

Univerza v Ljubljani

Fakulteta za elektrotehniko

Dejan Hrovatin

**Povečanje avtonomije brezpilotnega
letalnika z nizko vzletno maso**

DOKTORSKA DISERTACIJA

Mentor: prof. dr. Andrej Žemva

Ljubljana, 2022

Zahvala

Na tem mestu bi se rad zahvalil vsem, ki so mi kakorkoli pomagali pri izdelavi tej naloge.

Posebna zahvala gre mentorju prof. dr. Andreju Žemvi, ki mi je vseskozi pomagal z nasveti in me pomagal obdržati na pravi poti, tudi ko to ni bilo najlažje.

Zahvala gre podjetju C-Astral d.o.o. iz Ajdovščine, ki mi je omogočilo vse potrebne vire za implementacijo in testiranje sistema za povečanje avtonomije na brezpilotnem letalniku.

Pozabiti ne gre na prijatelje, s katerimi smo si vedno radi pomagali z raznimi nasveti, spodbudami in skupnimi trenutki, da so vsaj za delček časa bile misli usmerjene tudi v bolj sproščujoče tematike. Hvala vam.

Daleč največja zahvala pa gre mojim bližnjim, ki so mi tekom celotnega študija nudili vso potrebno podporo. Tolerirali so moje delo za študij ob popoldnevih in večerih po službi ter med vikendi. Zelo veliko časa, ko nisem bil v službi, je bilo namreč namenjeno študiju. Še enkrat resnično hvala!

Vsebina

1 Uvod	13
2 Možnosti povečanja avtonomije brezpilotnega letalnika	17
2.1 Uporaba baterije z višjo energijsko gostoto	20
2.2 Uporaba motorja na notranje izgorevanje	26
2.3 Uporaba gorivnih celic	27
2.4 Uporaba sončnih modulov.....	29
3 Povečanje avtonomije brezpilotnega letalnika na osnovi sončne energije	31
3.1 Delovanje sončnih celic.....	31
3.2 Karakteristika sončne celice	35
3.3 Optimiziranje delovanja sončnih modulov.....	38
3.4 Pregled proizvajalcev sončnih modulov in MPPT regulatorjev primernih za uporabo na brezpilotnih letalnikih	44
4 Implementacija sistema za povečanje avtonomije na brezpilotni letalnik Bramor	47
4.1 Specifikacije uporabljenih sončnih modulov	47
4.2 Implementacija sončnih modulov na letalnik.....	50
4.3 Izdelava MPPT regulatorja.....	51
4.3.1 „Idealna“ dioda	53
4.3.2 Stikalni pretvornik z vgrajeno MPPT funkcionalnostjo	54
4.3.3 Delovanje MPPT regulatorja	56
4.3.4 Meritve napetosti in tokov	58
4.3.5 Konstruiranje vezja MPPT regulatorja	62
4.3.6 Izgube MPPT regulatorja.....	64

4.4 Testiranje MPPT regulatorja	71
5 Izračun proizvodnje električne energije na letalniku	83
5.1 Izračun kota med direktnim Sončevim žarkom in normalo na ravnino letalnika.....	84
5.1.1 Izračun položaja Sonca na nebu.....	84
5.1.2 Rotacija letalnika v prostoru	88
5.1.3 Pretvorba koordinatnih sistemov	89
5.1.4 Izračun kota med vektorjema v 3D prostoru.....	93
5.2 Priprava meritev jakosti sončnega sevanja in rotacij letalnika.....	94
5.2.1 Izračun jakosti direktnega sončnega sevanja na ravnini sončnih modulov	97
5.2.2 Izračun jakosti difuznega sončnega sevanja na ravnini sončnih modulov	97
5.3 Izračun proizvedene električne energije	98
5.3.1 Primerjava proizvedene in izračunane električne energije za izvedene testne polete	99
6 Razprava in nadaljnje delo	105
7 Izvirni prispevki k znanosti	107
Literatura	109

Seznam uporabljenih kratic

Kratica	Pomen	Slovenski prevod
AD	Analog-Digital	Analogno-digitalni
AFC	Alkaline Fuel Cell	Alkalne gorivne celice
AGL	Above Ground Level	Nad nivojem tal
AM	Air Mass	Faktor vpliva atmosfere na sončno sevanje
BLDC	Brushless Direct Current	Brezkrtačni enosmerni
CC/CV	Constant Current/Constant Voltage	Konstanten tok/konstantna napetost
CV	Constant Voltage	Konstantna napetost
DHI	Diffuse Horizontal Irradiance	Difuzno sevanje na horizontalno površino
EDLC	Electrical Double-Layer Capacitor	Superkondenzator
EoT	Equation of Time	Časovna enačba
GCS	Ground Control Station	Zemeljska upravljalna postaja
GHI	Global Horizontal Irradiance	Globalno sevanje na horizontalno površino
GMPP	Global Maximum Power Point	Globalna točka maksimalne moči
GMT	Greenwich Mean Time	Greenwiški srednji čas
GNSS	Global Navigation Satellite System	Globalni satelitski navigacijski sistem
HRA	Hour Angle	Urni kot

I ² C	Inter-Integrated Circuit	Vodilo I ² C
IC	Incremental Conductance	Inkrementalna prevodnost
IMU	Inertial Measurement Unit	Inercialna merilna enota
INT	Interrupt	Prekinitev
LIC	Lithium-Ion Capacitor	Litij-ion kondenzator
LMPP	Local Maximum Power Point	Lokalna točka maksimalne moči
LST	Local Solar Time	Lokalni sončni čas
LSTM	Local Standard Time Meridian	Lokalni časovni poldnevnik
LT	Local Time	Lokalni čas
MOS	Metal-Oxide-Semiconductor	Kovina-oksid-polprevodnik
MPP	Maximum Power Point	Točka maksimalne moči
MPPT	Maximum Power Point Tracking	Sledenje točki maksimalne moči
NED	North-East-Down	Sever-vzhod-navzdol
NOCT	Nominal Operating Cell Temperature	Normalni pogoji delovanja
P&O	Perturb&Observe	Spremeni&analiziraj
PEMFC	Proton Exchange Membrane Fuel Cell	Gorivne celice s protonsko prevodnimi membranami
PPS	Pulse Per Second	Pulzi na sekundo
PWM	Pulse-Width Modulation	Pulzno-širinska modulacija
STC	Standard Test Conditions	Standardni testni pogoji delovanja
TC	Time Correction	Korekcija časa
TVS	Transient Voltage Suppressor	Prenapetostna zaščitna dioda

Tabela 0.1: Seznam uporabljenih kratic

Povzetek

Uporaba brezpilotnih letalnikov postaja del našega vsakdana. Ti se uporabljajo tako za civilne kot tudi vojaške namene. Vedno več pa je namenov uporabe, ki zahtevajo večjo avtonomijo letalnika.

V disertaciji so tako raziskane možnosti, ki omogočajo povečanje avtonomije letalnika, pri čemer sta bili najbolj primerni možnosti – uporaba baterije z večjo gravimetrično energijsko gostoto, ter uporaba sončnih modulov, tudi preskušeni. Za namen povečanja avtonomije so bili implementirani sončni moduli na osnovi spojine galijevega arzenida (GaAs), izdelali pa smo tudi namenski MPPT (angl. Maximum Power Point Tracking) regulator z integriranim P&O (Perturb & Observe) algoritmom za namen doseganja čim večjega izkoristka sistema za proizvodnjo električne energije iz sončne energije. V disertaciji je predstavljena tudi matematična izpeljava enačbe za izračun proizvedene električne energije na osnovi rotacij letalnika v prostoru, znane lokacije in časa poleta, znane pozicije Sonca na nebu v času poleta, ter posredno znane direktne in difuzne jakosti sončnega sevanja na horizontalno podlago. S testnimi poleti smo izvedli tudi primerjavo med izračunano in dejansko proizvedeno električno energijo. Dosegli smo energijsko učinkovitost regulatorja MPPT višjo od 96,3 % ter povečanje avtonomije letalnika do 21,3 %.

Ključne besede: brezpilotno letalo, sončna energija, električna energija, povečanje avtonomije, MPPT regulator, rotacijska matrika, zelena energija

Abstract

The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) is becoming part of our daily lives. They are used for both civilian and military purposes. However, there are more and more applications that call for higher autonomy of the aircraft.

In the dissertation, options to increase the autonomy of the aircraft were explored. The most suitable options – usage of battery with a higher gravimetric energy density and the use of solar modules were also tested. In order to increase the autonomy, solar modules based on gallium arsenide (GaAs) were implemented and a dedicated MPPT (Maximum Power Point Tracking) controller with an integrated P&O (Perturb & Observe) algorithm was developed in order to achieve the highest possible efficiency of the system that produce electricity from the solar energy. The dissertation also presents a mathematical derivation of the equation needed to calculate the produced electrical energy based on the aircraft rotations, known time and location of the flight, known positions of the Sun in the sky during the flight, and indirectly known global and diffuse solar irradiation on the horizontal plane. A comparison between calculated and actually produced electricity on the basis of five actually performed test flights, is also included. Experimental results demonstrated the energy efficiency of the MPPT controller higher than 96.3 % and the increase in aircraft autonomy of up to 21.3 %.

Key words: unmanned aerial vehicle, solar energy, electrical energy, increase of autonomy, MPPT controller, rotation matrix, green energy

1 Uvod

Brezpilotni letalniki dandanes postajajo vedno bolj nepogrešljivi del našega vsakdana. Včasih so bili zaradi cene in redkosti dosegljivi le omejenemu številu uporabnikov, danes pa postajo cenovno dostopni praktično vsakomur. Uporabni so tako v profesionalne kot tudi ljubiteljske namene. Najbolj znan primer njihove uporabe je zajem fotografije ali videa iz zraka, iz perspektive, ki človeku na tleh sicer ni dosegljiva. Možnosti uporabe brezpilotnih letalnikov pa so seveda ogromne. V zadnjem času je bilo večkrat mogoče zaslediti njihovo uporabo na primeru iskanja pogrešanih oseb, primerni pa so tudi za nadzor požarov, oceno s strani škodljivcev napadenega rastlinja in med drugim za uporabo v geodetskih aplikacijah. Zelo pogosto se uporabljajo tudi v vojaške namene.

Vedno več je aplikacij, za katere bi bila dobrodošla čim daljša avtonomija letalnika. Najbolj pogost primer predstavlja zajem fotografskih posnetkov zelo velikih površin. Kako dolgo bo zajem posnetkov danega območja trajal, je odvisno predvsem od tipa senzorja, ki glede na vidno polje določa potrebno gostoto preletenih linij, da se pri dani višini in hitrosti leta doseže zahtevano prekrivanje zajetih posnetkov. Pri tem seveda ne gre pozabiti na porabo električne energije izbranega senzorja, ter predvsem samega letalnika, pri katerem pa imata na porabo električne energije še največji vpliv masa letalnika ter hitrost letenja. Če upoštevamo, da je na krovu letalnika na voljo omejena količina razpoložljive električne energije, lahko hitro ugotovimo, da je za povečanje avtonomije potrebno zmanjšati porabo električne energije letalnika ali pa povečati količino med letom razpoložljive električne energije.

Zmanjšanje porabe je pri izbranem tipu senzorja in hitrosti ter višini leta letalnika največkrat izjemno težko dosegljivo. Z optimizacijo izbire propelerja ter motorja [1] obstaja sicer možnost doseči višjo učinkovitost pogonskega sklopa, a večkrat so letalniki namenjeni za uporabo v širšem območju delovanja, torej pri različnih višinah in hitrostih, in v takih primerih za posebne optimizacije ni veliko možnosti. Včasih lahko pri letenju, predvsem v mesecih z višjimi zračnimi temperaturami, naletimo tudi na območja s termiko. Slednja nam vsekakor pomaga pri doseganju višjih avtonomij,

a je termiko zelo težko predvideti. Tako ostaja za namen povečanja avtonomije največkrat na voljo le povečanje razpoložljive električne energije na krovu letalnika.

Kot vir električne energije uporabljajo lažji letalniki najpogosteje baterijo, ki hkrati predstavlja tudi edini njihov vir električne energije. Nazivna kapaciteta energije v bateriji je glede na njeno maso danes že zelo visoka, prav tako je uporaba baterije za končnega uporabnika v glavnem enostavna, čista in, v kolikor sledimo varnostnim priporočilom, tudi varna. Predvsem težji letalniki pa uporabljajo kot primarni pogon večkrat tudi motor na notranje izgorevanje, ki kljub manjši učinkovitosti motorja zaradi bistveno večje gravimetrične energijske gostote goriva glede na gravimetrično energijsko gostoto baterije, nudijo daljše čase avtonomije. A rokovanje z gorivom zahteva višjo mero previdnosti. Taki letalniki so tudi zelo glasni in niso primerni za aplikacije, kjer je zaželeno ali celo potrebna čim nižja raven hrupa.

Izbira tipa vira električne energije za dani letalnik je tako najbolj odvisna od velikosti letalnika in njegove maksimalne vzletne mase. Nekateri letalniki tako na krovu združujejo tudi več virov električne energije. Vsekakor pa implementacija za dani letalnik neustreznega vira lahko tudi negativno vpliva na avtonomijo letalnika, pri čemer je tu mišljena fizična velikost v smislu odstopanja od zunanjih gabaritov letalnika, kar preko dodatnega upora poslabša aerodinamične lastnosti letalnika in posledično zmanjša avtonomijo. Kritična bi lahko bila tudi uporaba vira, ki bi bil pretežak, saj bi to gotovo vplivalo na stabilnost letala v letu.

Po aktualni uredbi [2] se brezpilotni letalniki delijo na več kategorij. Prva kategorija (0) zajema letalnike z maso skupaj s tovorom oz. skupno maso nižjo od 250 g, naslednja kategorija (1) zajema letalnike s skupno maso nižjo od 900 g (sem spadajo sicer tudi letalniki, katerih energija ob trku pri končni hitrosti v človeško glavo ne bi presegla 80 J), sledi kategorija (2), ki zajema letalnike s skupno maso manj kot 4 kg, zadnji dve kategoriji (3 in 4) pa sta namenjeni letalnikom s skupno maso nižjo od 25 kg. Se pa v slednjem primeru kategoriji ločita po velikosti letalnikov, ki jih zajemata. Tako kategorija 3 zajema letalnike z razponom kril manjšim od 3 m, medtem ko kategorija 4 te omejitve nima. Različne kategorije nadalje definirajo podrobne zahteve, ki jim je potrebno zadostiti za legalno letenje.

V pričujoči disertaciji je kot platforma za povečanje avtonomije uporabljen brezpilotni letalnik (v nadaljevanju: letalnik) Bramor, katerega ime se nanaša na družino letalnikov proizvajalca C-Astral d.o.o. [3] iz Ajdovščine. Družino letalnikov Bramor sestavlja več različnih modelov, pri čemer so nekateri modeli primerni za civilno, drugi pa za vojaško uporabo. Vsem letalnikom iz družine Bramor je skupna enaka oblika trupa z razponom kril približno 2,3 m, ter ista vrsta pogona, ki ga predstavlja brezkrtačni enosmerni oz. BLDC (angl. Brushless Direct Current) elektro

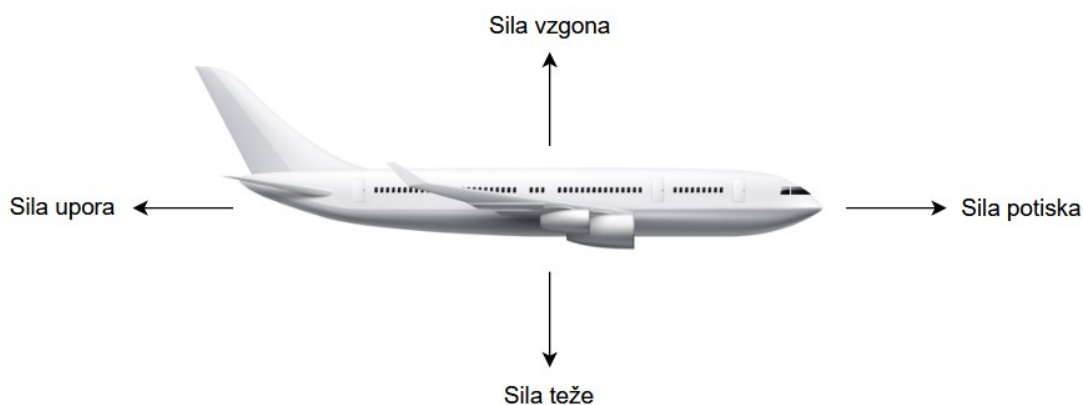
motor. Gre za tip sinhronskega motorja, gnanega z enosmerno napetostjo [4]. Kot primarni vir električne energije se uporablja vzporedna vezava dveh štiriceličnih LiPo (Lithium polymer) baterij (v nadaljevanju: LiPo baterijski paket). V našem primeru uporabljen model letalnika se imenuje ppX, ki v običajni konfiguraciji tehta okrog 4,8 kg. Namenjen je za uporabo v civilne namene, največkrat za zajem posnetkov površja v različnih spektrih. Za razliko od preostalih modelov vključuje tudi uporabo večfrekvenčnega GNSS (angl. Global Navigation Satellite System) sprejemnika, ki prinaša večje točnosti lociranja in posledično bolj točne rezultate pri naknadnem procesiranju zajetih posnetkov. Sicer pa letalnik Bramor leti s pomočjo avtopilota, kar pomeni, da določene naloge lahko opravlja povsem samostojno. Voditi ga je mogoče s pomočjo zemeljske upravljalne postaje oz. GCS (angl. Ground Control Station), ki ima z letalnikom vzpostavljeno brezžično povezavo preko katere se na GCS prenaša tudi telemetrija letalnika. Vsem modelom iz družine letalnikov Bramor je skupno, da vzletanje poteka izključno s katapultom, pristanek pa s padalom. Na sliki (1.1) je prikazan na katapultu letalnik Bramor, ob njem na kovčku pa tudi GCS.



Slika 1.1: Brezpilotni letalnik Bramor na katapultu, ob njem na kovčku pa GCS.

2 Možnosti povečanja avtonomije brezpilotnega letalnika

Letenje letalnika predstavljajo štiri sile: sila vzgona, sila teže, sila upora in sila potiska, kar prikazuje slika (2.1) na primeru potniškega letala, a velja za vse tipe letalnikov popolnoma enako.



Slika 2.1: Štiri sile, ki delujejo na letalnik.

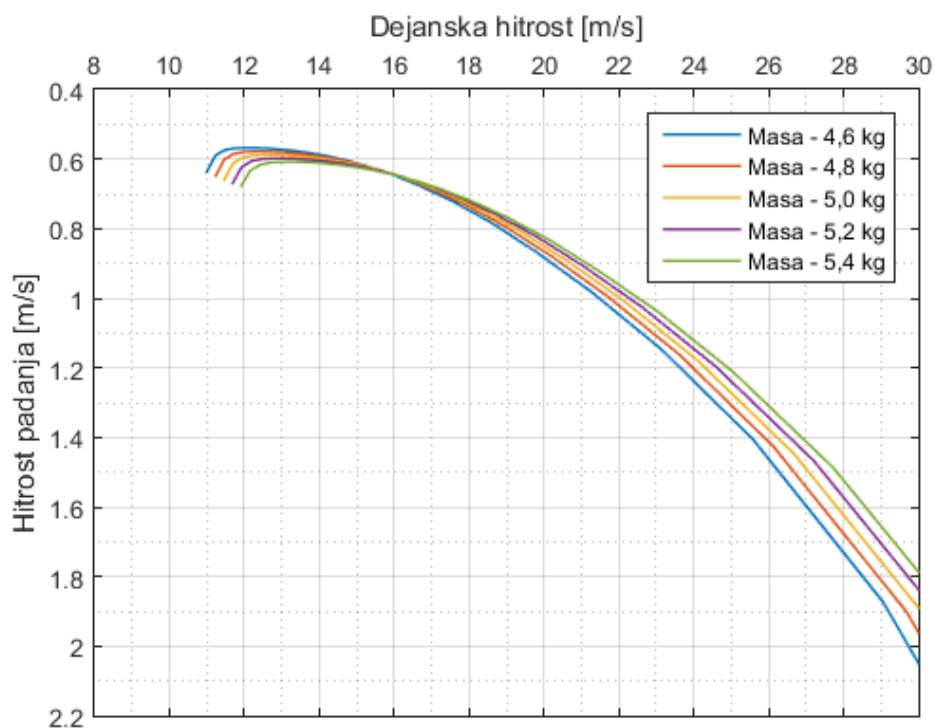
Letalnik leti enakomerno, kadar so vse štiri sile uravnotežene. To pomeni, da je vsota vseh komponent sil, ki kažejo navzgor, enaka vsoti vseh komponent sil, ki kažejo navzdol. Prav tako je tudi vsota vseh komponent sil, ki kažejo naprej, enaka vsoti komponent sil, ki kažejo nazaj. Letalo se dviga, ko sta sili potiska in vzgona večji kot sili teže in upora, spušča pa se, ko sta sili potiska in vzgona manjši kot sili teže in upora [5].

Iz zapisanega lahko hitro ugotovimo, da je poraba električne energije danega letalnika odvisna od mase letalnika, saj vsak gram dodatne mase na letalniku pomeni večjo silo teže letalnika, kar ima za posledico večjo potrebno silo potiska za ohranjanje letala v danem položaju. Večja sila potiska pa seveda pomeni večjo porabo električne energije in posledično nižjo avtonomijo letalnika.

Najnižja poraba letalnika bo za dani letalnik v t. i. točki najnižje hitrosti padanja, ki predstavlja navpično komponento hitrosti, ko letalnik izgublja višino [6]. Najdemo

jo na hitrostni polari, tj. diagramu oz. krivulji, ki kaže odvisnost hitrosti padanja od dejanske oz. zračne hitrosti letalnika, in sicer je to najvišja točka na tej krivulji [7], [8]. Druga pomembna točka, ki se na krivulji nahaja pri nekoliko večji dejanski hitrosti letalnika, pa je točka v kateri bi bil dosežen največji dolet letalnika. Iz tega sledi, da se točki najmanjše porabe oz. najvišje avtonomije letalnika ter največjega doleta letalnika ne pokrivata, torej oboje hkrati ni možno. Običajno je letenje v točki največjega doleta zanimivo predvsem za potniška letala, kjer so pomembne čim višje razdalje, ki jih letalo lahko preleti, medtem ko nas pri brezpilotnih letalnikih običajno zanima predvsem višja avtonomija.

Na sliki (2.2) je prikazan primer hitrostnih polar za letalnik Bramor, in sicer je prikazano tudi kako se spreminjajo hitrostne polare pri različnih masnih obremenitvah.



Slika 2.2: Potek hitrostnih polar pri različnih masah letalnika.

Kot je s slike (2.2) razvidno, se ob povečanju mase letalnika hitrostna polara spremeni z našega vidika predvsem v smislu, da se točka najnižje hitrosti padanja oz. najmanjše porabe preseli k višjim zračnim hitrostim letalnika. Premik sicer ni bistven, a je vsekakor pomembno, da razumemo, kaj se pri povečevanju mase letalnika dogaja [8]. Žal pa je izračun hitrostne polare izjemno kompleksen, saj zahteva natančno poznavanje aerodinamike letalnika, za kar so pa potrebne meritve v vetrovniku. Tako

je slika (2.2) primerna izključno za ugotavljanje trenda, ne predstavlja pa nujno odraz dejanske situacije. Na krivulji skrajno levo je sicer tudi točka najmanjše hitrosti (angl. stall speed), to je hitrost, pri kateri se letalniku poruši vzgon, torej pri letenju te hitrosti ne smemo doseči. Prav tako ne smemo prekoračiti maksimalne hitrosti leta, ki se nahaja nekje na drugi strani krivulje, saj bi to privedlo do mehanskih poškodb letalnika. Omeniti velja še, da se hitrostna polara spreminja tudi z višino leta letalnika.

