta, zadanom zadatkom ovog rada. Kako ukupna energija ovisi o iznosu insolacije te o faktoru nepovoljnih vremenskih prilika, iznos dobivene energije se mijenja ovisno o geografskom području primjene.

Za konačnu konfiguraciju kao koristan teret odabrana je kamera mase 1450 g, te je konačno za nju provedena optimizacija visine leta. Visina leta odabire se ovisno o misiji, odnosno o potrebnom području pokrivanja kamere i razlučljivosti slike. Zaključno, letjelica s konačnom konfiguracijom, u mogućnosti je ostvariti kontinuirani let i za vrijeme lošijih vremenskih prilika poput naoblake.

Literatura

[1] Hartney Cristopher J. *Design of a Small Solar-powered Unmanned Vehicles*, 2011.

[2] D. Dorocić. *Konceptualni projekt solarne bespilotne letjelice beskonačnog trajanja leta*, 2015.

[3] `http://www.blueskyenergyinc.com/uploads/pdf/BSE_What_is_MPPT.pdf`.

[4] Noth A. *Design of Solar Powered Airplanes for Continous Flight*, 2008.

[5] `http://www.airforce-technology.com/projects/zephyr/`.

[6] Smith H. Abbe G. *Thechnological development trends in Solar-powered Aicraft Systems*, reneuvable and sustainable energy reviews 60, 770-783, 2016.

[7] `http://www.chemistryexplained.com/Ru-Sp/Solar-Cells.html`.

[8] Vraničar M. Debelec I. *Paneli sunčanih ćelija*, 2013.

[9] `http://physicscentral.com/explore/action/lithium.cfm`.

[10] Guo Z. Chen X. Gao X., Hou Z. *Reviews of methods to extract and store energy for solar-powered aircraft*, renewable and sustainable energy reviews 44, 96-108, 2015.

[11] `http://batteryuniversity.com/learn/archive/is_lithium_ion_the_ideal_battery`.

[12] faa. gov. Federal Aviation Administration. *Automated Flight Controls*, 2014.

[13] Micropilot mp2028 tehnical specification.

[14] Https://www.kartografija.hr/old_hkd/obrazovanje/prirucnici/gpspoc/gpspoc.htm.

[15] https://www.ssl.umd.edu/projects/RangerNBU/thesis/2-4-1-htm.

[16] https://www.microstrain.com/inertial/3dm-gx3-25.

[17] http://www.rc-airplane-world.com/radio-control-gear.html.

[18] http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__25204__ImmersionRC_EzUHF_8_channel_Diversity_Receiver.html.

[19] http://www.helidronerc.com/product-p/lrs-ims-ezuhf-rx.htm.

[20] http://store.jdrones.com/AirSpeed_sensor_MPXV7002_p/senair01kit.htm.

[21] http://web.mit.edu/~maxcohen/www/SunSailorArt19nov06.pdf.

[22] http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sd7032-il.

[23] Azur space s32 technical specification.

[24] http://www.maxonmotor.com/maxon/view/product/motor/ecmotor/ec/ec19/477254.

[25] Ec19 69 w motor technical specification.

[26] Dualsky 20 wooden propeller technical specification.

[27] Vrdoljak M. *Performanse zrakoplova*.

[28] http://oie.mingo.hr/UserDocsImages/Sunce%20prezentacija.pdf.

[29] http://www.altadevices.com/wp-content/uploads/2016/06/Solar-Power-for-UAVs.pdf.

[30] http://www.altadevices.com/wp-content/uploads/2015/05/single_cell.pdf.

[31] Raymer D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 1992.

[32] Roskam J. *Airplane Design*, 1985.

[33] http://uavvision.com/wp-content/uploads/2015/05/UAV_VISION_CM160.pdf.

[34] http://www.scantips.com/lights/fieldofview.html.