Za konkretno določitev oblike hitrostne polare bi bila potrebna uporaba vetrovnika, kar pa presega okvir te disertacije, zato se bomo za naše izračune držali pravila, da je sprememba mase letalnika premosorazmerna vplivu na spremembo električne porabe letalnika. Navedeno sicer lahko privzamemo za procentualno manjše spremembe v masi, kar bo v našem primeru tudi veljalo.

V letalstvu je pri viru električne energije ključnega pomena razmerje med količino električne energije, ki jo lahko dani vir zagotovi, ter maso tega vira. To razmerje, ki ga imenujemo tudi gravimetrična kapaciteta [9] oz. gravimetrična energijska gostota (včasih tudi specifična energija), ter je podano z osnovno enoto Wh/kg, želimo čim višje. Včasih imajo letalniki, predvsem manjši, tudi omejevalen razpoložljivega prostora na krovu. V tem primeru je pomembno tudi, da ta vir energije zavzame čim manj prostora. To razmerje se imenuje volumetrična kapaciteta oz. volumetrična energijska gostota, in je podano z osnovno enoto Wh/dm³ oz. Wh/l.

Za povečanje avtonomije že obstoječega letalnika je najbolj idealno poiskati tak vir električne energije, ki nudi višjo gravimetrično energijsko gostoto kot obstoječi vir, je po masi lažji ali največ enako težak, ter prav tako ne zavzame več prostora kot obstoječi vir. V kolikor najdemo tak vir električne energije, ki nudi sicer višjo gravimetrično energijsko gostoto, a ima tudi višjo maso, še ni nujno, da bo tudi prinesel letalniku višjo avtonomijo, saj bo določena količina električne energije namenjena tudi pokrivanju večje porabe kot posledica večje mase letalnika. Pri tem pa je potrebno tudi paziti, da masa ne naraste preveč, saj lahko vpliva na stabilnost letenja letalnika. Po drugi strani bi manjša masa vira električne energije (in posledično skupna masa letalnika) ter absolutno višja količina razpoložljive električne energije prinesla dvakratni pozitiven učinek na povišanje avtonomije. Z nižanjem mase letalnika se namreč niža njegova poraba, dodatna absolutna višja količina razpoložljive električne energije pa doprinese k višji avtonomiji letalnika.

Pri letalniku Bramor ppX trenutna avtonomija v ugodnih vremenskih razmerah znaša do 3 ure. Glavni cilj je povečanje avtonomije.

2.1 Uporaba baterije z višjo energijsko gostoto

Baterija kot vir električne energije ponuja končnemu uporabniku najbolj čist in enostaven način uporabe. Tako tudi zamenjava obstoječe baterije z morebitno drugo, po specifikacijah bolj ustrezno baterijo nudi najbolj enostavno rešitev, ki ne zahteva posebnih sprememb v strukturi in ožičenju letalnika.

Pri iskanju bolj primerne baterije velja seveda najprej ugotoviti specifikacije trenutno uporabljene baterije, saj te odražajo obstoječe stanje, ki predstavlja referenco. Letalnik Bramor kot primarni in hkrati tudi edini vir električne energije uporablja baterijski paket LiPo, sestavljen iz dveh vzporedno vezanih enakih baterij. Vsaka baterija v tem paketu ima nazivno kapaciteto električnega naboja enako 11 Ah, nazivno kapaciteto električne energije enako 162,8 Wh ter maso okrog 810 g. Vzporedna vezava dveh takih baterij prinese skupno nazivno kapaciteto električnega naboja 22 Ah, nazivno kapaciteto električne energije 325,6 Wh in skupno maso okrog 1620 g. Gravimetrična energijska gostota se z vezavo več baterij ne spreminja (v primeru da ne upoštevamo dodatnih potrebnih spojev oz. konektorjev ter vodnikov) in znaša za izbrano baterijo po podatkih proizvajalca okrog 200 Wh/kg.

Pregled trga dostopnih baterij, pri čemer zaradi praktičnosti izpustimo možnost uporabe ne-polnilnih oz. primarnih baterij, ter se omejimo zgolj na polnilne ali sekundarne baterije, pokaže, da ima baterija, ki je trenutno v uporabi, že precej visoko gravimetrično energijsko gostoto. Višjo nakazujejo le baterije tipa Li-ion [10], ki so sicer na voljo v različnih ohišjih [11]. Pri tem tako poznamo prizmatične (angl. prismatic) Li-ion baterije, ki se nahajajo v trdnem ploščatem ohišju, ter baterije v mehkejšem ohišju v obliki vrečke (angl. pouch), poznamo pa tudi cilindrične (angl. cylindrical) Li-ion baterije, ki se nahajajo v trdnih ohišjih standardiziranih formatov v obliki valja. Obstajajo sicer tudi še gumbne (angl. button) baterije, ki pa so primerne za uporabo v najmanjših prenosnih napravah in tako za nas niso zanimive.

Prizmatični tip baterije zaradi svoje oblike in velikosti nudi visoko stopnjo izkoriščenosti razpoložljivega prostora, a je mehansko bolj občutljiv kot denimo cilindrični tip baterije, prav tako je tudi dražja izdelava takega tipa baterije, manjše pa je tudi pričakovano število ciklov. Prizmatični tip baterije se pogosto uporablja v napravah, kjer je zahteva po večji električni moči, denimo v električnih vozilih. Vrečkasti tip baterije ponuja zelo preprost način pakiranja baterije. Žal pa je za tovrsten tip baterije značilna pogosta napihnjenost in velika občutljivost na zunanjo vlago in temperaturo. Uporablja se predvsem v raznih prenosnih napravah, pa tudi tam, kjer je potreba po električni moči višja. Za cilindrični tip baterije je značilno, da je mehansko manj občutljiv, a po drugi strani tak tip baterije zaradi svoje oblike ne nudi tako dobre

izkoriščenosti prostora pri zlaganju v baterijski paket [12]. Kljub temu, cilindrični tip baterije zaradi same tehnologije izdelave še vedno večkrat ponuja višjo gravimetrično energijsko gostoto, vmesni prostor, ki nastane pri zlaganju tovrstnih baterij v paket, pa se v nekaterih aplikacijah s pridom uporablja za namene hlajenja. Ta tip baterije je postal v zadnjem času popularen tudi zaradi enostavnejšega načina izdelave. Vsekakor se zaradi lastnosti, ki jih ponuja, cilindrični tip baterije izkaže kot primeren za uporabo tudi v aplikacijah kot je letalnik, zato ga izberemo za nadaljnje testiranje.

Trenutno še vedno najbolj razširjen tip cilindričnih baterij (v nadaljevanju tudi baterijskih celic) se imenuje 18650. Pri tem prvi dve številki v imenu predstavljata premer baterijske celice, ki v tem primeru znaša 18 mm, drugi dve številki pa dolžino, ki za ta primer znaša 65 mm. Ta velikost baterijske celice se uporablja tako v električnih vozilih, kot tudi v najrazličnejših napravah in orodjih za dnevno uporabo. Primer baterijske celice velikosti 18650 je prikazan na sliki (2.3).



Slika 2.3: Cilindrična Li-ion baterijska celica velikosti 18650.

Li-ion cilindrične baterijske celice se delijo v dve skupini. V prvo skupino spadajo tiste z višjo količino razpoložljive energije, v drugo pa tiste z višjo tokovno zmogljivostjo [13]. Velja, da imajo baterijske celice z višjo kapaciteto tudi višjo notranjo upornost, oziroma baterijske celice z nižjo kapaciteto tudi nižjo notranjo upornost. Hkrati zelo visoka kapaciteta in zelo nizka notranja upornost nista možni, zato se vedno išče kompromis [14].

Za izpolnitev zahtev končne aplikacije je večkrat potrebno vezati baterijske celice zaporedno, vzporedno ali pa uporabiti kombinacijo obojega. S tem dobimo strukturo imenovano baterija ali tudi baterijski paket. Zaporedna vezava baterijskih celic prinese višjo napetost takega paketa, vzporedna pa višjo kapaciteto ter tudi višjo tokovno zmogljivost, saj se tok razporedi med posamezne vzporedno vezane celice

znotraj paketa. Pri zaporedno-vzporedni vezavi se tako dosega želeno napetost, kot tudi kapaciteto oz. tokovno zmogljivost in višjo nazivno kapaciteto električne energije. Nikakor pa ne smemo pozabiti, da se z večanjem števila celic veča tudi masa celotnega paketa.

Li-ion baterijske celice obljublajo gravimetrično energijsko gostoto tudi precej višjo kot 220 Wh/kg [15]. Dejanska vrednost je odvisna tudi od pogojev uporabe dane celice, pri čemer je mišljena predvsem velikost toka polnjenja in praznjenja celice, ter ambientna temperatura. Običajno se pri tovrstnih baterijskih celicah podatki o kapaciteti v podatkovnih listih nanašajo na standardni tok polnjenja baterijske celice v velikosti 0,5 C, kar na primeru baterijske celice z nazivno kapaciteto električnega naboja v velikosti 3 Ah pomeni tok vrednosti 1,5 A, ki mu sledi standardni tok praznjenja v velikosti 0,2 C, kar pri isti baterijski celici pomeni praznilni tok vrednosti 0,6 A. Kot ambientna temperatura, na katero se nanašajo podatki, pa se največkrat uporablja 23 °C. Seveda je potrebno računati, da se pri gradnji baterijskega paketa za povezovanje baterijskih celic med seboj uporablja posebna pločevina, ki ima tudi svojo maso. Tu pa so med drugim tudi vodniki, ki sploh omogočajo uporabo baterijskega paketa. Če nato vračunamo še vso potrebno izolacijo in konektorje, se masa hitro nabira, vse skupaj pa rezultira v nižjo gravimetrično energijsko gostoto izdelanega paketa.

Za letalnik Bramor sta bila načrtovana dva baterijska paketa iz nabora baterijskih celic iz skupine celic z višjo nazivno kapaciteto električne energije. Prvi paket je bil predviden iz baterijskih celic Panasonic NCR18650GA [16], drugi pa iz baterijskih celic Samsung INR18650-35E [17]. Predhodno so bila izvedena testiranja [18] na nivoju posameznih baterijskih celic (testirani sta bili po dve celici istega tipa), po znanem profilu porabe letalnika z uporabo elektronskega bremena pri različnih ambientnih temperaturah v temperaturni komori. Že vnaprej je bilo predvideno, da bo paketa sestavljalo 32 baterijskih celic, zato je bila pri testiranju posamezna baterijska celica obremenjena z 1/32 celotne električne moči po profilu. Za referenco je bila testirana tudi baterija (prav tako sta bila testirana dva primerka) iz obstoječega LiPo baterijskega paketa, le da je bila obremenjena z 1/2 celotne električne moči po profilu. Rezultati testiranja, ki so bili opravljeni pri ambientni temperaturi 30°C so prikazani v tabeli (2.1).

Tip baterije/baterijske celice	Panasonic NCR18650GA	Samsung INR18650-35E	LiPo 4S 11 Ah
Povprečna napetost (V)	3,68	3,65	15,32
Količina oddanega električnega naboja (Ah)	3,36	3,37	10,98
Količina oddane električne energije (Wh)	12,14	12,07	167,77
Masa baterije/baterijske celice (g)	47,39	48,14	808
Gravimetrična energijska gostota oz. kapaciteta (Wh/kg)	~256	~251	~208
Volumetrična energijska gostota oz. kapaciteta (Wh/l)	~696	~683	~598

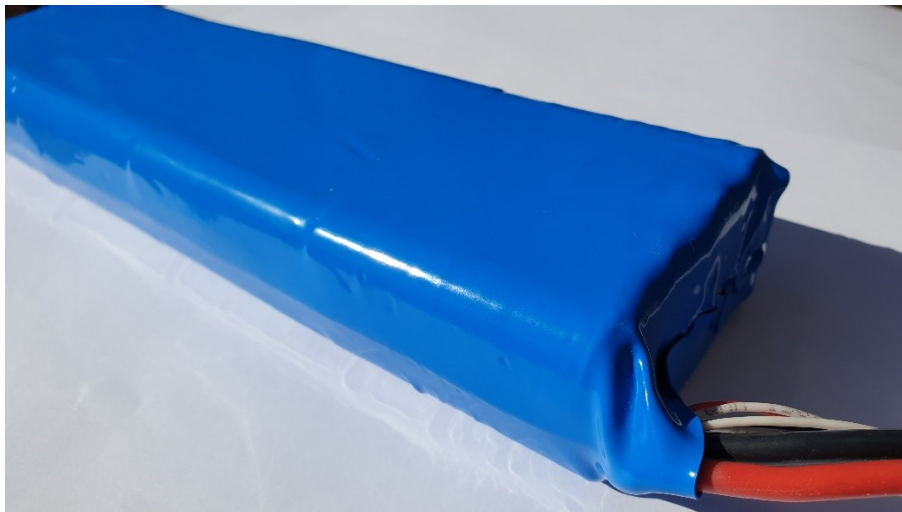
Tabela 2.1: Rezultati testiranja baterijskih celic in obstoječe baterije pri ambientni temperaturi 30 °C.

Rezultati testiranja so nakazali približno 15 % višjo avtonomijo pri uporabi baterijskega paketa iz Li-ion baterijskih celic v primerjavi z obstoječim LiPo baterijskim paketom.

Izdelana baterijska paketa sta obsegala osem vzporednih verig, pri čemer so vsako verigo sestavljale štiri baterijske celice vezane zaporedno. Tako število zaporedno vezanih celic je bilo potrebno za doseganje s strani aplikacije podanega napetostnega območja delovanja, število vzporednih verig pa je bilo izbrano za doseg višje tokovne zmogljivosti celotnega baterijskega paketa ter višje nazivne kapacitete električnega naboja in energije v bateriji. Izbrana konfiguracija baterijskega paketa, ki torej obsega 32 celic, se označuje tudi kot 4s8p.

Pri baterijskem paketu, sestavljenem iz baterijskih celic tipa Panasonic INR18650GA, bi bila skupna masa paketa približno 1516 g, pri čemer je tukaj upoštevana le masa baterijskih celic. Nekoliko več bi tehtal paket iz celic tipa Samsung INR18650-35E, in sicer približno 1540 g. Izkazalo se je, da so povezovalna pločevina, vodniki, konektorji ter izolacija dodali na to maso približno 100 g, saj je skupna masa obeh paketov tehtala 1618 g oz. 1638 g. Dodatnih 100 g mase pa je imelo učinek znižanja gravimetrične kapacitete paketov na približno 240 Wh/kg oz. 235 Wh/kg. Testiranje obeh baterijskih paketov med samim letenjem, pri sicer nekaj stopinj nižji ambientni temperaturi, pokazalo približno 10-15 % povišanje avtonomije letalnika, a bi bilo za konkretno oceno potrebno izvesti še več testov, saj je med testi v resničnem okolju le s težavo mogoče zagotavljati ponovljive razmere.

Slika (2.4) prikazuje baterijski paket, sestavljen iz baterijskih celic Panasonic NCR18650GA, ki je bil uporabljen pri testiranju povečanja avtonomije letalnika med letenjem.



Slika 2.4: Baterijski paket sestavljen iz Li-ion baterijskih celic.

Pojavlja se vprašanje ali bi zmanjšanje števila vzporedno vezanih verig, zaradi posledično zmanjšanja mase celotnega paketa, pozitivno vplivalo na avtonomijo, kljub temu, da bi bilo v takem paketu razpoložljive električne energije manj. Če vzamemo v izračun baterijsko celico Panasonic INR18650GA s povprečno maso 47,39 g, bi odstranitev ene verige celic pomenilo zmanjšanje mase celotnega baterijskega paketa za 189,56 g, pri čemer je upoštevana samo surova masa baterijskih celic brez povezovalne pločevine. Pri običajni masi letalnika, ki znaša 4,8 kg, bi to pomenilo 3,9 % zmanjšanje mase. Ob predpostavki, da povprečna poraba električne energije letalnika v eni uri znaša okrog 110 Wh, bi ob zmanjšani masi to rezultiralo v enourno porabo 105,7 Wh, kar je dobrih 4 Wh manj. Z odstranitvijo štirih baterijskih celic pa bi na nivoju celotnega paketa izgubili kar 48,56 Wh, kar predstavlja 12,5 % prvotne razpoložljive energije. Ker pa je razmerje med nazivno količino električne energije v bateriji in porabo letalnika višje pri baterijskem paketu, sestavljenem iz osmih verig, kot pri paketu iz sedmih verig, se izkaže da zmanjšanje števila verig ne bi pozitivno vplivalo na avtonomijo. Seveda to velja le ob predpostavki premosorazmernega povečevanja električne porabe letalnika z njegovo maso.

Zavedati pa se tudi moramo, da notranja upornost baterijskih celic narašča z nižanjem ambientne temperature [19]. Tekom izvedenih testiranj se je pokazalo, da je slednja pri Li-ion baterijskih celicah že pri višjih ambientnih temperaturah višja kot pri LiPo bateriji, pri nižjih pa se je še precej povišala. Testiranje po enakem profilu

praznjenja, a nižji ambientni temperaturi (10°C), so Li-ion baterijske celice opravile že precej slabše, saj so pokazale le dobrih 5 % višjo avtonomijo v primerjavi z LiPo baterijskim paketom, pri negativni temperaturi pa so se odrezale precej slabše v primerjavi z LiPo baterijskim paketom. Ta test razkrije dejstvo, da so v ekstremnih temperaturnih pogojih morda vseeno še vedno bolj primerne LiPo baterije za porabnike višjih zahtev po električni moči. Alternativa bi sicer bila tudi večanje števila vzporedno vezanih verig v baterijskem paketu, a to si pri letalnikih največkrat težko privoščimo tako zaradi omejenega prostora kot tudi omejene mase.

Razvoj baterijskih celic v velikosti 18650 vsaj za avtomobilsko industrijo postaja vedno manj zanimiv, saj jo nadomeščajo večje velikosti. Pravzaprav večjega napredka pri razvoju baterij v tej velikosti že nekaj let ni bilo, zdi se kot da bi bile izčrpane že vse možnosti. Še pred kratkim je bila v avtomobilski industriji zelo aktualna velikost 21700, a so se nedavno odločili tudi še za večjo velikost 46800 [20]. Večanje velikosti omogoča doseganje bistveno višjih gravimetričnih in volumetričnih energijskih gostot, pri čemer stroški proizvodnje padajo. Potrebno je imeti v mislih, da z večanjem dimenzije cilindrične baterijske celice površina plašča narašča z drugo potenco, medtem ko prostornina narašča s tretjo potenco. Iz tega sledi, da ohišje baterijske celice predstavlja vedno manjši delež celotne mase. V kolikor gre verjeti preliminarnim napovedim, bodo baterijske celice velikosti 46800 zlahka dosegale gravimetrično kapaciteto preko 280 Wh/kg .

V razvoju so sicer baterije z še višjimi gravimetričnimi kapacitetami. Največ pričakujemo od baterije na osnovi litij-žveplo [21], veliko obeta tudi litij kovinski tip baterije [22].

Na tem mestu velja omeniti, da se v zadnjem času vedno bolj razvijajo tudi kondenzatorji tipa EDLC (angl. Electric Double Layer Capacitor) oz. t. i. superkondenzatorji [23]. Gre za kondenzatorje, ki zaradi svoje sestave nudijo izjemno visoke kapacitivnosti (tudi nekaj 1000 F). Zaradi trenutno še precej nizke gravimetrične kapacitete (dosega se trenutno okrog 30 Wh/kg), so zaenkrat uporabni predvsem za pokrivanje kratkotrajnih zahtev po visoki porabi, saj njihova specifična moč dosega tudi nekaj $10\times$ višje vrednosti (tudi preko 10 kW/kg) kot pri bateriji. Njihove pozitivne lastnosti so zelo hitro polnjenje in praznjenje kar pomeni da imajo precej nizko notranjo upornost, zaznamuje pa jih tudi visoko število ciklov uporabe ter dolga življenjska doba. Omeniti še velja, da so delovne napetosti takega kondenzatorja razmeroma nizke. Na primeru hibridnega tipa kondenzatorja LIC (angl. Lithium-Ion Capacitor) [24], ki predstavlja neko kombinacijo med Li-ion baterijo in superkondenzatorjem, ta recimo znaša v območju $2,5 \text{ V} - 3,8 \text{ V}$.

2.2 Uporaba motorja na notranje izgorevanje

Uporaba motorja na notranje izgorevanje obljublja mnogo višjo avtonomijo. Gravimetrična energijska gostota goriva (bencina) je namreč več kot 50x višja kot pri bateriji, saj znaša približno 12 kWh/kg [25]. Kljub majhnemu izkoristku motorja na notranje izgorevanje (okrog 20 %) v primerjavi z elektro motorjem (okrog 80 %), pa je razlika še vedno ogromna. Dodatno velja pri tem še omeniti, da se s časom, ko se gorivo porablja, masa letalnika niža, kar ima še dodaten pozitiven učinek na porabo, tako da je s tega vidika uporaba motorja na notranje izgorevanje za doseg najdaljših časov avtonomije povsem upravičena.

Na žalost pa uporaba tovrstnega motorja ni primerna za manjše letalnike. Poleg precej visoke mase osnovnega sistema (brez goriva), tudi fizična velikost motorja največkrat precej odstopa od zunanjih dimenzij (gabaritov) letalnika, kar doda letalniku precej upora. Pri tem ne smemo pozabiti tudi na prostor za rezervoar in cevi. Ker je volumetrična energijska gostota bencina zelo velika, saj znaša okrog 9000 Wh/l [25], velikost rezervoarja ni kritična.

Eden izmed največjih problemov motorja na notranje izgorevanje je glasnost, ki omejuje ali celo preprečuje uporabo letalnika v določenih aplikacijah, pri katerih je zaželeno ali celo nujno čim tišje delovanje. Velik problem predstavlja majhen izkoristek motorja tudi v smislu, da se večji delež energije pretvori v toploto. Med letom je sicer odvajanje toplote zagotovljeno, bi pa bilo še posebej potrebno paziti pri rokovanju s takim letalnikom po pristanku. Problematična je tudi nečistost goriva za okolje, njegova vnetljivost, prav tako je potrebno tudi pravilno skladiščenje in transport goriva. Nova uredba o brezpilotnih letalnikih [2], letalnikov z motorjem na notranje izgorevanje ne uvršča v nobeno kategorijo, kar pomeni, da je potrebna celo ločena certifikacija takega tipa letalnika.

Ker motor na notranje izgorevanje v nobeni fazi ne proizvaja električne energije, je še vedno potrebna tudi manjša baterija za napajanje elektronskih naprav na letalniku. Tako baterijo bi bilo možno polniti med letom tudi z uporabo generatorja, kar bi zahtevalo še dodaten prostor in dodatno maso.

Na sliki (2.5) je prikazan primer motorja na notranje izgorevanje, ki se uporablja pri večjih letalnikih. Gre za štiri-taktni motor z oznako FG11 [26], proizvajalca Saito Seisakusho Co. Ltd., ki premore približno eno konjsko moč.



Slika 2.5: Motor na notranje izgorevanje.

2.3 Uporaba gorivnih celic

Delovanje gorivnih celic temelji na pretvorbi kemične energije v električno. Obstaja mnogo vrst gorivnih celic, pri čemer je vsem skupno, da so sestavljene iz prevodne in prepustne negativne in pozitivne elektrode ter elektrolita. Za delovanje je potrebno na negativno elektrodo dovajati gorivo, na pozitivno elektrodo pa oksidant [27]. Najbolj znana kombinacija je uporaba vodika kot gorivo, ter kisika oz. zraka kot oksidant. Kot elektrolit se v tem primeru uporablja kalijev hidroksid. Ta tip gorivne celice se imenuje alkalna gorivna celica oz. AFC (angl. Alkaline Fuel Cell).

Gorivne celice se med seboj razlikujejo po vrsti elektrolita, sestavi iz različnih materialov ter delovanju pri različnih delovnih temperaturah [27]. Za uporabo na letalnikih so seveda zanimive nizko-temperaturne gorivne celice, ki imajo še vedno relativno visoko delovno temperaturo, ki znaša v območju 60 °C do 200 °C. Ta je še vedno precej nižja od visoko-temperaturnih gorivnih celic, pri katerih delovna temperatura znaša tudi do 1000 °C. Predstavnik nizko-temperaturnih gorivnih celic so gorivne celice s protonsko prevodnimi membranami oz. PEMFC (angl. Proton Exchange Membrane Fuel Cell) [27].

Slaba značilnost vodika kot goriva je njegova izredno majhna volumetrična energijska gostota [25]. Kljub temu, da je gravimetrična energijska gostota v primerjavi z bencinom približno 3x višja in baterijo približno 150x višja, saj znaša okrog 33 kWh/kg [25], pa je volumetrična energijska gostota izredno majhna. Pri sobni temperaturi in standardnem atmosferskem tlaku znaša namreč zgolj 2,7 Wh/l [28]. Višje volumetrične energijske gostote vodika se dosegajo z višjimi tlaki v rezervoarju. Pri tlaku 350 bar znaša tako že okrog 750 Wh/l [28]. Kljub temu, da bi za zagotovitev enake količine energije znašala masa vodika kar trikrat manj v primerjavi z maso bencina, bi zaradi precej manjše volumetrične energijske gostote potrebovali kar 12x

fizično večji rezervoar v kolikor bi bil vodik stisnjen pod tlakom 350 bar. Obstajajo možnosti tudi skladiščenja vodika pri standardnem atmosferskem tlaku, a pri zelo nizki temperaturi, ki znaša približno 20 K. V tem primeru se vodik nahaja v tekočem stanju, njegova volumetrična energijska gostota takrat znaša približno 2340 Wh/l [28].

Obstaja tudi podvrsta PEMFC gorivnih celic, ki omogoča uporabo metanola kot gorivo. Pri metanolu znaša gravimetrična energijska gostota polovico gostote kot pri bencinu, prav tako tudi volumetrična energijska gostota znaša polovico gostote bencina [25], kar je vseeno veliko več kot pri vodiku pri standardnem atmosferskem tlaku. Zaradi tega razloga metanol v primerjavi z vodikom omogoča lažji transport in shranjevanje. Podvrst gorivnih celic, ki delujejo izključno na metanol, se imenuje DMFC (angl. Direct Methanol Fuel Cell) [29].

Izkoristek gorivne celice je višji pri gorivnih celicah za večje moči, a v grobem je pričakovati okrog 40-60 % izkoristek, v kolikor pa bi lahko izkoristili tudi toploto, ki jo gorivna celica proizvaja, je lahko izkoristek bistveno višji. Delovanje je tiho, v primerjavi z motorjem na notranje izgorevanje je premikajočih se delov zelo malo, kar prinaša veliko zanesljivost takega sistema. Kot stranski produkt pri gorivnih celicah, ki kot gorivo uporabljajo vodik, nastopa voda, pri gorivnih celicah na metanol pa poleg vode tudi ogljikov dioksid (CO_2) [30].

Največja težava pri gorivnih celicah je prav prostor, ki ga zavzemajo. Podobno kot pri motorju na notranje izgorevanje, je potrebno tudi tu računati na rezervoar in ostale dele. Vsekakor velja, da je energijska gostota pri gorivnih celicah močno povezana z velikostjo rezervoarja. Z večanjem rezervoarja se površina plašča povečuje z drugo potenco, prostornina pa s tretjo.

Celoten sistem gorivnih celic, ki je sestavljen iz več posameznih celic vezanih zaporedno in vzporedno, ima tudi razmeroma visoko maso brez goriva in zato ta rešitev za zelo majhne letalnike ni primerna. V vsakem primeru pa je ta tehnologija bolj primerna za uporabo pri multikopterjih.

Slika (2.6) prikazuje primer sistema gorivnih celic proizvajalca Intelligent Energy Ltd., ki proizvaja sisteme gorivnih celic tudi za povečanje avtonomije brezpilotnih letalnikov.

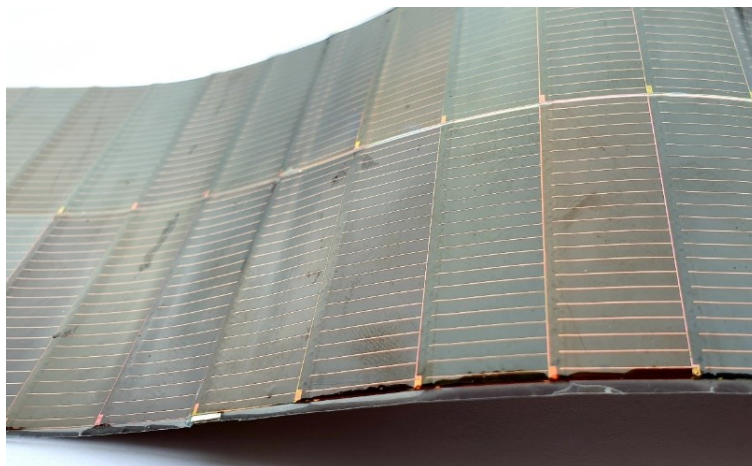


Slika 2.6: Primer sistema gorivnih celic. ©2022 Intelligent Energy Limited.

2.4 Uporaba sončnih modulov

Sončne celice generirajo električno energijo na podlagi sončnega sevanja, ki vpada nanje. Najbolj komercialno razširjen material, uporabljen pri izdelavi sončnih celic, je silicij. Izkoristki celic, narejenih iz tega materiala, dosegajo učinkovitost pretvorbe oz. izkoristek okrog 20 %. Rekord v izkoristku za nefleksibilen sončni modul, narejen iz sončnih celic na osnovi silicija, znaša 26,7 % [31]. Obstajajo tudi še drugi materiali, ki nudijo višje izkoristke. Eden izmed takih je spojina galijevega arzenida (GaAs). Komercialno dobavljive celice tega tipa zlahka dosegajo izkoristke tudi preko 30 %, največkrat v večspojni ali tandemske obliki še v kombinaciji z drugimi materiali [32]. Poudariti je potrebno, da imajo že enospojne sončne celice tipa GaAs zelo ugodne specifikacije, po katerih znaša njihova masa na enoto površine manj kot 250 g/m^2 , moč na enoto površine več kot 250 W/m^2 , specifična moč pa več kot 1000 W/kg [32].

Sama sončna celica ne proizvede dovolj napetosti in toka za večino aplikacij, zato se jih običajno veže zaporedno in vzporedno v večje segmente, imenovane sončni moduli. Ti imajo seveda nekoliko poslabšane specifikacije glede na sončne celice, ki jih gradijo, zaradi dodanih veznih spojev, zaščite prevleke, obvodnih diod, itd. Za montažo sončnih modulov na letalo je pomembno, da so sončni moduli fleksibilni, saj se lahko le tako prilagodijo profilu krila. Za tankoplastne GaAs sončne module ta lastnost zagotovo velja. Zaradi tanke strukture so ti primerni celo za direktno vgradnjo v krila letalnika. V tem primeru bi bil njihov vpliv na aerodinamiko letala praktično nič. Primer tankoplastnega enospojnega sončnega modula na osnovi GaAs je prikazan na sliki (2.7).



Slika 2.7: Primer tankoplastnega sončnega modula na osnovi spojine GaAs.

Problem sončnih modulov takega tipa je, da so lahko tudi zelo dragi in so zato v prvi vrsti namenjeni za uporabo predvsem v vesoljskih aplikacijah.

Na žalost pa je uporaba sončnih modulov tudi smiselna šele ob zadostnem vpadu sončnega sevanja, kar pomeni, da prisotnost le-teh na letalniku pri odsotnosti sončnega vremena predstavlja dodatno maso. Po drugi strani je zagotovo dobra lastnost sončnih modulov ta, da za operaterja ne prinašajo nobenega posebnega dodatnega dela, razen čiščenja z namenom, da je njihova površina vedno čista in tako proizvodnja električne energije čim manj ovirana. Z vidika proizvodnje električne energije s pomočjo sončnih celic je ta proces za okolje povsem čist.

Za optimizacijo delovanja sončnih modulov je dodatno potreben sledilnik točke maksimalne moči oz. MPPT regulator [33]. Nahaja se med sončnim modulom oz. moduli na eni strani ter baterijo oz. bremenom na drugi.

Izkaže se, da uporaba sončnih modulov za povečanje avtonomije letalnikov, poleg uporabe baterije z višjo gravimetrično energijsko gostoto, predstavlja še najbolj ustrezen način povečanja avtonomije. Primere povečanja avtonomije letalnikov s pomočjo uporabe sončnih modulov je moč najti tudi v literaturi [34]–[41].

3 Povečanje avtonomije brezpilotnega letalnika na osnovi sončne energije

3.1 Delovanje sončnih celic

Za lažje razumevanje delovanja sončnih celic je smiselno najprej pogledati širšo sliko, ki se začne pri definiciji elektromagnetnega valovanja, katerega glavni vir na Zemlji je Sonce. Spekter elektromagnetnega valovanja, ki je večkrat primerjan s spektrom sevanja črnega telesa s temperaturo približno 5800 K [42], je v celoti sestavljen iz radijskih valov, infrardeče svetlobe, vidne svetlobe, ultravijolične svetlobe, x-žarkov in gama žarkov. Od tega največji delež zajemajo infrardeča svetloba (48,7 %), vidna svetloba (44,7 %) in ultravijolična svetloba (6,6 %) [43].

Sonce seva z močjo, ki znaša približno $P_{\text{SONCE}} = 3,828 \times 10^{26}$ W [44]. Ob upoštevanju, da povprečna razdalja med Soncem in Zemljo znaša 1 a.e. (a.e. pomeni astronomsko enoto) oz. približno 149,6 milijona kilometrov [45], lahko po enačbi (3.1) izračunamo približno jakost sevanja sončnega sevanja na tej razdalji (j_{ZUNANJA}), seveda onkraj zemeljske atmosfere.

$$j_{\text{ZUNANJA}} = \frac{P_{\text{SONCE}}}{4 \times \pi \times 1 \text{ a.e.}^2} \approx 1361 \text{ W/m}^2 \quad (3.1)$$

Znano je, da zunajzemeljsko sončno sevanje, katerega vrednost je odvisna tudi od sončeve aktivnosti, znaša po meritvah približno 1367 W/m^2 [46], kar predstavlja tudi solarno konstanto E_0 .

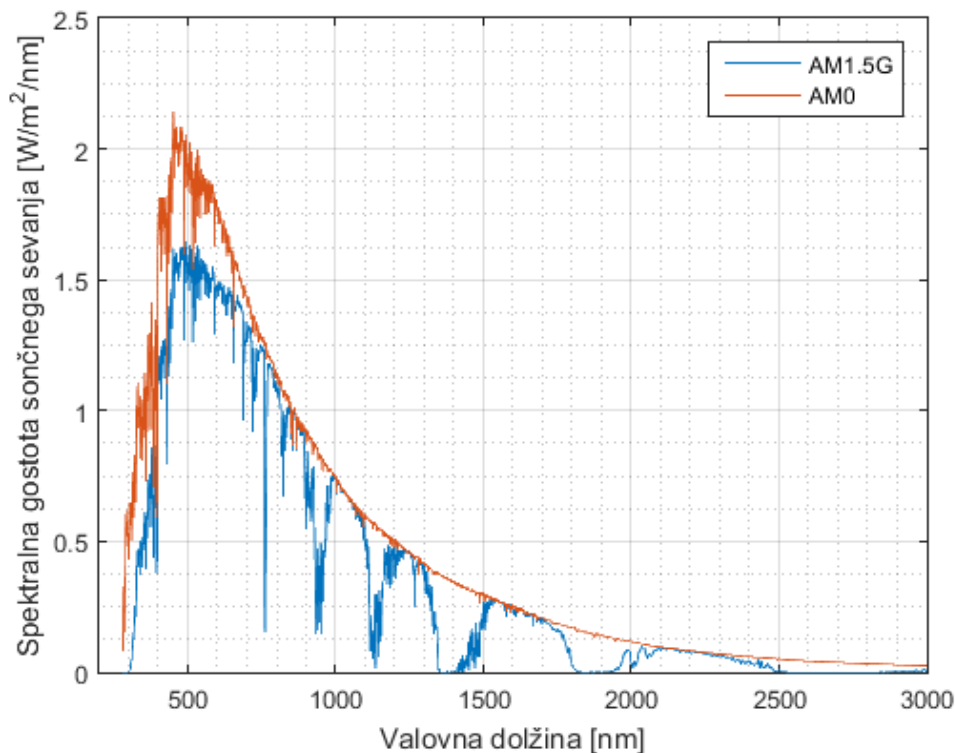
Spekter sončnega sevanja zunajzemeljske atmosfere se označuje z AM0 [46], pri čemer vrednost AM (angl. Air Mass) označuje stopnjo vpliva atmosfere na sončno sevanje med prodiranjem do zemeljske površine [47], [48]. V jasnem vremenu približno 70 % te obsevanosti Zemlja prepusti do površja, preostanek pa se vpije v atmosferi, razprši ali odbije. Do tal tako prispe direktno in difuzno sevanje [46]. Spekter sončnega sevanja, ki doseže zemeljska tla je običajno označen kot AM1, še

bolj pogosto pa se sreča tudi spekter AM1.5. Razlika med spektroma AM1 in AM1.5 je posledica različne dolžine poti, ki jih žarki prepotujejo skozi atmosfero zaradi drugačnega kota Sonca na nebu v primerjavi z lego v zenitu. Kakšen zenitni kot pripada obema spektroma, lahko izrazimo iz enačbe (3.2) za izračun vrednosti AM [47], [48].

$$AM = \frac{1}{\cos(\gamma)} \quad (3.2)$$

Kot γ v enačbi (3.2) predstavlja zenitni kot sonca, pri čemer kot 0° ponazarja primer, ko je Sonce navpično nad nami, torej v zenitu. Iz zapisane enačbe lahko hitro ugotovimo, da je njena vrednost enaka 1, ko je kot γ enak 0° , ter 1,5, ko je kot γ enak $48,2^\circ$.

Primeri spektra AM0 in AM1.5G sta prikazana na sliki (3.1). Črka G pri spektru AM1.5 pomeni, da zaobjema globalno sevanje, torej tako direktno kot tudi difuzno skupaj. Prikazani spektri zaobjemajo valovne dolžine od 200 nm do 3000 nm, kar pripada valovnim dolžinam vidne, delu ultravijolične in delu infrardeče svetlobe.



Slika 3.1: Spekter sončnega sevanja AM0 in AM1.5G.

Osnovni delec elektromagnetnega valovanja se imenuje foton. Največkrat se foton povezuje le z vidno svetlobo, ki obsega spekter valovnih dolžin med 380 in 750 nm, v resnici pa so fotoni osnovni delci vseh valovanj, ki sestavljajo spekter elektromagnetnega valovanja [49].

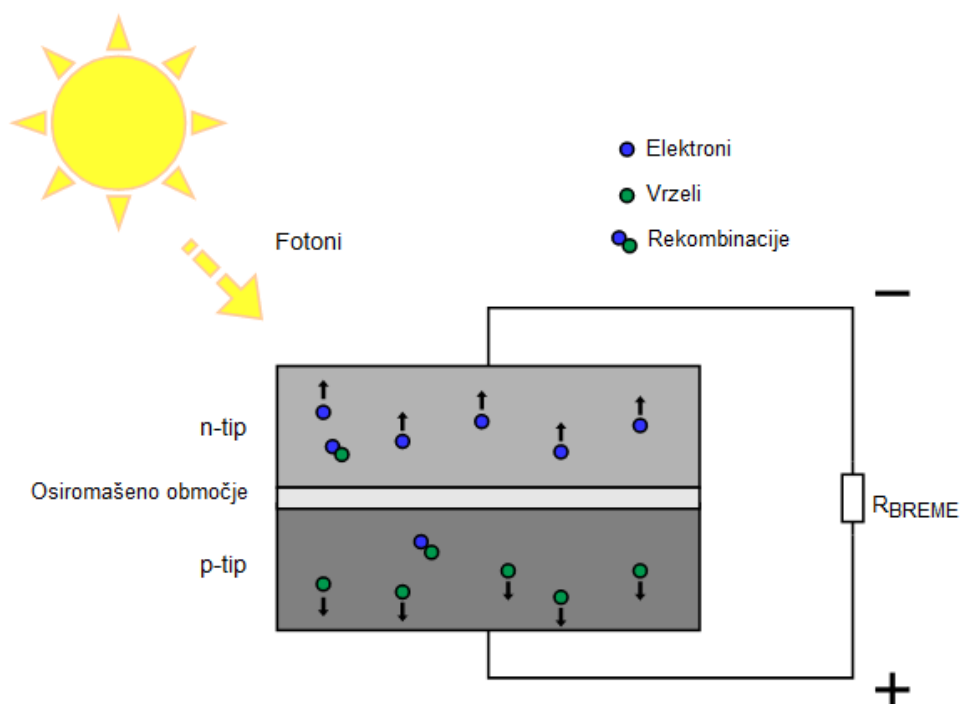
Iz znane valovne dolžine (λ_F) fotona lahko izračunamo energijo fotona po enačbi (3.3).

$$E_F = \frac{h \times c}{\lambda_F} \quad (3.3)$$

V enačbi simbol h predstavlja Planckovo konstanto, ki znaša $6,626 \times 10^{-34}$ J/s, simbol c pa predstavlja svetlobno hitrost v vakuumu, ki znaša 299792458 m/s. Iz enačbe je razvidno, da imajo fotoni z manjšimi valovnimi dolžinami večje energije.

Energija fotona ima v povezavi s sončno celico pomembno vlogo. Velja namreč, da sončna celica lahko absorbira le fotone, ki imajo energijo višjo (v mejnem primeru tudi enako) kot je širina energijske reže materiala iz katerega je sestavljena sončna celica [50]. Pri tem velja, da se presežek energije fotona v primerjavi s širino energijske reže materiala sončne celice pretvori v toploto, kar pa ima negativen vpliv na karakteristike sončne celice. To je predvsem težava pri uporabi materialov s premajhno širino energijske reže. Po drugi strani izbira materiala s previsoko širino energijske reže pomeni, da večji del spektra ni izkoriščen. Za največje izkoristke je sicer najbolj optimalno uporabiti tandemske sončne celice [51]. Te so sestavljene iz različnih materialov, ki bolj optimalno prestrezajo fotone čez celoten spekter valovnih dolžin. Za enospojne sončne celice sicer obstaja limita, imenovana Shockley-Quiser limita [52], ki podaja teoretično najvišji možen izkoristek idealne sončne celice v odvisnosti od širine energijske reže materiala, iz katerega je sončna celica narejena. Izkoristek doseže vrh približno 33,7 % pri širini energijske reže 1,34 eV, upoštevajoč spektra sončnega sevanja tipa AM1.5G. Najbolj uporabljen material pri izdelavi sončnih celic, silicij, ima širino energijske reže 1,1 eV. Pri tej širini energijske reže bi znašal teoretični maksimalni izkoristek približno 32 %. Približno enako visok izkoristek bi bilo moč doseči tudi ob uporabi sončnih celic tipa GaAs, ki imajo širino energijske reže pri 1,43 eV.

Delovanje sončne celice opisuje t. i. fotovoltaični efekt, ki ga je najlažje razumeti na primeru preproste silicijeve strukture oz. p-n spoja, prikazanega na sliki (3.2).



Slika 3.2: Silicijeva struktura oz. p-n spoj.

N-tipu polprevodnika v p-n strukturi so dodane primesi, ki povečajo koncentracijo prostih elektronov in jih imenujemo donatorji. P-tipu polprevodnika pa so dodane primesi, ki povečajo koncentracijo prostih vrzeli, ter jih imenujemo akceptorji. V trenutku združitve p in n spoja začno vrzeli odtekati iz p-tipa polprevodnika v n-tip polprevodnika, elektroni pa v nasprotni smeri. Posledično ima n-tip polprevodnika vedno višji pozitivni naboj, medtem ko ima p-tip vedno bolj negativen prostorski naboj. Začne se vzpostavljati električno polje, katerega smer je od n-tipa polprevodnika proti p-tipu polprevodnika. Proces prehajanja nosilcev naboja se konča, ko električno polje v p-n spoju postane tako veliko, da tokovna gostota kompenzira tokovno gostoto zaradi difuzije nosilcev naboja. Vmes se kreira t. i. osiromašeno območje, ki predstavlja območje porušene električne nevtralnosti. Preko osiromašenega območja se vzpostavi tudi t. i. difuzijska napetost, ki ima smer od n-tipa polprevodnika proti p-tipu polprevodnika [47].

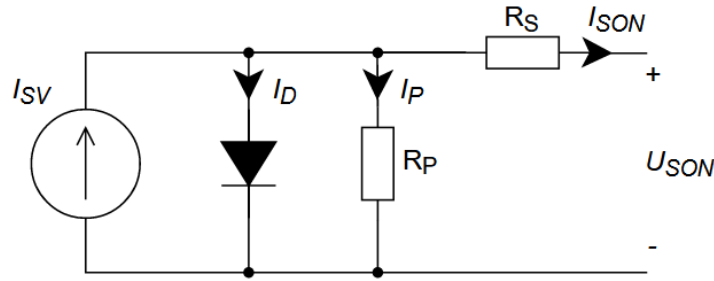
Ob pojavu svetlobe se v polprevodniški strukturi generirajo pari vrzel-elektron. Elektroni se zaradi vzpostavljenega polja začnejo pospešeno premikati proti n-tipu polprevodnika, vrzeli pa proti p-tipu polprevodnika. Ob priključitvi zunanega bremena bi skozi breme stekel tok, prenosorazmeren osvetlitvi p-n spoja [53].

Napetost in tok, ki ju sama sončna celica generira, sta seveda odvisna tako od jakosti sončnega sevanja kot tudi temperature sončne celice, a v vsakem primeru sta

za veliko večino aplikacij generirani veličini prenizki in posledično sončne celice združujemo v večje strukture, imenovane sončni moduli ali tudi sončni paneli. Pri zaporedni vezavi sončnih celic povečujemo generirano napetost, pri vzporedni vezavi pa povečujemo generiran tok.

3.2 Karakteristika sončne celice

Sončna celica se navzven obnaša kot tokovni vir. Njeno delovanje opisujejo eno in večdiodni modeli, pri čemer se pri večdiodnih modelih kompleksnost hitro povečuje, enodiodni model pa predstavlja ugodno razmerje med točnostjo in kompleksnostjo opisa [54]. Prikazuje ga slika (3.3).



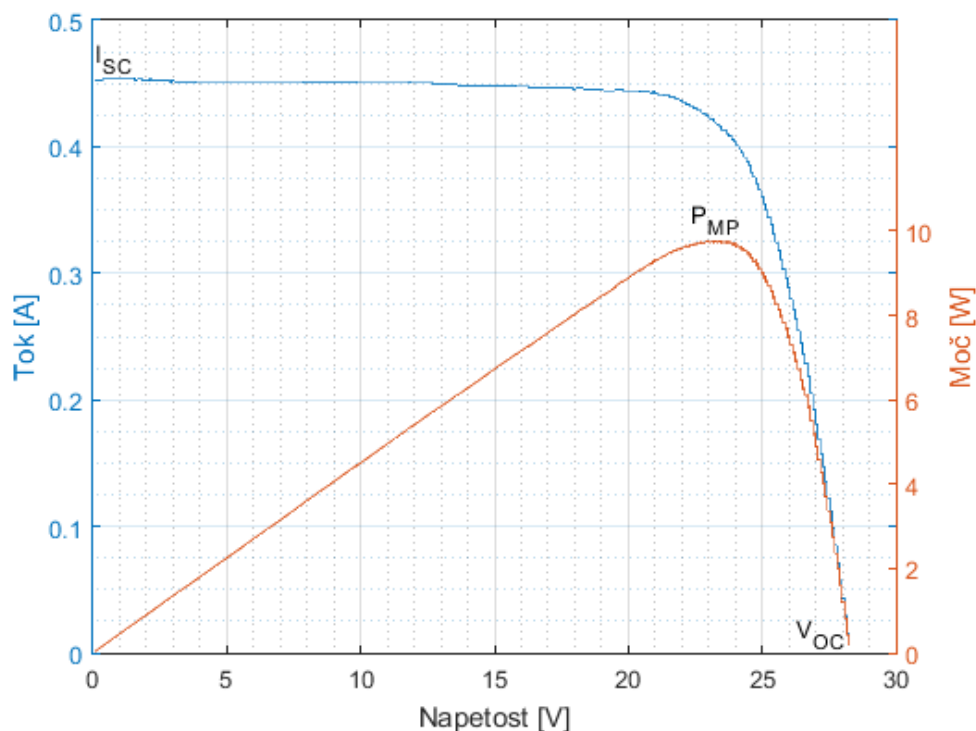
Slika 3.3: Eno-diodni model sončne celice.

Generiran električni tok je sorazmeren sončnemu sevanju (I_{SV}). Diodni tok (I_D) predstavlja izgube pri rekombinacijah v odvisnosti od napetosti na diodi, medtem ko upora R_S in R_P predstavljata serijsko ter paralelno parazitno upornost [55]. Natančneje, upor R_S predstavlja upornosti povezav (upornosti žic, spojev med sončnimi celicami ter materiala iz katerega je sončna celica izdelana) za katero bi želeli, da je čim nižja, upornost R_P , za katero bi si želeli, da je čim višja, pa predstavlja puščanje p-n spoja zaradi napak v kristalni zgradbi polprevodnika oz. zaradi prisotnosti neželenih tujih primesi v samem spoju [47]. Tok (I_{SON}) za eno-diodni model sončne celice podaja enačba (3.4).

$$I_{SON} = I_{SV} - I_D - I_P = I_{SV} - I_{SC_D} \times \left(e^{\frac{U_{SON} + I_{SON} \times R_S}{n \times U_T}} \right) - \frac{U_{SON} + I_{SON} \times R_S}{R_P} \quad (3.4)$$

V enačbi (3.4) oznako n predstavlja faktor idealnosti diode, ki se v praksi nahaja med 1 in 2, oznaka U_T pa predstavlja termično napetost, ki pri temperaturi $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ znaša približno $25,7\text{ mV}$.

Najvišji tok, ki ga sončna celica lahko generira, se imenuje kratkostični tok (angl. Short-Circuit current). Označujemo ga z I_{SC} , in je dosežen v primeru kratkostičenosti sponk sončne celice. Najvišja napetost, ki jo celica lahko generira, se imenuje napetost odprtih sponk (angl. Open-Circuit voltage). Označujemo jo z V_{OC} in dosežemo, ko ni na celico priključeno nobeno breme. Tako kratkostični tok kot napetost odprtih sponk sta predstavljena na tokovno-napetostni (I-U) karakteristiki, kateri je večkrat pridružena tudi karakteristika moči v odvisnosti od napetosti (P-U). Obe karakteristiki sta za primer sončnega modula prikazani na sliki (3.4).

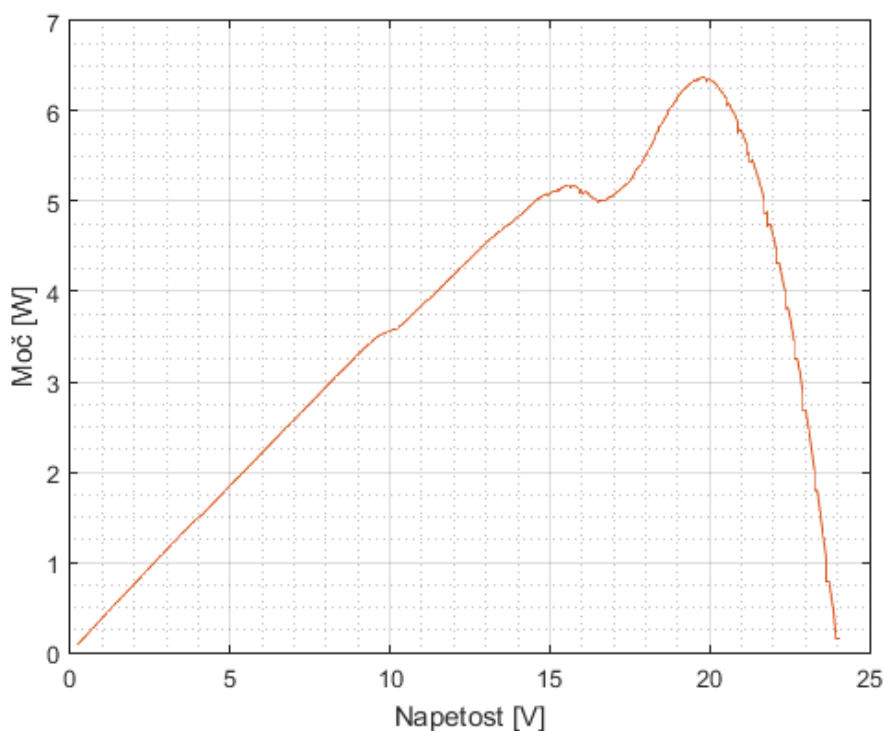


Slika 3.4: Karakteristika toka in moči v odvisnosti od napetosti za primer sončnega modula.

S slike (3.4) je razvidno, da ima karakteristika moči v običajnem primeru en vrh, ki ga imenujemo točka maksimalne moči oz. MPP (angl. Maximum Power Point). V realnosti se lahko pojavi več vrhov, in sicer, ko sončni modul ni enakomerno osvetljen ali pa ko imamo vezavo več sončnih modulov, ter ti niso med sabo enakomerno osvetljeni. To se najpogosteje zgodi v primeru oblakov ter stavb, dreves in drugih objektov, ki mečejo senco na modul. V tem primeru imamo na karakteristiki več lokalnih točk maksimalne moči oz. LMPP (angl. Local Maximum Power Point), pri

čemer je ena izmed njih po moči običajno najvišja, ter se imenuje globalna točka maksimalne moči oz. GMPP (angl. Global Maximum Power Point). Želja je čimbolj optimizirati proizvodnjo električne energije s strani sončnih modulov, za kar je potrebna posebna naprava, imenovana sledilnik točke maksimalne moči oz. MPPT regulator.

Delno senčenje sončnih modulov, ki so sestavljeni iz zaporedno vezanih sončnih celic, lahko predstavlja velik problem. V kolikor je modul sestavljen le iz zaporedno vezanih celic, najbolj osenčena celica omejuje tok skozi to verigo sončnih celic. Če bi bil tak modul kratkostičen, bi se vsa energija porabljala na osenčeni celici, kar bi privedlo do lokalnega segrevanja (angl. Hot-spot heating), ki lahko kvarno vpliva na samo sončno celico [56]. V ta namen se zato uporabljajo obvodne diode, preko katerih teče električni tok v primeru senčenja segmenta sončnih celic, kateremu pripada obvodna dioda. Uporaba obvodnih diod je tudi razlog za pojav večjega števila vrhov v karakteristiki moči v odvisnosti od napetosti pri sončnem modulu [57]. Karakteristiko moči v odvisnosti od napetosti za primer neenakomerno osončenega modula prikazuje slika (3.5).



Slika 3.5: Karakteristika toka in moči v odvisnosti od napetosti za primer neenakomerno osončenega modula.

3.2 Optimiziranje delovanja sončnih modulov

Da lahko iz sončnega modula potegnemo čim višji delež električne moči oz. energije mora v splošnem sončni modul delovati v točki MPP, v kolikor je na P-U karakteristiki vrh moči le eden, oz. v točki GMPP, v kolikor je vrhov več.

Po teoremu maksimalnega prenosa moči velja, da bo iz sončnega modula najvišji delež moči na breme prenesen, ko bo upornost bremena enaka upornosti generatorja, v tem primeru sončnega modula. Če iz izhodišča P-U karakteristike danega sončnega modula potegnemo premico skozi točko MPP oz. GMPP, bo njen naklon ravno enak inverzni vrednosti upornosti iskane upornosti [58]. Računsko pa to upornost določimo kot kvocient med napetostjo in tokom v točki maksimalne moči. V kolikor bo na priključke sončnega modula priključeno breme s točno tako upornostjo, bo v breme prenesena najvišja možna moč v danem trenutku.

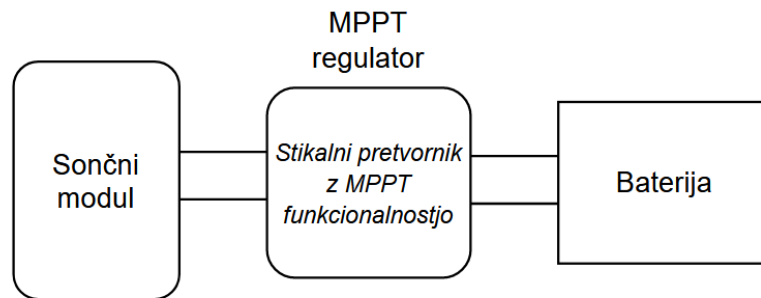
Seveda pa temu največkrat ni tako, poleg tega se upornost sončnega modula v točki maksimalne moči spreminja najbolj z osvetlitvijo in temperaturo [59]. Naloga MPPT regulatorja, ki se uporablja v kombinaciji s sončnimi moduli, je tako kontinuirano slediti spremembam lege točke maksimalne moči, obenem pa tudi preslikovati upornost bremena na upornost sončnega modula v točki maksimalne moči. Na primeru naše aplikacije kot breme na izhodu sicer vedno nastopa baterija, ki hkrati tudi določa napetost na izhodu MPPT regulatorja.

Najbolj enostaven tip regulatorja za sončne module je t. i. pulzno-širinski oz. PWM (angl. Pulse Width Modulation) regulator [60]. Ta regulator v grobem sestoji iz tranzistorja in logike, ki odpira tranzistor, kateri se nahaja med sončnim modulom in baterijo. Deluje po principu stikala. Ko je tranzistor zaprt, je napetost na sončnem modulu enaka napetosti odprtih sponk. Ko pa je tranzistor popolnoma odprt, je na sončnem modulu napetost enaka seštevku napetosti baterije ter padcu napetosti čez tranzistor oz. regulator. S preklapljanjem tranzistorja se vzdržuje kontrolirano polnjenje baterije. Ta tip regulatorja je primeren za sisteme majhnih moči in primere, ko je napetost odprtih sponk sončnega modula ravno nekoliko nad napetostjo polne baterije. Za vse ostale primere ter za doseg višjih izkoristkov pretvorbe je potrebna uporaba MPPT regulatorja.

MPPT regulator je v osnovi sestavljen iz stikalnega pretvornika ter logike, ki nadzira in skrbi za delovanje stikalnega pretvornika v smislu sledenja točki maksimalne moči. Glede na potrebe aplikacije je lahko uporabljen tip stikalnega pretvornika tak, ki pretvarja vhodno napetost na nižjo napetost oz. pretvornik navzdol (angl. buck converter), na višjo napetost oz. pretvornik navzgor (angl. boost

converter), ali pa pretvarja vhodno napetost na izhodno napetost, ki je višja, nižja ali enaka vhodni oz. pretvornik navzdol-navzgor (angl. buck-boost converter).

Pozicija MPPT regulatorja v sistemu sončnega modula in baterije je prikazana na sliki (3.6).



Slika 3.6: Pozicija MPPT regulatorja med sončnim modulom in baterijo.

Krmiljenje pretvornika za namen sledenja točki maksimalne moči je lahko izvedeno čisto preprosto na analogen način [61], največkrat pa gre zaslediti za kombinacijo analogno-digitalne izvedbe, pri kateri algoritem na mikrokontrolerju nadzira delovanje regulatorja s spreminjanjem delovnega cikla le-tega [62]. Pri stikalnem pretvorniku tipa navzgor preslikava ($R_{B_NAVZGOR}$) med pravo upornostjo bremena (R_B) in preslikano upornostjo bremena, kot jo vidi vir na vhodu pretvornika, ni enaka kot pri stikalnem pretvorniku tipa navzdol ($R_{B_NAVZDOL}$). Zvezo za preslikavo pri stikalnem pretvorniku tipa navzgor podaja enačba (3.5), preslikavo pri stikalnem pretvorniku tipa navzdol pa enačba (3.6).

$$R_{B_NAVZGOR} = (1 - D)^2 \times R_B \quad (3.5)$$

$$R_{B_NAVZDOL} = \frac{R_B}{D^2} \quad (3.6)$$

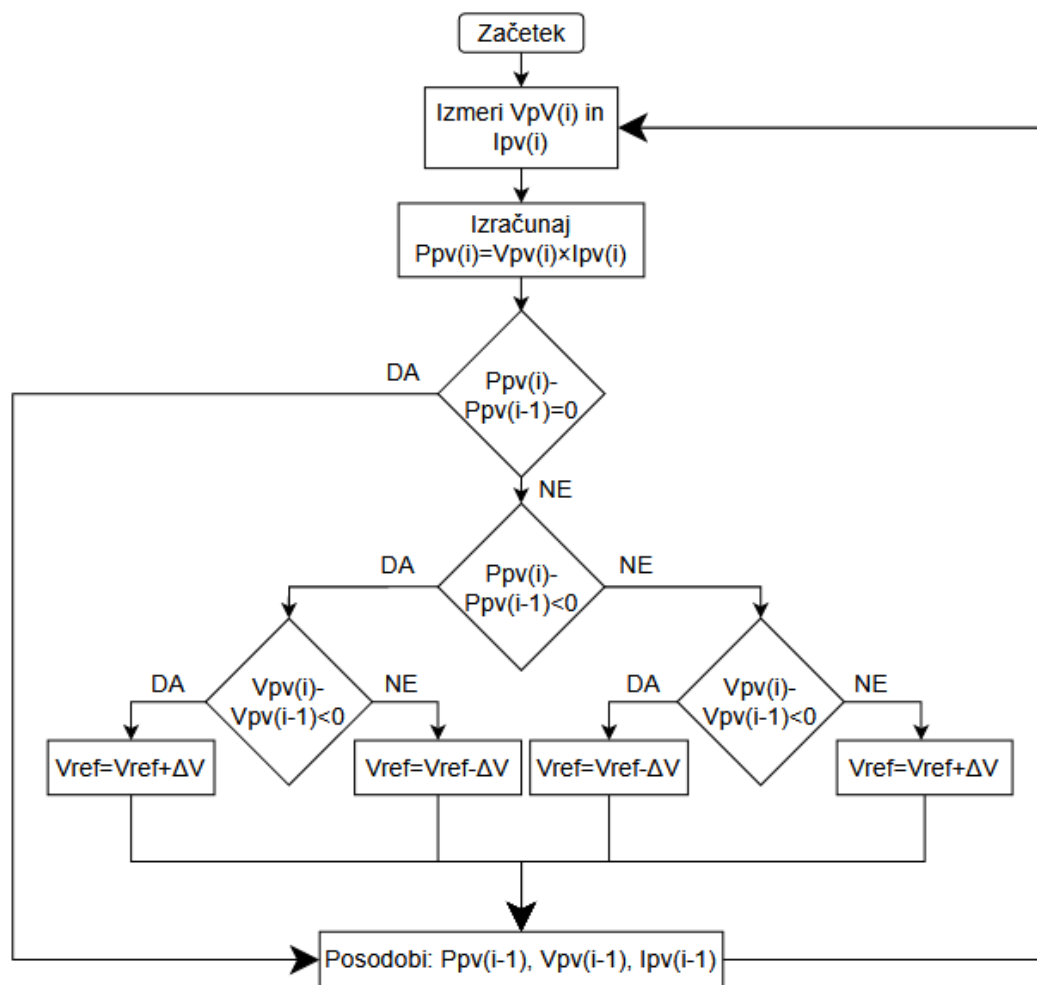
V enačbah spremenljivka D podaja vrednost delovnega cikla pretvornika, ki se nahaja v območju med 0 in 1, in sicer konkretno v območju ki ga lahko delovni cikel zavzame, da bo izbrani pretvornik stabilno deloval v želenem načinu. Spremenljivka R_B predstavlja dejansko upornost bremena. Enačbi sicer veljata za idealni pretvornik, v realnosti pa seveda noben pretvornik ne deluje s 100 % izkoristkom.

Algoritmi, uporabljeni v izvedenkah MPPT regulatorjev, na različne načine izvajajo sledenje točki maksimalne moči. Določitev lege te točke je možna tako računsko kot tudi z iskanjem. V vsakem primeru je potrebno za čim višji izkoristek to točko najti čimbolj hitro, ter, ko je točka najdena, tudi čim manj oscilirati okrog nje.

Algoritmi se sicer razlikujejo v hitrosti sledenja MPP, kompleksnosti implementacije ter med drugim tudi v tipih senzorjev veličin, katerih izmerki nastopajo kot vhodni podatki v algoritem [63]–[66]. Algoritme delimo na direktne in indirektne [63], [67]. Pri direktnem tipu algoritmov se določanje položaja MPP izvaja preko merjenja električnih veličin – toka in napetosti. Pri indirektnem tipu algoritmov pa se lega MPP določa na podlagi neelektričnih veličin, kot sta temperatura in sončno sevanje. Slednji tip algoritmov je seveda veliko bolj podvržen številnim zunanjim vplivom, bolj kompleksen in dražji. Najbolj znana predstavnika direktnega tipa algoritmov sta P&O (Perturb & Observe), ter IC (Incremental Conductance) [68]–[70]. Zanju je značilno učinkovito sledenje pri stacionarnem sončnem sevanju, medtem ko pri hitrih spremembah njuna učinkovitost upade. Ob hitrih spremembah osvetlitve se namreč lahko zgodi, da algoritma nekaj časa sledita točki v napačno smer, preden se smer sledenja spremeni v pravo [71]. Na učinkovitost algoritma vplivata tudi frekvenca sledenja ter velikost koraka referenčne napetosti. Manjši korak prinaša bolj počasno hitrost sledenja, a hkrati tudi manjše oscilacije okrog MPP. Večji korak prinaša višjo hitrost sledenja, a hkrati večje oscilacije okrog MPP, lahko pa izbira prevelikega koraka prinese divergenco algoritma [72]. Kompromis bi bil adaptiven korak, katerega velikost narašča z oddaljenostjo od MPP. Adaptiven korak je tudi moč srečati pri nekaterih izvedenkah algoritmov. V literaturi je kot izboljšane izvedenke algoritmov najti največkrat prav algoritme, ki temeljijo na algoritmu P&O [72]–[74] in IC [68].

Leta 2010 je bil vpeljan standard EN50530 [75], ki med drugim podaja postopek za testiranje MPPT funkcionalnosti pri statičnih in dinamičnih razmerah [76]. Na žalost pa je kljub temu zaslediti v literaturi večino algoritmov, ki so bili testirani pri pogojih, kot so si jih zamislili avtorji posameznih algoritmov. Posledično je zelo težko primerjati učinkovitost delovanja algoritmov med seboj.

Potek primera osnovne različice P&O algoritma [77] je prikazan na sliki (3.7).



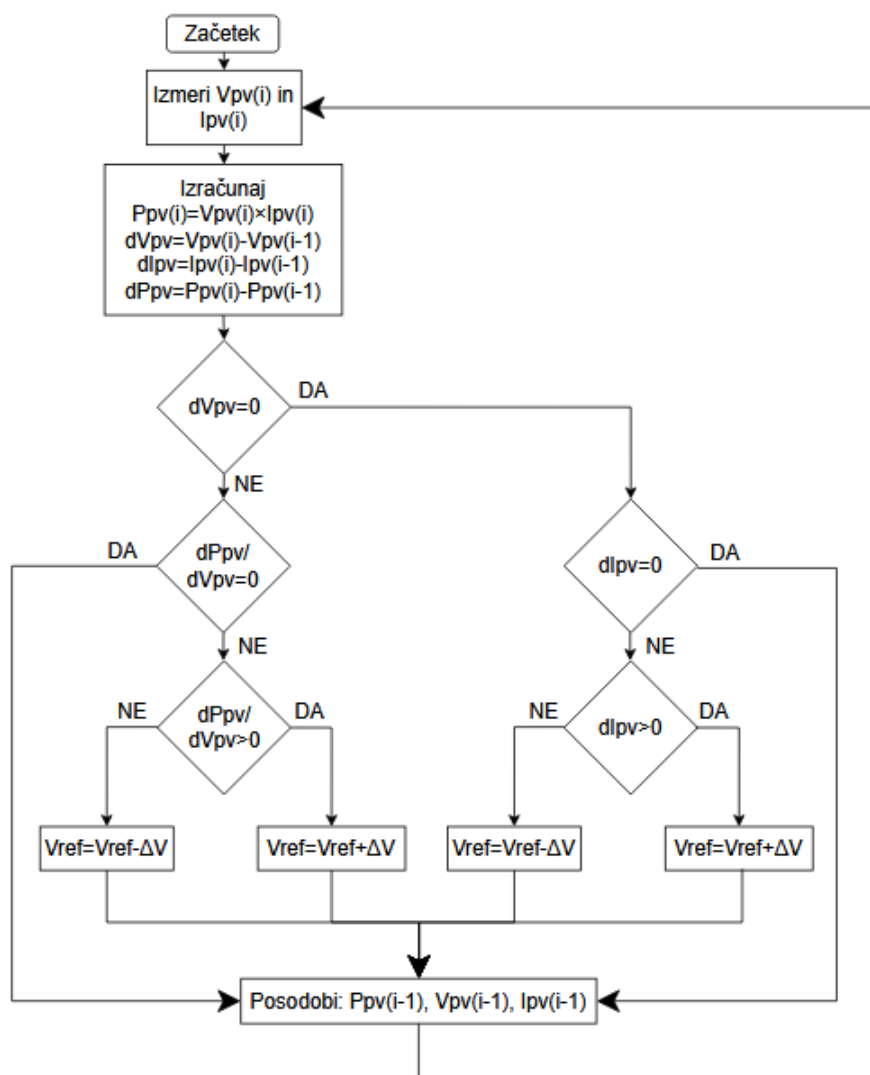
$Ppv(i)$, $Vpv(i)$ in $Ipv(i)$ predstavljajo trenutne izmerke posameznih veličin
 $Ppv(i-1)$, $Vpv(i-1)$ in $Ipv(i-1)$ predstavljajo pretekle izmerke posameznih veličin
 $Vref$ predstavlja referenčno napetost
 ΔV predstavlja korak referenčne napetosti

Slika 3.7: Diagram poteka pri preprosti različici algoritma P&O.

Kot je razvidno iz diagrama poteka, je delovanje algoritma P&O precej enostavno. Na začetku se izmerita trenutni vrednosti toka in napetosti, kar je podlaga za izračun trenutne moči. Nadalje se preveri ali je aktualni izračun moči enak predhodnemu izračunu. V kolikor je, se krog algoritma zaključi in začnemo ponovno od začetka. V kolikor pa moč ni enaka prejšnji, algoritem preveri ali je manjša oziroma večja. V kolikor je nova izračunana trenutna moč manjša od predhodne, se preveri ali je tudi izmerjena napetost nižja od predhodne. V kolikor je izmerjena napetost bila nižja, se referenčna napetost pretvornika poveča za določen korak. To pomeni, da je bila v tem trenutku delovna točka stikalnega pretvornika levo od vrha, kjer se nahaja MPP v P-U karakteristiki sončnega modula. V kolikor je bila izmerjena napetost višja od predhodne, pa se delovno točko regulatorja premakne k nižjim napetostim, tako da

se zniža referenčno napetost pretvornika za določen korak. V tem primeru smo se tako nahajali desno od vrha MPP na P-U karakteristiki, pri čemer moč tu še posebej hitro pada z višanjem napetosti, kar je tudi razvidno s slike (3.4). Če pa se izkaže, da je v tem krogu bila nova moč večja od predhodne, kljub temu, da se je bila novo izmerjena napetost višja od predhodne, se nadaljuje s povečanjem referenčne napetosti pretvornika. V drugem primeru pa, v kolikor se izkaže, da je bila nova moč višja kljub temu, da je bila novo izmerjena napetost nižja od predhodne, se nadaljuje z nižanjem napetosti, tako da se zniža referenčno napetost pretvornika. Algoritem torej na podlagi spremembe referenčne napetosti oz. delovnega cikla pretvornika s korakom določene velikosti strni k iskanju maksimuma moči.

Algoritem IC po drugi strani temelji na dejstvu, da je kvocient spremembe moči s spremembo napetosti levo od vrha MPP večji od nič, saj moč z napetostjo narašča. Kvocient spremembe moči s spremembo napetosti desno od vrha MPP je manjši od nič, saj tu moč z napetostjo pada. Točno v točki MPP pa je odvod moči po napetosti oz. kvocient spremembe moči s spremembo napetosti enak nič. V primerjavi s P&O algoritmom, ki oscilira tudi, ko je v točki MPP, algoritem IC v točki MPP po definiciji ne povzroča oscilacij. Potek osnovne verzije IC algoritma [62] je prikazan na sliki (3.8).



$Ppv(i)$, $Vpv(i)$ in $Ipv(i)$ predstavljajo trenutne izmerke posameznih veličin
 $Ppv(i-1)$, $Vpv(i-1)$ in $Ipv(i-1)$ predstavljajo pretekle izmerke posameznih veličin
 $dIpv$, $dVpv$ in $dPpv$ predstavljajo razlike med trenutno vrednostjo posameznih veličin in vrednostjo veličin v prejšnjem koraku
 $Vref$ predstavlja referenčno napetost
 ΔV predstavlja korak referenčne napetosti

Slika 3.8: Diagram poteka pri preprosti različici algoritma IC.

Delovanje algoritma IC se prične podobno kot pri algoritmu P&O. Na začetku se pomeni trenutno napetost in tok, nakar se izračuna vrednost trenutne moči, razlike med trenutno in preteklo izmerjeno vrednostjo moči, napetosti in toka. V nadaljevanju se najprej preveri ali je prišlo od prejšnje iteracije do razlike med novo in preteklo izmerjeno napetostjo. V kolikor razlike ni, se preveri ali je morda razlika v spremembi toka, če pa tudi te ni, se ta krog algoritma zaključi. V kolikor se pri nespremenjeni razliki napetosti razlika toka poveča, se smatra, da je točka maksimalne moči pri višji napetosti, zato se referenčno napetost pretvornika poveča, v primeru, da je razlika

tokov manjša od nič, pa se referenčna napetost pretvornika zmanjša v pričakovanju, da je vrh maksimalne moči pri nižji napetosti.

V kolikor se že pri prvem preverjanju zazna razlika med trenutno in preteklo izmerjeno napetostjo, algoritem preveri ali je morda vsaj kvocient med razliko moči in razliko napetosti enak nič. V kolikor je, se aktualni krog algoritma zaključi. V primeru, da je sprememba moči s spremembo napetosti večja kot nič, algoritem nadaljuje s povečanjem referenčne napetosti pretvornika, v nasprotnem primeru, če bi bil kvocient spremembe moči s spremembo napetosti manjši od nič, pa algoritem nadaljuje z zmanjšanjem referenčne napetosti pretvornika.

Obstajajo tudi drugi še bolj preprosti algoritmi, kot je denimo algoritem fiksne napetosti oz. CV (angl. Constant Voltage) [62]. Ta algoritem predpostavlja, da napetost v točki maksimalne moči predstavlja določen faktor napetosti odprtih sponk V_{oc} . V praksi ni nujno, da to drži, prav tako se napetost v točki maksimalne moči spreminja tako z osvetlitvijo kot tudi s temperaturo, posledično je izkoristek takega algoritma navadno precej nižji.

3.4 Pregled proizvajalcev sončnih modulov in MPPT regulatorjev primernih za uporabo na brezpilotnih letalnikih

Po svetu je kar nekaj podjetij, ki so vključene v raziskavo, razvoj in prodajo različnih tipov fleksibilnih sončnih celic oz. modulov. Ti moduli se razlikujejo glede na materiale iz katerih so narejeni in posledično specifikacij. Razlikujejo pa se seveda tudi v ceni, čeprav so podatki o ceni le redko prosto dostopni. Zelo redko so tudi javno dostopne podrobne tehnične specifikacije, kar zelo otežuje primerjavo.

Nekaj zanimivih podjetij, ki ponujajo sončne celice oz. module z visokim izkoristkom ter so primerni za montažo na brezpilotni letalnik:

1) MicroLink Devices, Inc. [78]

Ponujajo enospojne, dvospojne in trispojne fleksibilne sončne celice, ki jih lahko združijo v sončni modul maksimalno določene velikosti. Njihove celice so zelo učinkovite, demonstrirano več kot 30 % pri spektru AM1.5. Debelina celice znaša manj kot 40 μm . Masa na enoto površine je pri tem manjša kot 250 g/m^2 , moč na enoto površine večja kot 250 W/m^2 in specifična moč večja kot 1000 W/kg .

2) Ascent Solar Technologies, Inc. [79]

Ponujajo CIGS (angl. Copper Indium Gallium Selenide) tip sončnih celic. Imajo specifično moč večjo kot 200 W/kg in maso na enoto površine v rangi 400 g/m^2 . Dodatne tehnične specifikacije njihovih celic javno niso na voljo.

3) AltaDevices, Inc [80]

Podjetje, ki je delovalo do konca leta 2019, je proizvajalo enospojne in dvospojne sončne celice. Podjetje je nosilo rekord v učinkovitosti celic, pri spektru AM1.5, ki je znašal 28,8 % za enospojne in 31.6 % za dvospojne sončne celice [81]. Masa na enoto površine njihovih celic je bila manjša kot 180 g/m^2 , moč na enoto površine večja kot 250 W/m^2 in specifična moč večja kot 1400 W/kg .

Obstajata tudi še firmi SolAero technologies, Corp. [82], ter Spectrolab, Inc. [83], ki pa sta specializirani predvsem za izdelavo sončnih celic ter modulov za uporabo v vesoljskih aplikacijah. Sončne celice podjetja SolAero so uporabljene na prvem zračnem plovilu, ki je kadarkoli poletelo na drugem planetu. Gre za helikopter Ingenuity [84], ki je na Mars skupaj z matičnim plovilom Perseverance prispel februarja leta 2021, prvič pa poletel aprila istega leta. Specifikacije sončnih celic obeh podjetjih so optimizirane za spekter sevanja AM0, kar velja prav za vesoljske aplikacije.

Med zgoraj naštetimi ni ponudnikov sončnih celic oz. modulov, ki temeljijo na silicijevi osnovi. Razlog za to je manjši izkoristek takih sončnih celic, kar seveda pomeni manjšo moč na enoto površine. To pa je pri aplikacijah kot so brezpilotni letalniki nezaželeno zaradi že tako omejene razpoložljive površine za montažo sončnih modulov. Bi pa bili taki moduli zagotovo cenejši, zato bi vsekakor veljalo poiskati kompromis.

Kar se tiče sledilnikov točke maksimalne moči, je podjetje Genasun [85] edini ponudnik MPPT regulatorjev, ki so zaradi mase in velikosti primerni za montažo na brezpilotni letalnik. Največji problem je relativno nizka maksimalna napetost, ki jo še tolerirajo na vhodu. Po specifikacijah znaša največ 27 V, kar je v veliko primerih prenizka napetost, sploh če imamo večje število modulov in jih želimo vezati zaporedno. Ostane nam tako le izdelava lastnega MPPT regulatorja.

4 Implementacija sistema za povečanje avtonomije na brezpilotni letalnik Bramor

Za povečanje avtonomije letalnika Bramor je bil izbran sistem, ki temelji na izkoriščanju sončne energije. V ta namen so tako potrebni sončni moduli ter MPPT regulator. Sončni moduli so bili po naročilu izdelani pri proizvajalcu Alta Devices, Inc. [80], ki je bil v času nakupa še vedno aktiven proizvajalec, MPPT regulator pa je bil, glede na tehnične zahteve, izdelan v lastni režiji.

Vsekakor je bila prvotno ideja izdelati lastni algoritem za sledenje točki maksimalne moči, vendar je zaradi pomanjkanja opreme za izvedbo testiranja po standardu EN50530 nadaljevanje te ideje, čeprav je bila že izdelana prva verzija ustrezne elektronike, postalo zelo oteženo. Brez testiranja po standardu bi namreč težko dokazali višjo učinkovitost algoritma v primerjavi z že obstoječimi algoritmi. Nadaljevanje te ideje pa je znatno začelo ovirati tudi pomanjkanje ključnih elektronskih komponent zaradi izpada proizvodnje polprevodniških komponent v zadnjem času, kot posledica bolezni Covid, ki je prizadela celoten svet [86]. Tako je ostala na voljo le še uporaba komercialno dostopnih rešitev, zato zgrajeni MPPT regulator ni tako optimiziran v želeni meri.

Pri izgradnji MPPT regulatorja je potrebno upoštevati, da je njegova učinkovitost poleg učinkovitosti samega algoritma odvisna tudi od učinkovitosti komponent, ki regulator sestavljajo.

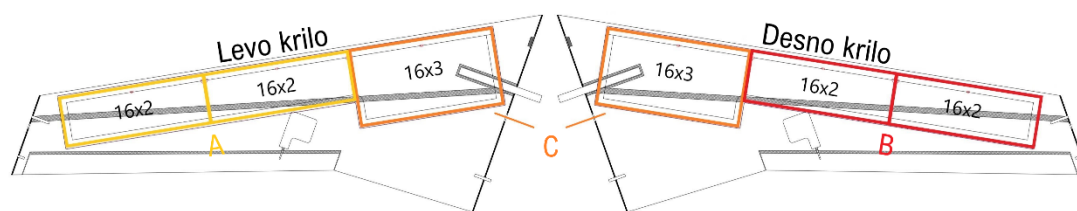
4.1 Specifikacije uporabljenih sončnih modulov

Podjetje Alta Devices, Inc., je za namen povečanja avtonomije letalnika Bramor zagotovilo 6 sončnih modulov. Pri tem sta 2 modula velikosti 16 x 3, kar pomeni da ga sestavljajo 3 vzporedno vezane verige po 16 sončnih celic vezanih zaporedno, štirje moduli pa so velikosti 16 x 2, kar pomeni, da ga sestavljata dve vzporedno vezani verigi s 16 sončnimi celicami vezanimi zaporedno. Vsak sončni modul ima vgrajene po dve obvodni diodi, pri čemer tako vsaka mostiči polovico modula v primeru

senčenja. Na vsako krilo letalnika sta bila montirana po dva modula velikosti 16 x 2, ter po en modul velikosti 16 x 3.

Za določitev tehničnih specifikacij MPPT regulatorja je potrebno najprej ugotoviti tehnične specifikacije izbranih modulov. Na tem mestu je bil narejen tudi kompromis. Ker so vsi moduli postavljeni na praktično enaki ravnini, ter so večino časa vsi osončeni enakomerno, je bil za vse module predviden skupen MPPT regulator. Število fizičnih povezav je bilo nadalje zmanjšano z vezavo po dveh modulov enake velikosti zaporedno. Vse to je bilo možno narediti brez težav, saj imajo vsi moduli po specifikacijah enako število zaporedno vezanih celic, torej enako napetost. Tako sta bila oba modula velikosti 16 x 2 na levem krilu vezana zaporedno, oba modula velikosti 16 x 2 na desnem krilu vezana zaporedno, zaporedno pa sta bila vezana tudi modul velikosti 16 x 3 na levem krilu z modulom 16 x 3 na desnem krilu. Verigo zaporedno vezanih modulov manjše velikosti na levem krilu označimo z A, na desnem krilu z B, preostalo verigo modulov, pri čemer je en modul na enem, drugi pa na drugem krilu, označimo s C.

Postavitev verig s sončnimi moduli na krilih letalnika je prikazana na sliki (4.1).



Slika 4.1: Prikaz verig s sončnimi moduli na krilih letalnika.

Tehnične specifikacije na nivoju posameznih verig s sončnimi moduli so prikazane v tabelah (4.1) in (4.2).

Ime verige	Število sončnih celic v verigi vezanih zaporedno/vzporedno	Napetost odprtih sponk - V_{OC} (V)	Tok kratkega stika - I_{SC} (A)
A	32/2	$36,06^2/35,20^1/33,19^3$	$0,45^4/0,46^1/0,47^5$
B	32/2	$36,06^2/35,20^1/33,19^3$	$0,45^4/0,46^1/0,47^5$
C	32/3	$36,06^2/35,20^1/33,19^3$	$0,68^4/0,69^1/0,71^5$

Tabela 4.1: Tehnične specifikacije uporabljenih sončnih modulov – število sončnih celic v verigi, napetost odprtih sponk in tok kratkega stika.

Ime verige	Napetost v točki maksimalne moči – V_{MP} (V)	Tok v točki maksimalne moči – I_{MP} (A)	Moč v točki maksimalne moči – P_{MP} (W)
A	31,58 ² /30,72 ¹ /28,71 ³	0,43 ⁴ /0,44 ¹ /0,45 ⁵	13,72 ⁶ /13,52 ¹ /13,00 ⁷
B	31,58 ² /30,72 ¹ /28,71 ³	0,43 ⁴ /0,44 ¹ /0,45 ⁵	13,72 ⁶ /13,52 ¹ /13,00 ⁷
C	31,58 ² /30,72 ¹ /28,71 ³	0,65 ⁴ /0,66 ¹ /0,68 ⁵	20,58 ⁶ /20,28 ¹ /19,51 ⁷

Tabela 4.2: Tehnične specifikacije uporabljenih sončnih modulov - napetost v točki maksimalne moči, tok v točki maksimalne moči in moč v točki maksimalne moči

V obeh tabelah so prikazane tri različne vrednosti za tokove, napetosti in moč pri treh različnih temperaturah. S številko 1 (sredinske vrednosti) so v tabeli označene vrednosti, ki ustrezajo standardnim testnim pogojem oz. STC (angl. Standard Test Condition) [87] in se običajno uporabljajo pri navajanju podatkov sončnih modulov v njihovih podatkovnih listih, kar omogoča lažjo primerjavo med moduli različnih proizvajalcev. STC testni pogoji sicer zajemajo jakost sončnega sevanja v vrednosti 1000 W/m^2 , temperaturo celice oz. modula 25°C in spekter sončnega sevanja AM1.5G. Ostale vrednosti tokov, napetosti in moči, ki so podane v tabeli, pa so izračunane na podlagi znanih temperaturnih koeficientov napetosti, toka in moči. Pri tem temperaturni koeficient toka (α_I) znaša $+0,084 \text{ \%/}^\circ\text{C}$ od 25°C , temperaturni koeficient napetosti (β_U) znaša $-0,187 \text{ \%/}^\circ\text{C}$ od 25°C in temperaturni koeficient moči (γ_P) znaša $-0,095 \text{ \%/}^\circ\text{C}$ od 25°C . Preostale podane vrednosti za tokove, napetosti in moči tako veljajo za minimalno ter maksimalno pričakovano temperaturo sončnih modulov med uporabo. Kot minimalna temperatura je bila izbrana 10°C , kot maksimalna pa 60°C . Ti dve temperaturi bi po pričakovanjih ustrezali vrednostim doseženim v času od meseca marca do septembra, ko so razmere za letenje s sončnimi moduli v naših krajih najbolj ugodne. Tako vrednosti napetosti, označeni s številko 2, ustreza izračunana vrednost pri minimalni temperaturi, prav tako tej temperaturi ustrezajo izračunane vrednosti toka označene s številko 4 in vrednosti moči označene s številko 6. Maksimalni temperaturi sončnega modula pripada vrednost napetosti označeni s številko 3, vrednosti tokov s številko 5 in vrednosti moči s številko 7.

Kot je razvidno iz tabel, je najvišja napetost odprtih sponk (V_{OC}) pričakovana pri najnižji predvideni temperaturi sončnih modulov med delovanjem, prav tako je pri najnižji temperaturi pričakovana najvišja maksimalna moč (P_{MP}), medtem ko je maksimalni tok (I_{SC}) pričakovan pri najvišji predvideni temperaturi sončnih modulov med delovanjem.

V tabelah so upoštevane le spremembe veličin v odvisnosti od temperature. Seveda se njihove vrednosti spreminjajo tudi glede na vrednost sončnega sevanja [88]. Na primer, vrednost kratkostičnega toka pri dani temperaturi se multiplicira z razmerjem med dejansko jakostjo sončnega sevanja in jakostjo, kot jo podaja testiranje pod pogoji STC, torej 1000 W/m^2 . Po drugi strani pa se tudi napetost odprtih sponk (V_{OC}) spreminja v odvisnosti od jakosti sončnega sevanja, in sicer pri konstantni temperaturi sončnega modula narašča napetost odprtih sponk z naraščajočo jakostjo sevanja. Ni pa ta zveza linearna in velja tudi, da je napetost odprtih sponk veliko bolj odvisna od temperature, kot od osvetlitve.

Seveda se s spremembo napetosti in toka zaradi spremembe jakosti sončnega sevanja spreminja tudi maksimalna moč sončnega modula. Iz tega sledi, da je pri načrtovanju MPPT potrebno upoštevati še določen varnostni faktor. V praksi se sicer izkaže, da pogoji STC zajemajo razmere, ki niso preveč podobne tistim med realno uporabo. Temperatura sončnih celic oz. sončnega modula je višja, jakost sončnega sevanja pa nižja, zato se velikokrat podajajo tudi specifikacije, ki ustrezajo NOCT (angl. Normal Operating Cell Temperature) pogojem. NOCT pogoji [89] zajemajo sončno sevanje v velikosti 800 W/m^2 , ambientno temperaturo 20°C , hitrost vetra 1 m/s , ter spekter sončnega sevanja AM1.5G. Te testne razmere se veliko bolj približajo realnim razmeram.

4.2 Implementacija sončnih modulov na letalnik

Sončni moduli so bili z obojestransko samolepilno folijo zalepljeni v predhodno pripravljene utore na krilih, tako da po višini čim manj odstopajo od profila krila in posledično minimalno vplivajo na samo aerodinamiko oz. aerodinamične lastnosti letalnika. V vsakem krilu so bili tekom integracije vgrajeni še štirje vodniki preseka $0,25 \text{ mm}^2$, in sicer po dva vodnika za zaporedno verigo modulov, ter dva vodnika za večji modul, ki tvori verigo z zaporedno vezavo z modulom enake velikosti na drugem krilu. Vodniki so bili speljani do konektorja na krilu, ki se ob spojitvi krila s trupom električno spoji s konektorjem nasprotnega tipa na trupu, kar omogoča integracijo potrebne elektronike in priključitev na napajalni sistem letalnika znotraj trupa letalnika. Skupna dolžina vodnikov, namenjena povezavi verig sončnih modulov z MPPT regulatorjev, znaša v posameznem krilu približno $1,7 \text{ m}$, znotraj letalnika skupno pa še približno $3,8 \text{ m}$.

Slika (4.2) prikazuje letalnik Bramor z vgrajenimi sončnimi moduli na krilih.



Slika 4.2: Izgled s sončnimi moduli opremljenega letalnika Bramor.

4.3 Izdelava MPPT regulatorja

Osnovne zahteve za tehnične specifikacije MPPT regulatorja izhajajo iz podpoglavja (4.1), zadostiti pa je potrebno tudi zahtevam, ki bi veljale na izhodu MPPT regulatorja, kjer napetost določa LiPo baterijski paket, za katerega velja, da je njegova polna napetost enaka 4,2 V na celico oz. 16,8 V na nivoju paketa. Po drugi strani ima povsem prazna baterija napetost 3 V na celico oz. 12 V na paket. To je skrajna vrednost, ki tekom redne uporabe praktično ni nikoli dosežena. Večinoma se paketi praznijo do napetosti okvirno 14 V, saj je pod to napetostjo v bateriji preostalo le malo več energije (po interno izvedenih testih se je izkazalo, da je preostanek energije pod napetostjo paketa 14 V le še okrog 5 %), poleg tega se z manj globokim izpraznjenjem dosega višja življenjska doba baterije. Pri gradnji MPPT regulatorja pa ne gre pozabiti tudi na željo po čim manjši velikosti ter masi.

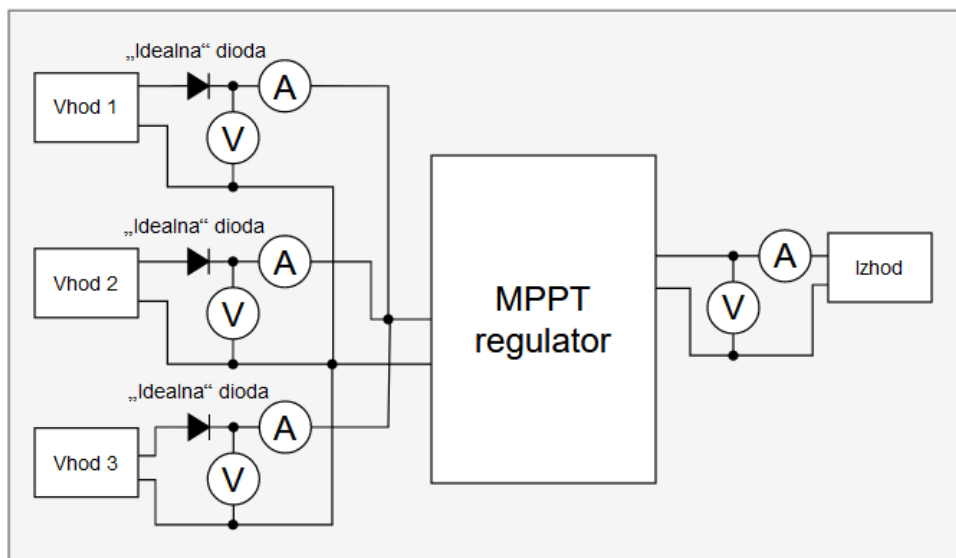
Glede na to, da je bil sprejet kompromis po uporabi enega MPPT regulatorja za vse tri verige s sončnimi moduli, je potrebno te verige na vходу MPPT regulatorja združiti vzporedno. Neposredna vzporedna vezava ne pride v poštev, saj bi v primeru senčenja ene verige ali modula v katerikoli verigi, stekel tok iz preostalih verig v to verigo, kar ima lahko kvarni vpliv za module oz. celice, v katere bi tekkel tok. Ena rešitev bi bila vzporedna vezava verig preko predhodno v linije zaporedno vezanih diod. Najpogosteje se za take namene sicer uporabljajo Schottky diode, ki nudijo precej nižji padec napetosti v primerjavi z običajnimi silicijevimi diodami. Še bolj ugodna možnost, za katero smo se tudi odločili, pa je uporaba t. i. „idealne“ diode, saj

nudi bistveno nižji padec napetosti celo v primerjavi s Schottky diodo. Ime idealna dioda predstavlja le komercialno ime tovrstne rešitve, lastnosti tega nadomestka za diodo seveda še zdaleč niso idealne, kar bo v nadaljevanju tudi predstavljeno.

Osrednji del MPPT regulatorja predstavlja stikalni pretvornik. Glede na to, da je napetost v točki maksimalne moči večino časa višja kot napetost polnega baterijskega paketa na izhodu MPPT regulatorja, bi tem razmeram popolnoma zadoščal stikalni pretvornik tipa navzdol. Vseeno bi občasno bilo možno senčenje modulov (prehod oblakov), kar bi lahko točko maksimalne moči, zaradi uporabe obvodnih diod, premaknilo k nižjim napetostim. V ta namen je bil tako kot jedro bolj zaželen stikalni pretvornik tipa navzdol-navzgor.

Za zajem napetosti in tokov na vseh treh vseh ter na izhodu regulatorja MPPT so bila uporabljena namensko integrirana vezja. Meritve teh veličin so bile izvedene za namen naknadnega ovrednotenja delovanja MPPT regulatorja, za samo delovanje regulatorja pa te meritve seveda niso nujno potrebne.

Na sliki (4.3) je tako prikazana nekoliko bolj podrobna blokovna shema MPPT regulatorja z dodanimi „idealnimi“ diodami ter merilniki napetosti in tokov.



Slika 4.3: Blokovna shema MPPT regulatorja z vključenimi merilniki napetosti in tokov ter „idealnimi“ diodami za vsako verigo s sončnimi moduli.

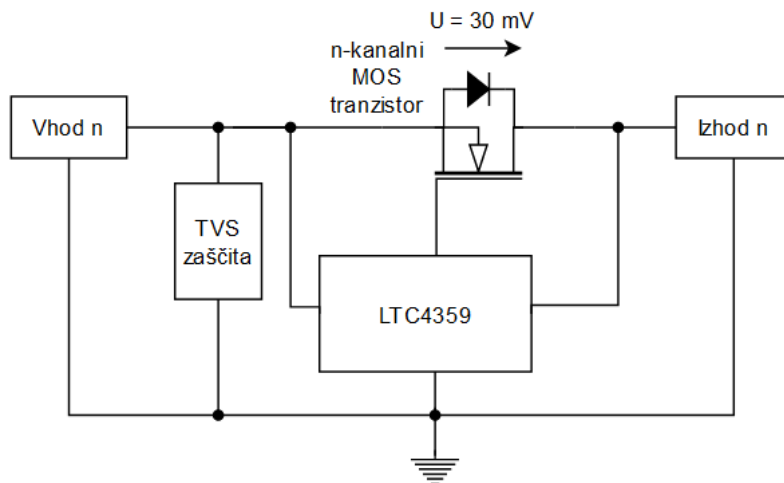
Sicer so vsi vhodi enakovredni, a vseeno je bilo za namen sledljivosti potrebno določiti kateri verigi sončnih modulov je pripadal kateri vhod. Na vhod 1 je tako bila priklopljena veriga sončnih modulov z oznako A, na vhod 2 veriga z oznako B ter na vhod 3 veriga z oznako C.

4.3.1 „Idealna“ dioda

Vezavo „idealne“ diode sestavljata v osnovi n-kanalni MOS tranzistor ter krmilnik „idealne“ diode, z oznako LTC4359 [90], proizvajalca Analog Devices, Inc. Krmilnik regulira odprtost n-kanalnega MOS tranzistorja, tako da vzdržuje napetost med njegovim izvorom in ponorom enako 30 mV. Za razliko od pretežnega števila drugih tipov tovrstnih krmilnikov, ki MOS tranzistor odpirajo z določenim delovnim ciklom, da si medtem, ko je tranzistor zaprt oziroma prevaja njegova parazitna dioda, napolnijo zagonski (angl. bootstrap) kondenzator (potreben za odpiranje n-kanalnega tranzistorja v zgornji veji), ta krmilnik drži odprt tranzistor celoten čas. Padeč napetosti 30 mV se vzdržuje, dokler tranzistor ni popolnoma odprt, nakar je padeč na tranzistorju enak po Ohmovem zakonu, torej produktu upornosti kanala tranzistorja in toka čez kanal tranzistorja. V drugem primeru pa se v primeru nižanja vhodne napetosti fiksni padeč napetosti 30 mV vzdržuje, dokler je to možno. Ko postane napetost prenizka, krmilnik tranzistor zapre, še vedno pa prevaja parazitna dioda tranzistorja, tako da potoku v tem primeru ni nikoli popolnoma zaprta, za kar tudi ni potrebe v našem primeru.

Izbrani krmilnik „idealne“ diode omogoča tudi zaščito pred reverznim tokom, ter napačno polariteto priklopljene vhodne napetosti. Sam po sebi prenese napetosti od -40 V do 100 V, pa vendar obstajajo primeri (denimo kratkostičenje vhoda ali napačna polariteta priklopa napetosti vira na vходу), pri katerih bi prehodni pojavi lahko povzročili napetostne špice, ki bi presegale to območje, zato je priporočljivo uporabiti dodatne TVS (angl. Transient Voltage Suppressor) diode na vходу krmilnika.

Preprosta shema vezja „idealne“ diode za n-ti vhod MPPT regulatorja je prikazana na sliki (4.4). V praksi so uporabljene tri „idealne“ diode, saj imamo tri vhode. Izhodi posameznih „idealnih“ diod so preko merilnikov napetosti in tokov, kot je razvidno s slike (4.3), vezani skupaj in peljejo na vhod MPPT regulatorja.



Slika 4.4: Poenostavljena shema „idealne“ diode n-tega vhoda MPPT regulatorja.

4.3.2 Stikalni pretvornik z vgrajeno MPPT funkcionalnostjo

Zaradi možnosti, da bi bila vhodna napetost tako višja kot tudi nižja od izhodne napetosti, je bilo potrebno izbrati stikalni pretvornik tipa navzdol-navzgor. Glede na to, da za razvoj lastnega algoritma ni bilo dovolj opreme, poleg tega je trg polprevodniških komponent načela kriza zaradi koronavirusne bolezni, je edina aktualna varianta postala uporaba komercialno dostopnega krmilnika stikalnega pretvornika z vgrajeno MPPT funkcionalnostjo, kot jedra MPPT regulatorja, pri čemer je bilo potrebno okoliške komponente seveda določiti na podlagi tehničnih zahtev.

Izbran je bil krmilnik sinhronnega stikalnega pretvornika tipa navzdol-navzgor pod oznako LT8490 [91], proizvajalca Analog Devices, Inc. Poleg interne logike, potrebne za delovanje takega stikalnega pretvornika, združuje krmilnik tudi MPPT funkcionalnost. Tip integriranega MPPT algoritma je P&O, s frekvenco sledenja točki MPP enako 2 Hz. Poleg sledenja okrog lokalne MPP, algoritem izvaja tudi iskanje GMPP in sicer s preletom čez celotno območje vhodnih napetosti od približno 6 V do V_{OC} . Iskanje GMPP se izvaja periodično, na približno vsakih 183 sekund. V tem času je seveda minimalni del energije izgubljen, se pa v primeru najdene MPP, ki nudi višji donos kot predhodna MPP, izvaja nato sledenje okrog nove MPP. Slabost tega algoritma je, da je iskanje periodično ne glede na svetlobne razmere. Žal je sicer sam algoritem v lasti proizvajalca, zato ni znano ali je vsebovana osnovna različica P&O algoritma, ali kakšna bolj napredna, ki npr. odpravlja napačno smer sledenja v primeru nenadne spremembe osvetlitve. Na tem mestu velja omeniti, da se med rotacijo letalnika v prostoru ohranja enakomerna osvetljenost sončnih modulov. Posledično ni pričakovati pojava več LMPP v skupni P-U karakteristiki priključenih verig s sončnimi

moduli, kar pomeni da funkcionalnost sledenja okrog lokalne MPP v tem primeru zadošča.

Uporabljen krmilnik ima vgrajen tudi splošno razširjeni algoritem za polnjenje baterije, imenovan CC/CV (angl. Constant Current/Constant Voltage), pa vendar ta v našem primeru ne pride v poštev, saj bi omejevanje toka pri polnjenju pomenilo omejevanje električne moči in tako izkoriščanje manjšega deleža električne energije, kot so jo sončni moduli v nekem trenutku sposobni generirati. Na primeru naše aplikacije je tako mnogo bolje celotno energijo, ki jo moduli v nekem trenutku lahko proizvedejo, prenesti na baterijo letalnika, ki pa je hkrati priključena tudi na napajalni sistem letalnika.

Jedro krmilnika stikalnega pretvornika LT8490 predstavlja sinhroni stikalni krmilnik pod oznako LT8705 [92], prav tako proizvajalca Analog Devices, Inc. Temelji na tokovnem načinu krmiljenja, kar pomeni, da je za aktivno spremljanje ter krmiljenje pretvornika ključna informacija padec napetosti preko merilnega upora, ki odraža tok skozi tuljavo.

Krmilnik ima implementirane štiri regulacijske zanke, in sicer dve vhodni in dve izhodni. Vhodni zanki sta namenjeni omejevanju vhodnega toka ter vhodne napetosti, izhodni pa za omejevanje izhodnega toka ter izhodne napetosti. V primeru naše aplikacije je vhodna napetostna zanka namenjena iskanju in sledenju MPP, vhodna tokovna zanka pa je namenjena omejitvi toka iz vira. Na drugi strani je izhodna napetostna zanka namenjena omejitvi izhodne napetosti, kar je pomembno pri polnjenju baterije, izhodna tokovna zanka pa omejitvi izhodnega toka, kar je večkrat prav tako pomembno pri polnjenju baterije. Katerakoli regulacijska zanka, ki se aktivira, omeji tok skozi tuljavo.

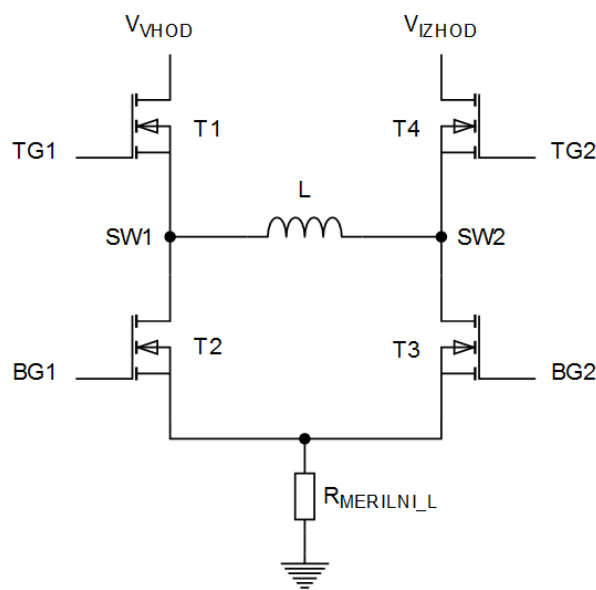
Zahtevane tehnične specifikacije pri izdelavi MPPT so bile predhodno predstavljene v podpoglavju (4.1) in (4.3), skupno pa so zbrane v tabeli (4.3).

Veličina	Vrednost
Območje vhodne napetosti :: $V_{IN(MIN)}$ / $V_{IN(MAX)}$	6 V / 36,06 V
Območje izhodne napetosti :: $V_{OUT(MIN)}$ / $V_{OUT(MAX)}$	12 V / 16,8 V
Maksimalni vhodni tok :: $I_{IN(MAX)}$	1,65 A
Maksimalna vhodna moč :: $P_{MP(MAX)}$	48,02 W

Tabela 4.3: Zahtevane tehnične specifikacije MPPT regulatorja.

4.3.3 Delovanje MPPT regulatorja

Ker je uporabljen t. i. sinhroni tip krmilnika, pomeni da poleg tuljave (L), stikalno vezje sestavljajo še štiri tranzistorji ($T1$, $T2$, $T3$, $T4$), pri čemer so uporabljeni n-kanalni MOS tranzistorji. Kot je razvidno s slike (4.5), lahko kot del stikalnega vezja upoštevamo merilni upor ($R_{MERILNI_L}$), na katerem krmilnik na diferencialni način meri padec napetosti, ki odraža tok v tuljavi ter na tak način nadzira oz. krmili delovanje stikalnega pretvornika.



Slika 4.5: Stikalno vezje krmilnika sestavljeno iz štirih n-kanalnih MOS tranzistorjev, tuljave ter merilnega upora.

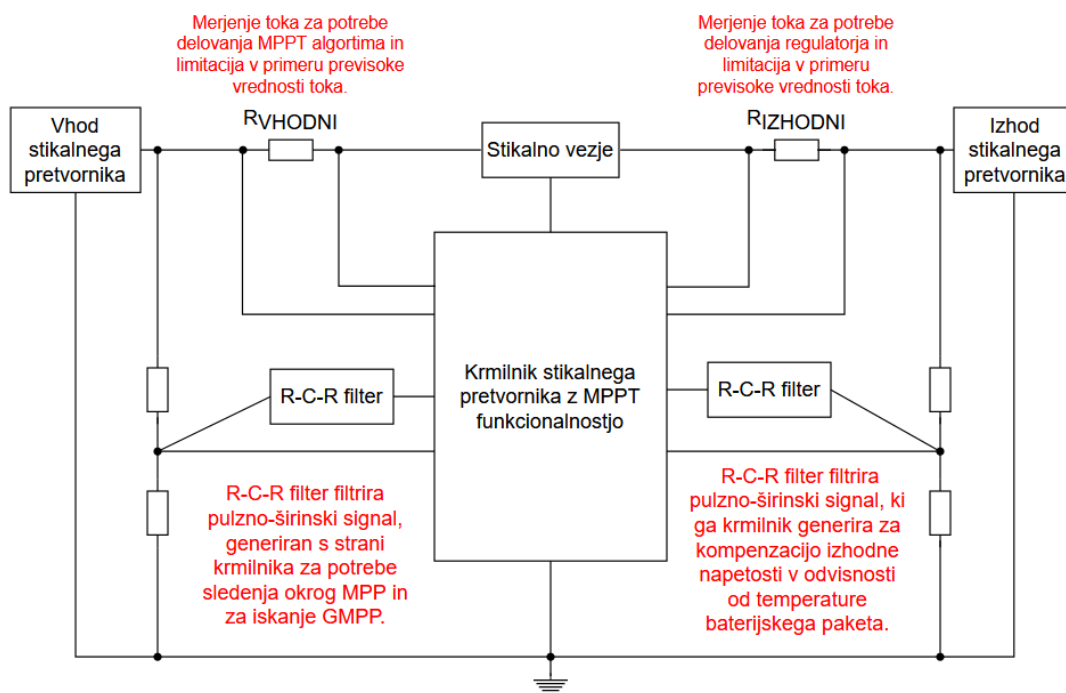
V osnovi tak stikalni pretvornik, ko je izhodna napetost nižja kot vhodna, deluje v načinu navzdol in takrat tranzistorja $T1$ in $T2$ preklapljata kot sicer pri običajnem pretvorniku navzdol. Tranzistor $T4$ je ves čas odprt (dokler ni zaznan tok v obratni smeri), tranzistor $T3$ pa ves čas zaprt. V načinu navzgor, ko je vhodna napetost nižja kot izhodna, tranzistorja $T3$ in $T4$ preklapljata kot pri običajnem pretvorniku navzgor, tranzistor $T2$ je ves čas zaprt, tranzistor $T1$ pa ves čas odprt. V vmesnem območju, ko je vhodna napetost približno enaka izhodni, pa pretvornik deluje v načinu navzdol-navzgor in takrat preklapljajo vsi štirje tranzistorji.

Izbrana delovna frekvenca stikalnega pretvornika znaša približno 202 kHz. Nastavljanje in iskanje točke maksimalne moči na sončnih moduli poteka preko vhodne napetostne in tokovne povratne vezave. Vhodna napetostna povratna vezava je tako kot običajno sestavljena iz uporovnega delilnika, na katerega pa je v tem primeru priključen še izhod R-C-R filtra, ki filtrira pulzno-širinski signal frekvence

31,25 kHz, generiranega s strani MPPT regulatorja. S spreminjanjem delovnega cikla tega pulzno-širinskega signala, se spreminja nivo vsiljene napetosti na izhodu R-C-R filtra, kar se odraža v spreminjanju napetosti na izhodu uporovnega delilnika za merjenje vhodne napetosti in posledično tudi napetosti na vhodu MPPT regulatorja, ki pa je enaka napetosti na sončnih modulih. S spreminjanjem vhodne napetosti pa se spreminja hkrati tudi vhodni tok, kateri se meri preko vhodnega upora R_{VHODNI} . Ta upor je hkrati namenjen tudi omejitvi vhodnega toka v kolikor bi ta zaradi nekega razloga preveč narastel.

Na podoben način je sicer izvedena tudi temperaturna kompenzacija pri polnjenju baterije na izhodu. R-C-R filter, ki je priključen na izhod izhodnega uporovnega delilnika, na podlagi izmerjene temperature baterije regulira končno napetost polnjenja. Pri uporabljenem LiPo tipu baterijskega paketa temperaturna kompenzacija ni predvidena, prav tako so pri delovanju onemogočeni tudi vsi časovniki. Slednje pa zato, ker je poraba letalnika med letom višja kot pa lahko sončni moduli skupaj proizvedejo električne moči. To bi lahko namreč pripeljalo do izklopa normalnega delovanja pretvornika, saj kljub polnemu delovanju pretvornika, napetost na izhodu pretvornika, ki je enaka baterijski napetosti, ves čas pada. Do polnjenja baterije bi tako v našem primeru prišlo le ko bi bil letalnik na tleh. Tok polnjenja se pri tem sicer regulira z izhodnim merilnim uporom $R_{IZHODNI}$, ki pa mora biti v primeru sončnih modulov kot tip vira električne energije izbran tako, da ne omejuje pretoka energije in je tako izkoriščen vedno maksimalni delež vhodne moči.

Na sliki (4.6) je prikazana poenostavljena blokovna shema osrednjega dela MPPT regulatorja.



Slika 4.6: Poenostavljena blokovna shema osrednjega dela MPPT regulatorja.

Zaradi preglednosti, na shemi ni prikazanih potrebnih vhodnih in izhodnih kapacitivnosti, manjkajoči so tudi prikazi filtrov pri meritvah napetosti vhodnega in izhodnega toka ter toka čez merilni upor. Krmilnik za svoje delovanje potrebuje tudi dodatne blokirne kondenzatorje na napajalnih priključkih, priključkih na katerih krmilnik generira napetost za napajanje krmilne logike, s prikazane blokovne sheme pa so poleg LED (angl. Light-emitting diode) diod za vizualni prikaz delovanja MPPT regulatorja odsotne tudi upornosti s pomočjo katerih se nastavi delovno frekvenco stikalnega pretvornika ter ostale funkcionalnosti stikalnega pretvornika.

4.3.4 Meritve napetosti in tokov

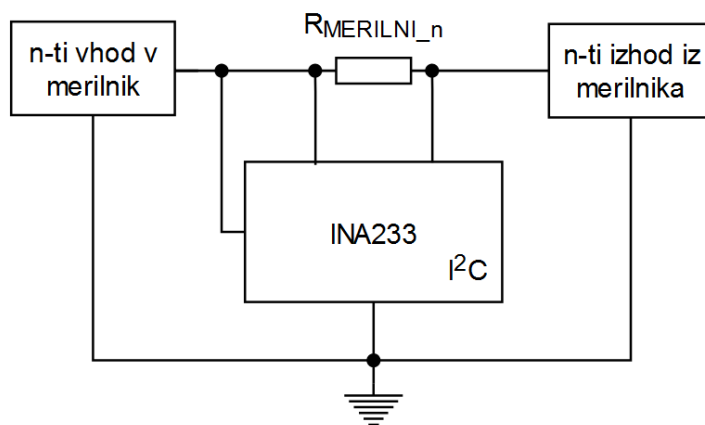
Za namen naknadne analize delovanja MPPT regulatorja, je na vseh treh vhodih, kot tudi na izhodu implementirano merjenje napetosti ter tokov. Slednje je izvedeno s pomočjo merilnika toka, napetosti in moči z integriranim vezjem INA233 [93], proizvajalca Texas Instruments, Inc., z integriranim 16-bitnim A/D (angl. Analog to Digital) pretvornikom tipa delta-sigma ($\Delta\Sigma$). Ker izbrani merilnik omogoča meritev toka in napetosti le enega kanala, so bili v našem primeru potrebni štirje taki merilniki.

Meritev toka se sicer izvaja preko namenskih merilnih uporov $R_{MERILNI_1}$, $R_{MERILNI_2}$, $R_{MERILNI_3}$ in $R_{MERILNI_4}$, pri čemer so prvi trije upori namenjeni merjenju vhodnih tokov, zadnji pa pri meritvi izhodnega toka. Meritev napetosti se izvaja na strani, kjer tok v merilni upor posameznega merilnika vstopa.

Komunikacija s posameznim merilnikom INA233 poteka preko I²C (angl. Inter-Integrated Circuit) [94] komunikacijskega vodila, zato je bilo pri implementaciji merilnikov seveda paziti, da ne bi prišlo do podvajanja I²C naslovov, saj to ni dovoljeno.

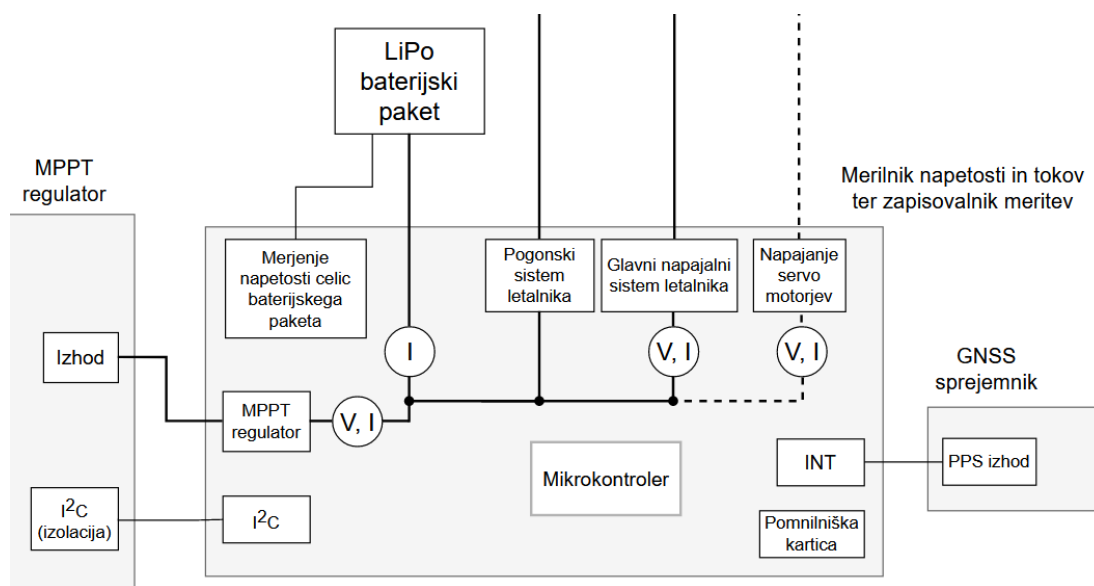
Za namen branja izmerkov je bil tako uporabljen namenski zapisovalnik, ki je med testiranjem MPPT regulatorja med letenjem zajemal izmerke tokov in napetosti s periodo ene sekunde, ter jih zapisoval na svojo pomnilniško kartico. Izvor eno sekundnega takta, ki je bil uporabljen za proženje prekinitve, katera je poskrbela za izvedbo meritev in zapis na pomnilniško kartico, predstavlja izhodni časovni pulzni signal PPS (angl. pulse per second) GNSS navigacijskega sprejemnika, za katerega je značilna zelo visoka točnost.

Slika (4.7) prikazuje preprosto blokovno shemo uporabljenega merilnika INA233, na kateri pa je izključen blokirni kondenzator na napajanju ter tudi filter pri merjenju napetosti kot posrednemu načinu za merjenje toka čez merilni upor.



Slika 4.7: Preprosta blokovna shema merilnika toka, napetosti in moči INA233.

Na sliki (4.8) je prikazana blokovna shema vezave MPPT regulatorja v sklopu z zunanjim zapisovalnikom, ki omogoča tudi merjenje napetosti in tokov na ključnih napajalnih linijah letalnika in tako deluje tudi kot merilnik. Na MPPT regulator je bil povezan tudi preko I²C komunikacijskega vodila (za namen komunikacije z INA233 merilniki na MPPT regulatorju) preko vmesne izolacije, izvedene s pomočjo integriranega vezja ISO1541 [95], proizvajalca Texas Instruments, Inc. Izolacija sicer v polnem pomenu deluje le, če je izolirano tudi napajanje, kar v našem primeru ni bilo, a vendar pomaga tudi v tem primeru, saj preprečuje, da bi močnostni tokovi tekli preko signalne mase, ki je prisotna v sklopu I²C vodila ter tako pomaga odpravljati možnost motenj v komunikaciji.



Slika 4.8: Vezava MPPT regulatorja v sklopu z merilnikom napetosti in tokov ter zapisovalnikom meritev. Prikazan je tudi način priklopa PPS signala s strani GNSS sprejemnika na INT vhod merilnika napetosti in tokov ter zapisovalnika meritev.

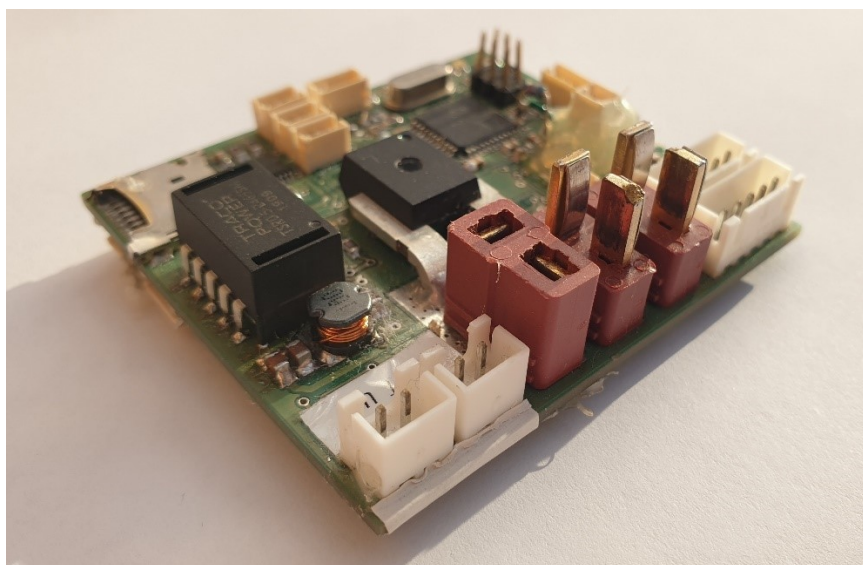
Kot je razvidno z zgornje slike, merilnik, izdelan znotraj podjetja, omogoča poleg merjenja napetosti posameznih baterijskih celic v LiPo baterijskem paketu (in posledično skupne napetosti baterijskega paketa) tudi merjenje toka iz baterijskega paketa, napetosti in toka na glavnem napajalnem sistemu letalnika ter napajanju servo motorjev. Slednje je na shemi označeno s črtkano črto, saj napajalna napetost servo motorjev ni enaka napajalni napetosti letalnika, ampak je vmes implementiran še napajalnik, ki zagotavlja potrebno napetost. Omogoča pa merilnik tudi meritev napetosti in toka na liniji iz MPPT regulatorja, pri čemer se tovrstna meritev sicer predhodno izvaja tudi že na izhodni strani MPPT regulatorja (upoštevano pri izračunu energijski učinkovitosti MPPT regulatorja). Odsotnost meritve toka v pogonski sistem letalnika je pri tem nadomeščena z izračunom le-tega po prvem Kirchhoffovem zakonu ob znanih preostalih vrednostih tokov v danem razvejišču, napetost na pogonskem sistemu pa je znana, saj gre za linijo na isti napetosti kot je denimo glavni napajalni sistem letalnika.

Sicer pa je za merjenje napetosti baterijskih celic zaslužno integrirano vezje BQ7692006 [96], proizvajalca Texas Instruments, Inc., za merjenje toka iz baterijskega paketa pa Hall-ov tokovni senzor ACS770KCB-150B [97], proizvajalca Allegro MicroSystems, Inc., v navezavi z A/D pretvornikom ADS1114 [98], proizvajalca Texas Instruments, Inc, ki je potreben za pretvorbo meritve v digitalno obliko, saj ima tokovni merilnik sicer analogni izhod. Pri tem je bila, zaradi velikega razpona merilnega območja uporabljenega tokovnega merilnika, točnost meritev toka

na več točkah znotraj območja pričakovanih vrednosti tokov preverjena z uporabo elektronskega bremena BK8614 [99], proizvajalca BK Precision. Meritev napetosti in tokov na preostalih segmentih oz. linijah pa izvajajo tudi že na MPPT regulatorju uporabljeni merilniki toka, napetosti in moči pod oznako INA233, proizvajalca Texas Instruments, Inc. Vsa omenjena integrirana vezja (razen tokovnega merilnika) komunicirajo preko I²C vodila z mikrokontrolerjem ATmega32U4 [100], proizvajalca Microchip, Inc., ki predstavlja osrednji del merilnika napetosti in tokov ter zapisovalnika meritev.

Iz slike (4.8) je razviden tudi način priklopa PPS signala, generiranega s strani GNSS sprejemnika, na zapisovalnik. Slednji je priključen na INT (angl. Interrupt) oz. prekinitveni vhod mikrokontrolerja, kar omogoča časovno nadzorovano izvajanje meritev in zapis le-teh na pomnilniško kartico.

Uporabljen merilnik napetosti in tokov ter zapisovalnik meritev je prikazan na sliki (4.9).

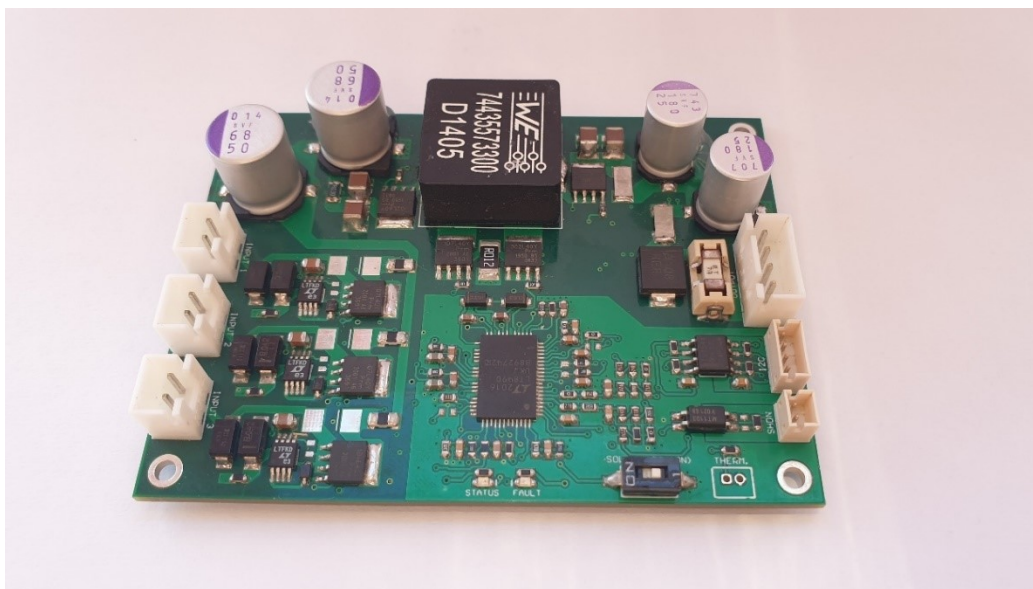


Slika 4.9: Fotografija merilnika napetosti in tokov ter zapisovalnika meritev.

4.3.5 Konstruiranje vezja MPPT regulatorja

Izdelava sheme in štirislojne tiskanine MPPT regulatorja je potekala v programskem okolju Altium Designer 2017 [101].

Velikost izdelane tiskanine znaša 78 x 58 mm, masa sestavljenega MPPT regulatorja, prikazanega na sliki (4.10), pa znaša 40 g.



Slika 4.10: Fotografija izdelanega MPPT regulatorja.

Vse vrednosti komponent okrog izbranega krmilnika stikalnega pretvornika MPPT regulatorja so bile skrbno izračunane ([91], [92]) in določene na podlagi tehničnih specifikacij, ki jim je bilo potrebno zadostiti po tabeli (4.3). Vrednosti in tipi najbolj ključnih komponent uporabljenih pri izdelavi MPPT regulatorja so tudi zapisani v poglavju (4.3.6) o izgubah MPPT regulatorja.

Vrednosti komponent uporabljenih v vhodni povratni vezavi so bile izračunane na podlagi upoštevanega varnostnega faktorja, tako da podprta maksimalna vhodna napetost znaša 37,6 V in ne le 36,06 V. Podobno so bile določene tudi komponente v izhodni povratni vezavi, in sicer za določen varnostni faktor upoštevajoč nekoliko nižjo maksimalno izhodno napetost - 16,6 V, od sicer zahtevane - 16,8 V, s čimer omejimo polnilno napetost baterije na nižjo, bolj varno izbrano vrednost. Vrednost upora R_{VHODNI} , je bila določena tako, da hkrati ne omejuje maksimalnega vhodnega toka, ter da hkrati ni previsoka, saj se isti upor uporablja za omejitev vhodnega toka, kot tudi za merjenje toka, ki je potrebno za delovanje MPPT algoritma. Maksimalno podprt vhodni tok znaša 1,87 A. Podobno je bila določena tudi vrednost izhodnega upora $R_{IZHODNI}$, in sicer je bilo potrebno njegovo vrednost določiti tako, da v nobenem

primeru ne bi omejeval izhodnega toka. Izbran upor bi tako omejil izhodni tok šele pri vrednosti 4,52 A. Uporabljena delovna frekvenca v velikosti 202 kHz predstavlja določen kompromis. Višja izbrana frekvenca bi vsekakor prinesla manjšo velikost tuljave ter vhodno/izhodnih kapacitivnosti, a bi prinesla tudi višje izgube. Na podlagi premosorazmerne odvisnosti med maso in porabo letalnika, bi denimo polovico lažje vezje (20 g namesto 40 g) prineslo procentualno le malenkostno nižjo porabo našega letalnika (manj kot pol W razlike), medtem, ko bi višja delovna frekvenca hitro prinesla višje izgube regulatorja s takimi specifikacijami. Vrednost tuljave, merilnega upora ter tranzistorjev je bila določena tako da so bile dosežene zahteve tako pri delovanju pretvornika v načinu navzdol kot v načinu navzgor. Pri določanju modelov tranzistorjev je bilo potrebno imeti v mislih, da sta, zaradi načina delovanja pretvornika, tranzistorja T1 in T3 bolj izpostavljena preklopnim oz. stikalnim izgubam in je zato zaželeno, da imata čim nižjo reverzno (C_{RSS}) oz. izhodno kapacitivnost (C_{OSS}), medtem ko sta tranzistorja T2 in T4 bolj izpostavljena ohmskim izgubam in je zaželeno, da imata predvsem čim nižjo upornost kanala $R_{DS(ON)}$.

Določene komponente, med katerimi izstopajo predvsem tranzistorji, so bile vzete iz že obstoječe zaloge, saj prvotno načrtovanih komponent ni bilo na zalogi. Ker komponente v tem primeru niso najbolj optimalno izbrane obstaja še vedno možnost optimizacije vezja.

Izhod regulatorja je ščiten tudi s TVS diodo ter varovalko, ki zelo dobro ščiti vezje pred potencialnim reverznim priklopom baterije.

4.3.6 Izgube MPPT regulatorja

Izgube regulatorja ([72], [102]) so v največji meri povezane z:

- a) ohmskimi izgubami na kanalih MOSFET tranzistorjev (P_{OHMSKE}),
- b) stikalnimi izgubami MOSFET tranzistorjev ($P_{STIKALNE}$),
- c) izgube kot posledica polnjenja naboja na vratih MOSFET tranzistorjev (P_{NABOJ}),
- d) zaporne izgube na parazitni diodi MOSFET tranzistorjev (P_{DIODA}),
- e) izgube zaradi polnjenja izhodnih kapacitivnosti MOSFET tranzistorjev (P_{C_OSS}),
- f) izgube v mrtvem času med preklopi MOSFET tranzistorjev (P_{MRTVI_CAS}),
- g) izgube v tuljavi ($P_{TULJAVA}$),
- h) izgube na vhodnih in izhodnih kapacitivnostih ($P_{C_VH_IZH}$),
- i) izgube na stabilizatorju napetosti (P_{LDO_3V3}),
- j) izgube na integriranih vezjih (P_{IC}),
- k) izgube na uporih (P_U).

Odločimo se za izračun izgub pri delovanju pretvornika v načinu navzdol, saj v tem načinu deluje daleč največji del celotnega časa. V izračun privzemimo vhodno napetost $U_{VH}=30,4$ V, saj ta predstavlja vrednost napetosti v točki maksimalne moči pri temperaturi sončnih modulov enaki 30 °C (izračunano z uporabo znanega temperaturnega koeficienta napetosti (β_U), ki znaša $-0,187$ %/°C od 25 °C). Kot izhodno napetost predpostavimo $U_{IZH}=15,3$ V, ki velja za približek srednje napetost LiPo baterijskega paketa pri temperaturi prav tako 30 °C, kar je bilo določeno tekom testiranja baterij (podpoglavje (2.1)). Za izhodni tok vzemimo $I_{BREME}=3,1$ A, ki predstavlja pričakovani teoretični maksimalni izhodni tok v točki maksimalne moči sončnih modulov pri danih razmerah. Pomembna podatka sta še delovna frekvenca stikalnega pretvornika, ki znaša približno $f_{OSC}=202$ kHz, ter krmilna napetost tranzistorjev $U_{GS}=6,35$ V.

Tehnične specifikacije, ki nastopajo v izračunih uporabljenih komponent, so navedene v tabeli (4.4).

Vrsta komponente	Oznaka	Parameter	Vrednost
Krmilnik stikalnega pretvornika	<u>Oznaka produkta:</u> LT8490I <u>Proizvajalec:</u> Analog Devices	$t_{M_T1_T2}$ [ns]	~100
		$t_{M_T2_T1}$ [ns]	~80
		t_{DVIZNI} [ns]	~20
		$t_{SPUSTNI}$ [ns]	~20
n-kanalni MOSTFET tranzistor	T1, T3 <u>Proizvajalec:</u> Nexperia <u>Oznaka produkta:</u> PSMN3R2-40YLDX	$R_{DS(ON)_T1_T3}$ [m Ω]	~3,3 @ U_{GS}
		$Q_{G_T1_T3}$ [nC]	~28 @ U_{GS}
		$C_{OSS_T1_T3}$ [pF]	~600 @ U_{VH}
	T2, T4 <u>Proizvajalec:</u> Nexperia <u>Oznaka produkta:</u> PSMN1R7-40YLDX	$R_{DS(ON)_T2_T4}$ [m Ω]	~1,7 @ U_{GS}
		$Q_{G_T2_T4}$ [nC]	~55 @ U_{GS}
		$C_{OSS_T2_T4}$ [nF]	~ 1 @ U_{VH}
		U_{SD} [V]	~0,7 @ I_{BREME} , $T=30^{\circ}C$
		Q_r [nC]	~9,5 @ I_{BREME}
Tuljava	L <u>Proizvajalec:</u> Würth Elektronik <u>Oznaka produkta:</u> 74435573300	L [uH]	33
		R_{DC} [m Ω]	21,7
		P_{L_AC} [mW]	220
Kondenzatorji	C_{VH}	C [uF]	2 x 68
		$R_{ESR_C_VH}$ [m Ω]	10,9 @ f_{OSC}
	C_{IZH}	C [uF]	2 x 180
		$R_{ESR_C_IZH}$ [m Ω]	9,6 @ f_{OSC}
Merilni upori	$R_{MERILNI_L}$	R [m Ω]	12
	$R_{MERILNI_1}$, $R_{MERILNI_2}$, $R_{MERILNI_3}$	R [m Ω]	20
	R_{VHODNI}	R [m Ω]	27
	$R_{IZHODNI}$	R [m Ω]	11
	$R_{MERILNI_4}$	R [m Ω]	10

Tabela 4.4: Potrebne tehnične specifikacije za izračun izgub MPPT regulatorja.

- a) Ohmske izgube na kanalih tranzistorjev med prevajanjem izračunamo različno za posamezne tranzistorje. Pri preklapljanju sodelujeta le tranzistorja T1 in T2, medtem ko je tranzistor T3 popolnoma zaprt, tranzistor T4 pa popolnoma odprt. Izračun ohmskih izgub je podan z enačbami (4.1-4.4), skupne ohmske izgube pa z enačbo (4.5).

$$P_{T1_OHM} = (I_{BREME})^2 \times R_{DS(ON)_T1_T3} \times \frac{U_{IZH}}{U_{VH}} = 0,016 \text{ W} \quad (4.1)$$

$$P_{T2_OHM} = (I_{BREME})^2 \times R_{DS(ON)_T2_T4} \times \left(1 - \frac{U_{IZH}}{U_{VH}}\right) = 0,0081 \text{ W} \quad (4.2)$$

$$P_{T3_OHM} = 0 \text{ W} \quad (4.3)$$

$$P_{T4_OHM} = (I_{BREME})^2 \times R_{DS(ON)_T2_T4} = 0,0163 \text{ W} \quad (4.4)$$

$$P_{OHMSKE} = P_{T1_OHM} + P_{T2_OHM} + P_{T3_OHM} + P_{T4_OHM} = 0,0404 \text{ W} \quad (4.5)$$

- b) Stikalne izgube so posledica hkratne prisotnosti napetosti na kanalu tranzistorja in toka čez kanal v trenutku preklopa iz zapornega v prevodno stanje tranzistorja in obratno. Tako kot ohmske izgube, se tudi stikalne izgube na različnih tranzistorjih izkazujejo različno. Tako denimo na tranzistorju T3 in T4 stikalnih izgub v tem režimu delovanja pretvornika ni za pričakovati, saj se stanji tranzistorjev ne spreminjata. Sicer pa je velja, da je velikost stikalnih izgub pogojena z dviznim in spustnim časom. To sta časa, ko krmilna napetost (U_{GS}) naraste z 10 % na 90 % končne vrednosti oz. se spusti z 90 % polne napetosti na 10 % končne napetosti pri padanju proti 0 V. Ta dva časa pa sta seveda odvisna od lastnosti tranzistorjev in tudi od drugih parazitnih učinkov, katere pa je zelo težko oceniti, zato pri izračunu uporabimo podatke s pripadajočega podatkovnega lista tranzistorjev oz. tabele (4.4). Stikalne izgube na tranzistorju T1 in T2 tako lahko izračunamo z enačbama (4.6-4.7), medtem ko stikalnih izgub pri tranzistorjema T3 in T4 ni (4.8). Skupne stikalne izgube podaja enačba (4.9).

$$P_{T1_STIK.} = \frac{1}{2} \times U_{VH} \times I_{BREME} \times f_{OSC} \times (t_{DVIZNI} + t_{SPUSTNI}) = 0,3807 \text{ W} \quad (4.6)$$

$$P_{T2_STIK.} = \frac{1}{2} \times U_D \times I_{BREME} \times f_{OSC} \times (t_{DVIZNI} + t_{SPUSTNI}) = 0,0088 \text{ W} \quad (4.7)$$

$$P_{T3_STIK.} = P_{T4_STIK.} = 0 \text{ W} \quad (4.8)$$

$$P_{STIKALNE} = P_{T1_STIK.} + P_{T2_STIK.} + P_{T3_STIK.} + P_{T4_STIK.} = 0,3895 \text{ W} \quad (4.9)$$

- c) Izgube zaradi polnjenja naboja na vratih tranzistorjev so odvisne od kapacitivnosti vrat tranzistorja T1 in T2, izračunamo jih po enačbi (4.10) oz. (4.11). Tudi tovrstne izgube so pri tranzistorjih T3 in T4 enake nič, kar prikazuje enačba (4.12). Skupne izgube zaradi polnjenja naboja so nato podane z enačbo (4.13).

$$P_{T1_NAB.} = Q_{G_T1_T3} \times U_{GS} \times f_{OSC} = 0,0359 \text{ W} \quad (4.10)$$

$$P_{T2_NAB.} = Q_{G_T2_T4} \times U_{GS} \times f_{OSC} = 0,0705 \text{ W} \quad (4.11)$$

$$P_{T3_NAB.} = P_{T4_NAB.} = 0 \text{ W} \quad (4.12)$$

$$P_{NABOJ} = P_{T1_NAB.} + P_{T2_NAB.} + P_{T3_NAB.} + P_{T4_NAB.} = 0,1065 \text{ W} \quad (4.13)$$

- d) Izgube v zaporni smeri na parazitni diodi so posledica, ko tranzistor T1 preklopi v območje prevajanja, tranzistor T2 pa v območje zapore. Pri tem se polariteta napetosti na parazitni diodi tranzistorja T2 obrne iz prevodnega v zaporno območje. Pričakovano bi sicer bilo, da bi dioda v zaporni smeri takoj postala neprevodna, a v resnici dioda nekaj časa po preklopu še prevaja v zaporni smeri. Žal je točna ocena izgub te vrste zelo težka, saj vsi parazitni vplivi niso znani. Vsaj za oceno teh izgub si lahko pomagamo s podatkom o Q_r naboju, ki predstavlja sprostitev naboja za tranzistor T2. Tovrstne izgube izračunamo po enačbi (4.14).

$$P_{DIODA} = U_{VH} \times Q_r \times f_{OSC} = 0,0584 \text{ W} \quad (4.14)$$

- e) Vpliv imajo tudi izgube, ki so posledica polnjenja izhodnih kapacitivnosti (C_{OSS}) tranzistorja T1 in T2 ob vsakokratnem preklapljanju. Izračunamo jih s pomočjo enačb (4.15) in (4.16). Ker tranzistorja T3 in T4 ne sodelujeta pri preklapljanju, so izgube na teh dveh tranzistorjih nične, kar podaja enačba (4.17). Skupne tovrstne izgube podaja enačba (4.18).

$$P_{C_OSS_T1} = \frac{1}{2} \times C_{OSS_T1_t3} \times U_{VH}^2 \times f_{OSC} = 0,056 \text{ W} \quad (4.15)$$

$$P_{C_OSS_T2} = \frac{1}{2} \times C_{OSS_T2_T4} \times U_{VH}^2 \times f_{OSC} = 0,0933 \text{ W} \quad (4.16)$$

$$P_{C_OSS_T3} = P_{C_OSS_T4} = 0 \text{ W} \quad (4.17)$$

$$P_{C_OSS} = P_{C_OSS_T1} + P_{C_OSS_T2} + P_{C_OSS_T3} + P_{C_OSS_T4} = 0,1493 \text{ W} \quad (4.18)$$

- f) Pri preklopu tranzistorjev je vmes uveden mrtvi čas, ko sta oba tranzistorja zaprta zaradi preprečitve tokovne špice, ki bi se sicer lahko pojavila ob hkratnem prevajanju tranzistorja T1 in T2, kot posledica dejstva, da bi bil takrat vhodni vir praktično sklenjen z maso. V tem mrtvem času prevaja parazitna dioda tranzistorja T2, kar je vzrok izgub v mrtvem času, ki jih podaja enačba (4.19).

$$P_{MRTVI_CAS} = U_D \times I_{BREME} \times (t_{M_T1_T2} + t_{M_T2_T1}) \times f_{OSC} = 0,0789 \text{ W} \quad (4.19)$$

- g) Za izračun izgub v tuljavi, si lahko pomagamo s simulacijskim orodjem RedExpert [103], proizvajalca Wurth Elektronik, katerega tuljava je bila uporabljena pri izdelavi MPPT. Izgube lahko delimo na izmenične (v jedru in navitju) kot posledica izmeničnega magnetnega polja, ter enosmerne (v navitju) kot posledica enosmernega toka, ki teče po žici z dano upornostjo. Za polno določitev izgub moramo izračunati tudi valovitost toka skozi tuljavo, ter efektivni tok skozi tuljavo. Pri tem je valoviti tok skozi tuljavo trikotne oblike, efektivna vrednost trikotnega signala pa je za faktor $3^{-1/2}$ nižja od vršne vrednosti valovitosti - ΔI_L . Skupni efektivni tok skozi tuljavo je tako odvisen od izhodnega toka, ter efektivne vrednosti valovitega toka. Izračun valovitosti toka skozi tuljavo podaja enačba (4.20), efektivno vrednost toka skozi tuljavo enačba (4.21), izmenične izgube (določene s pomočjo simulacijskega orodja RedExpert) enačba (4.22), ter enosmerne izgube enačba (4.23). Skupne izgube v tuljavi končno podaja enačba (4.24).

$$\Delta I_L = \frac{(U_{VH} - U_{IZH}) \times \frac{U_{IZH}}{U_{VH}}}{f_{OSC} \times L} = 1,14 \text{ A} \quad (4.20)$$

$$I_{L_EFEKTIVNI} = \sqrt{I_{BREME}^2 + \frac{\Delta I_L^2}{12}} = 3,12 \text{ A} \quad (4.21)$$

$$P_{L_IZMENICNE} = 0,22 \text{ W} \quad (4.22)$$

$$P_{L_ENOSMERNE} = (I_{L_EFEKTIVNI})^2 \times R_{DC} = 0,2109 \text{ W} \quad (4.23)$$

$$P_{TULJAVA} = P_{L_IZMENICNE} + P_{L_ENOSMERNE} = 0,4309 \text{ W} \quad (4.24)$$

- h) Za izračun izgub v vhodnih in izhodnih kapacitivnostih je potrebno poznati velikost efektivnega toka v kondenzator na vходу, ter velikost efektivnega toka v kondenzator na izhodu, podlaga za ta izračuna pa so specifikacije uporabljenih kondenzatorjev, prikazane v tabeli (4.4). Izračun efektivne vrednosti toka skozi vhodni kondenzator izračunamo po enačbi (4.25), efektivne vrednosti toka skozi izhodni kondenzator pa po enačbi (4.26). Ocenjene izgube na vhodni kapacitivnosti tako prikazuje enačba (4.27), na izhodni kapacitivnosti enačba (4.28), skupne izgube na kapacitivnosti pa enačba (4.29).

$$I_{C_VH_EFEKTIVNI} = I_{BREME} \times \frac{U_{IZH}}{U_{VH}} \times \sqrt{\frac{U_{VH}}{U_{IZH}} - 1} = 1,55 \text{ A} \quad (4.25)$$

$$I_{C_IZH_EFEKTIVNI} = \frac{\Delta I_L}{\sqrt{12}} = 0,33 \text{ A} \quad (4.26)$$

$$P_{C_VH} = \frac{R_{ESR_C_VH}}{2} \times (I_{C_VH_EFEKTIVNI})^2 = 0,0131 \text{ W} \quad (4.27)$$

$$P_{C_IZH} = \frac{R_{ESR_C_IZH}}{2} \times (I_{C_IZH_EFEKTIVNI})^2 = 0,00052 \text{ W} \quad (4.28)$$

$$P_{C_VH_IZH} = P_{C_VH} + P_{C_IZH} = 0,0136 \text{ W} \quad (4.29)$$

- i) Izgube na uporabljenem regulatorju napetosti ADP7142AUJZ-3.3 [104], proizvajalca Analog Devices, Inc., potrebnem za napajanje merilnikov toka in napetosti, I²C izolatorja ter LED diod za indikacijo delovanja krmilnika LT8490, podaja enačba (4.30).

$$P_{LDO_3V3} = (30,4 \text{ V} - 3,3 \text{ V}) \times 0,004 \text{ A} = 0,1084 \text{ W} \quad (4.30)$$

- j) Izgube na preostalih integriranih vezjih so povezane s porabo digitalnega dela krmilnika LT8490, porabo krmilnikov „idealne“ diode ter uporabljenih merilnikov tokov in napetosti INA233. Ocenjene tovrstne izgube podajajo enačbe (4.31-4.35), skupne pa enačba (4.35). Pri izračunu so bili potrebni podatki izračunani na podlagi podatkov v posameznih podatkovnih listih.

$$P_{LT8490} \approx 0,081 \text{ W} \quad (4.31)$$

$$P_{LTC4359} \approx 0,015 \text{ W} \quad (4.32)$$

$$P_{INA233} \approx 0,004 \text{ W} \quad (4.33)$$

$$P_{ISO1541D} \approx 0,0066 \text{ W} \quad (4.34)$$

$$P_{IC} = P_{LT8490} + P_{LTC4359} + P_{INA233} + P_{ISO1541D} = 0,1066 \text{ W} \quad (4.35)$$

- k) MPPT regulator sestavlja šest merilnih uporov. Po trije merilni upori na vhodu pripadajo merilnikom INA233, po en upor na vhodu in izhodu pripada krmilniku stikalnega pretvornika LT8490, dodaten upor na izhodu pa pripada merilniku INA233 na izhodu MPPT. Merilni upor, ki ga krmilnik LT8490 uporablja za svoje delovanje, se nahaja med tranzistorjem T2 oz. T3 in maso. Izgube na navedenih uporih podajajo enačbe (4.36-4.42). Na izhodu MPPT regulatorja je čisto iz namena zaščite implementirana tudi varovalka z nazivnim tokom vrednosti 7 A. Ta izkazuje tudi določeno upornost, ki po podatkih proizvajalca znaša 9 mΩ. Izgube na varovalki kot upor podaja enačba (4.43). Končno lahko izračunamo skupne tovrstne izgube, ki pa jih podaja enačba (4.44). V navedenih enačbah podani tokovi I_{A_MP} , I_{B_MP} in I_{C_MP} ustrezajo tokovom, ki jih generirajo posamezne veje s sončnimi moduli, pri danih razmerah, v točki MPP.

$$P_{RM1} = (I_{A_MP})^2 \times R_{MERILNI_1} = 0,0039 \text{ W} \quad (4.36)$$

$$P_{RM2} = (I_{B_MP})^2 \times R_{MERILNI_2} = 0,0039 \text{ W} \quad (4.37)$$

$$P_{RM3} = (I_{C_MP})^2 \times R_{MERILNI_3} = 0,0087 \text{ W} \quad (4.38)$$

$$P_{RM4} = I_{BREME}^2 \times R_{MERILNI_4} = 0,0961 \text{ W} \quad (4.39)$$

$$P_{RV} = (I_{A_MP} + I_{B_MP} + I_{C_MP})^2 \times R_{VHODNI} = 0,064 \text{ W} \quad (4.40)$$

$$P_{RI} = I_{BREME}^2 \times R_{IZHODNI} = 0,1057 \text{ W} \quad (4.41)$$

$$P_{RL} = I_{BREME}^2 \times R_{MERILNI_L} \times \left(1 - \frac{U_{IZH}}{U_{VH}}\right) = 0,0573 \text{ W} \quad (4.42)$$

$$P_F = I_{BREME}^2 \times R_V = 0,0865 \text{ W} \quad (4.43)$$

$$P_U = P_{RM1} + P_{RM2} + P_{RM3} + P_{RM4} + P_{RV} + P_{RI} + P_{RL} + P_F = 0,4261 \text{ W} \quad (4.44)$$

Skupne izgube MPPT regulatorja so tako enake seštevku posameznih izgub po enačbah (4.5), (4.9), (4.13-4.14), (4.18-4.19), (4.24), (4.29-4.30), (4.35) in (4.44). Celotne izgube podaja enačba (4.45), izkoristek pretvornika, ki iz tega sledi, pa enačba (4.46).

$$P_{CELOTNE_MPPT} \approx 1,9086 \text{ W} \quad (4.45)$$

$$\eta_{MPPT_REGULATOR} = \frac{P_{MP}}{P_{MP} + P_{CELOTNE_MPPT}} \approx \frac{47,07 \text{ W}}{48,9786 \text{ W}} = 96,1 \% \quad (4.46)$$

V enačbi označena moč P_{MP} predstavlja skupno maksimalno moč sončnih modulov pri temperaturi 30 °C. Izračunana je s pomočjo znanega koeficienta moči (γ_P), ki znaša -0,095 %/°C od 25 °C

V izračunu celotnih izgub niso upoštevane izgube na zaščitnih elementih, priključnih konektorjih ter tiskanini. Prav tako pri izračunih ni upoštevan temperaturni vpliv na spremembe v parametrih komponent.

4.4 Testiranje MPPT regulatorja

Testiranje je bilo izvedeno tekom testnih poletov izvedenih dne 20.08.2021, 27.08.2021, 02.09.2021, 03.09.2021 in 09.09.2021, na območju bližnjega letališča, namenjeno letenju tovrstnih letalnikov. Tekom poletov je bilo vreme precej jasno, občasno je bilo tudi sicer nekaj posameznih visokih oblakov, ki pa niso zastirali sonca. Bilo je tudi nekaj vetra, a vsekakor so razmere omogočale varno letenje.

Plan letenja je zajemal običajne standardne elemente, kot so vzlet, misija in odprtje padala. Pri tem je bila misija sestavljena iz vzporednih linij, po katerih je letalo preletavalo želeno območje. Tekom poleta je bilo med drugim izvedenih tudi nekaj kroženj.

Povprečna zračna hitrost med letenjem je znašala 17 m/s, maksimalna višina letenja pa 120 m nad tlemi oz. 120 m AGL (angl. Above Ground Level). Za namen upravljanja letalnika je bila uporabljena v podjetju izdelana aplikacija C³P [105], ki se izvaja na GCS. Med izvajanjem testnega poleta dne 03.09.2021 je bila posneta tudi fotografija testnega letalnika iz zraka, prikazana na sliki (4.11).



Slika 4.11: Fotografija letalnika iz zraka, zajeta med testnim poletom izvedenim dne 03.09.2021.

Meritve napetosti in tokov so bile med poletom sproti beležene na spominski kartici uporabljenega zapisovalnika. Pridobljene meritve so bile podlaga za izračun električne energije na vhodu in izhodu MPPT regulatorja, izračun energijske učinkovitosti regulatorja ter povečanja avtonomije. Rezultati so predstavljeni v tabeli (4.5).

Datum leta	Trajanje poleta (s)	Skupna el. energija na vhodu MPPT regulatorja (Wh)	El. energija na izhodu MPPT regulatorja (Wh)	Energijska učinkovitost (%)	Povečanje avtonomije (%)
20.08.2021	2979	16,95	16,36	96,5	21,3
27.08.2021	1938	10,91	10,51	96,3	17,0
02.09.2021	4634	29,40	28,52	97,0	19,3
03.09.2021	8072	51,08	49,56	97,0	14,5
09.09.2021	3836	21,20	20,45	96,5	12,4

Tabela 4.5: Rezultati testiranja MPPT regulatorja.

Trajanje poleta v tabeli predstavlja čas med vzletom letalnika in odprtjem padala. Najdaljši testni polet je presegal 2 uri, sicer pa so testni poleti trajali med dobre pol ure in uro in pol.

Skupna električna energija na vhodu MPPT regulatorja je izračunana kot vsota prispevkov energij na vseh treh vhodih MPPT regulatorja. Električna energija na posameznem vhodu je izračunana kot produkt istočasno izmerjene napetosti in toka, ter znanega intervala meritev, ki znaša eno sekundo. Na podoben način je izračunana tudi električna energija na izhodu MPPT regulatorja.

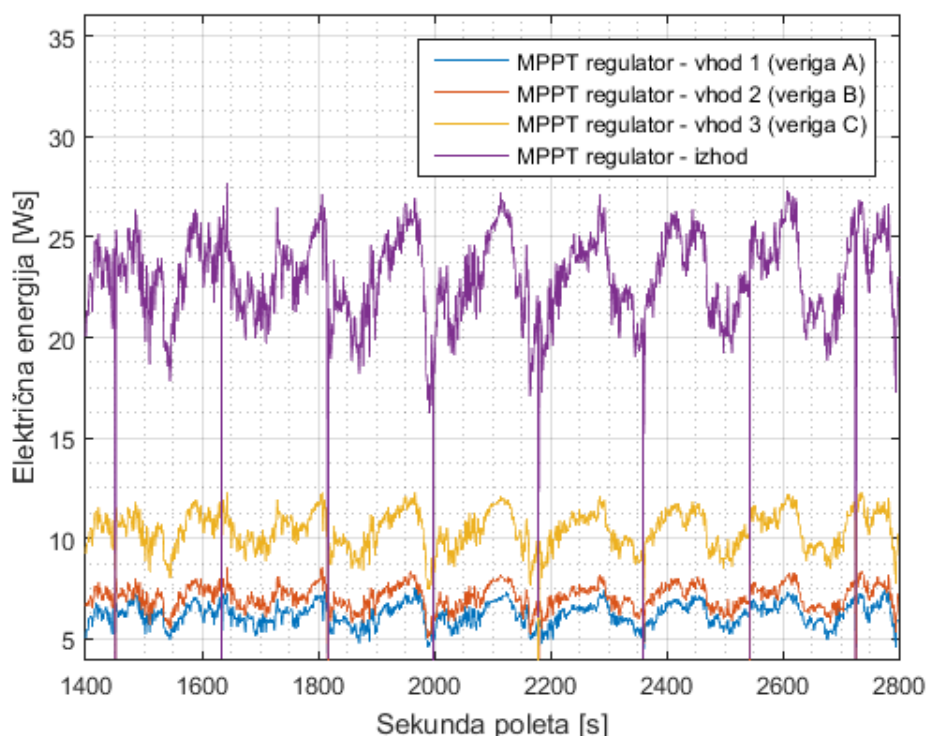
Energijska učinkovitost MPPT regulatorja je nadalje določena kot kvocient električne energije na izhodu MPPT regulatorja, ter skupne električne energije na vhodu MPPT regulatorja. V izračunu so že vključene tudi izgube na tranzistorjih „idealnih“ diod, na merilnih uporih in varovalki. Ker gre zgolj za prikaz izgub MPPT regulatorja, tu izgube na vodnikih niso upoštevane.

Za izračun povečanja avtonomije leta je kot osnova potreben vektor z elementi, ki predstavljajo porabo električne energije letalnika do vključno vsake posamezne sekunde leta. Potreben pa je tudi podatek o skupni porabljeni električni energiji iz baterijskega paketa med celotnim letom. Izvor teh meritev je bil merilnik napetosti in tokov na ključnih napajalnih sistemih letalnika, ki je med testnimi poleti obenem opravljal tudi funkcijo zapisovalnika. V vektorju, ki zajema elemente s porabo

električne energije do vsake sekunde leta, je poiskano v kateri sekundi je poraba električne energije presegla vrednost električne energije, ki je bila med letom pridobljena iz baterije. Povečanje avtonomije je tako določeno kot kvocient med celotnim trajanjem poleta in trajanjem do trenutka tik preden je poraba energije letalnika presegla energijo zagotovljeno iz baterije. Tekom testiranj je bilo doseženo tudi do 21,25 % povečanje avtonomije, kar je za čas izvedbe testnih poletov razmeroma visoko, saj je bila elevacija Sonca na nebu v takratnem času že precej nizka.

Vsekakor velja omeniti, da ima celoten sistem za povečanje avtonomije, ki zajema sončne module, MPPT regulator, povezave ter konektorje seveda tudi svojo maso, ki negativno vpliva na avtonomijo letalnika. Skupna masa vseh sončnih modulov znaša skupaj približno 60 g, masa MPPT regulatorja 40 g, masa vodnikov, konektorjev, lepila za pritrditev modulov ter ostalih dodatkov pa še dodatnih 160 g. Skupno tako masa celotnega sistema znaša 260 g, kar predstavlja manj kot 5,5 % povečanje osnovne povprečne mase letalnika, ki znaša 4,8 kg. Dodatno je bil med testnimi poleti uporabljen tudi že omenjeni namenski zapisovalnik podatkov in merilnik tokov ter napetosti, katerega je masa skupaj s potrebnimi vodniki znašala 50 g. Slednji med rednimi poleti ni potreben, saj ni del sistema za povečanje avtonomije.

Na sliki (4.12) je prikazan časovni potek izmerjenih električnih moči tako na vseh treh vhodih MPPT regulatorja, kot tudi na izhodu, na primeru krajšega izseka poleta izvedenega dne 03.09.2021.



Slika 4.12: Časovni poteki električne energije na vseh in izhodu MPPT regulatorja, v ožjem segmentu poleta izvedenega dne 03.09.2021.

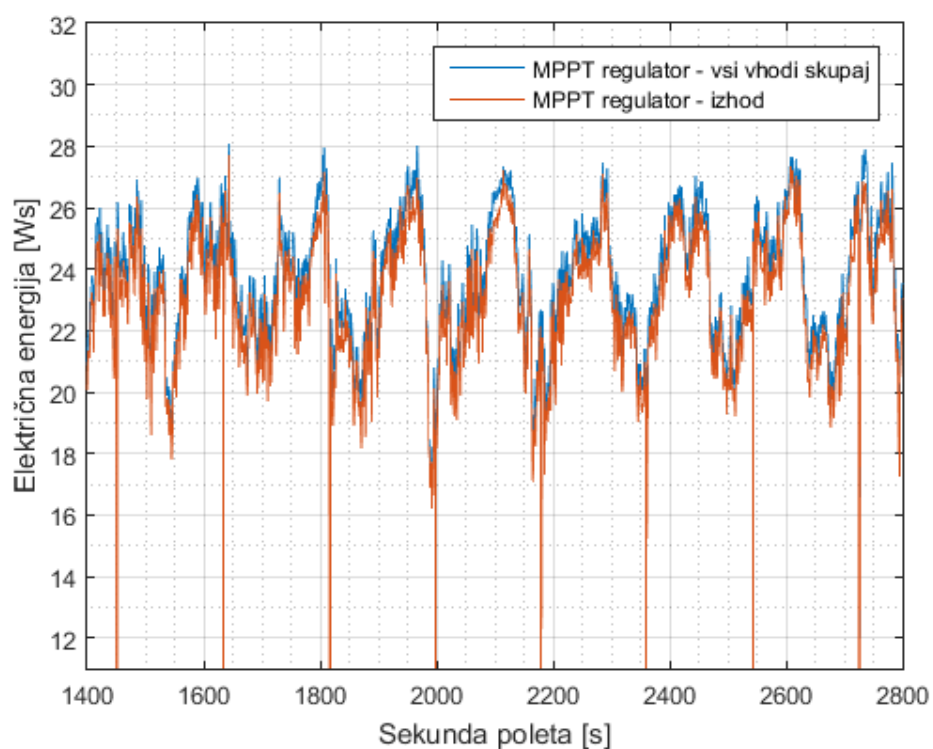
Ob dejstvu, da vse tri verige sončnih modulov delujejo v enaki delovni točki, torej pri enaki napetosti, lahko hitro ugotovimo, da veriga C, ki jo sestavlja polovico več sončnih celic kot veriga B, proizvaja tudi polovico več električne moči. Hkrati lahko s slike tudi ugotovimo, da veriga B proizvede nekoliko več električne moči kot veriga A, čeprav sta verigi po velikosti (število sončnih celic) enaki. Razlog se skriva v dejstvu, da je eden izmed modulov verige A izgubil nekoliko višji delež nazivne moči skozi starostno obdobje, ki je v času izvedbe testnih poletov znašalo 5 let.

Trasa poleta, kateremu pripada časovni odsek prikaznih potekov električnih energij na sliki (4.12), je prikazan na sliki (4.13). Kot je razvidno s slike iz programa Google Earth [106], je v danem primeru šlo za letenje v ovalu.



Slika 4.13: Pogled na traso izseka poleta, izvedenega dne 03.09.2021, v programu Google Earth.

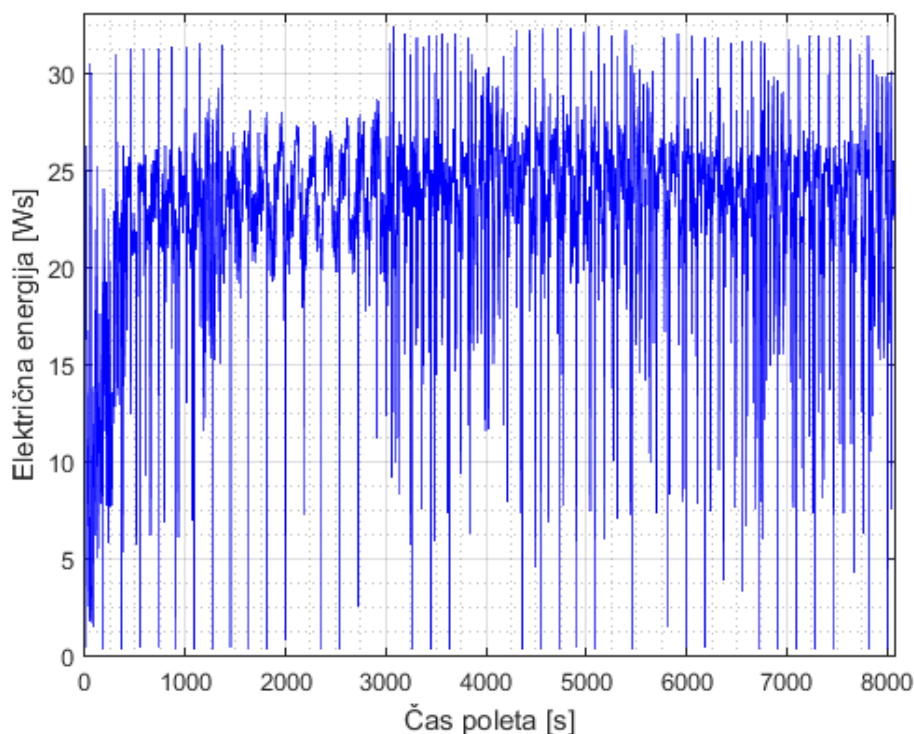
Za lažjo predstavo oz. prikaz razlike med skupno električno energijo na vhodu MPPT regulatorja in energijo na izhodu MPPT regulatorja, sta oba časovna poteka prikazana na sliki (4.14).



Slika 4.14: Časovni potek električne energije na vhodih in izhodu MPPT regulatorja, v ožjem segmentu poleta izvedenega 03.09.2021.

S slike je opaziti zelo visoko ujemanje med skupno električno energijo na vhodu MPPT regulatorja, ter električno energijo na izhodu MPPT regulatorja, kar nakazuje na visoko učinkovitost MPPT regulatorja, kot je tudi prikazana v tabeli (4.5).

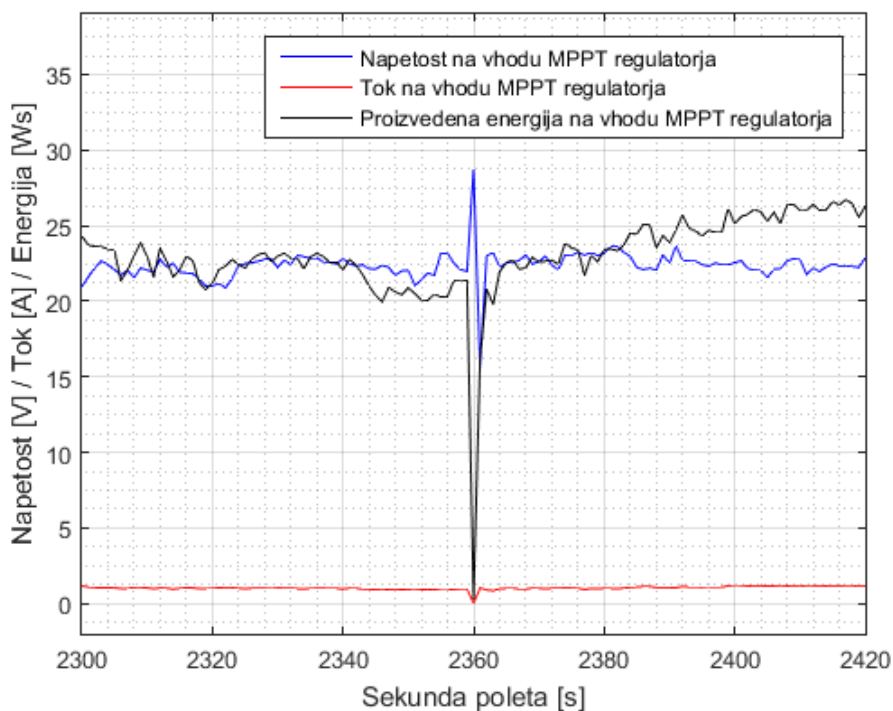
Slika (4.15) v nadaljevanju prikazuje le časovni potek proizvedene električne moči na vseh treh vhodih MPPT regulatorja skupaj, prav tako za primer testnega poleta, izvedenega dne 03.09.2021, in sicer za čas trajanja celotnega poleta.



Slika 4.15: Časovni potek skupne električne energije na vseh treh vhodih MPPT regulatorja za čas celotne izvedbe testnega poleta dne 03.09.2021.

S slike je opaziti da prvih 10 minut, odjem moči s sončnih modulov še ni optimalen, kar je povezano z načinom delovanja MPPT regulatorja. Slednji še ne deluje v »normalnem« načinu dokler napetost baterije oz. na izhodu MPPT regulatorja ne pade nižje od 98 % napetosti polne baterije, ki v našem primeru znaša 16,6 V. Z iste slike je tudi razbrati dinamično prilagajanje proizvodnje električne energije v odvisnosti od gibanja letalnika ter periodično iskanje GMPP.

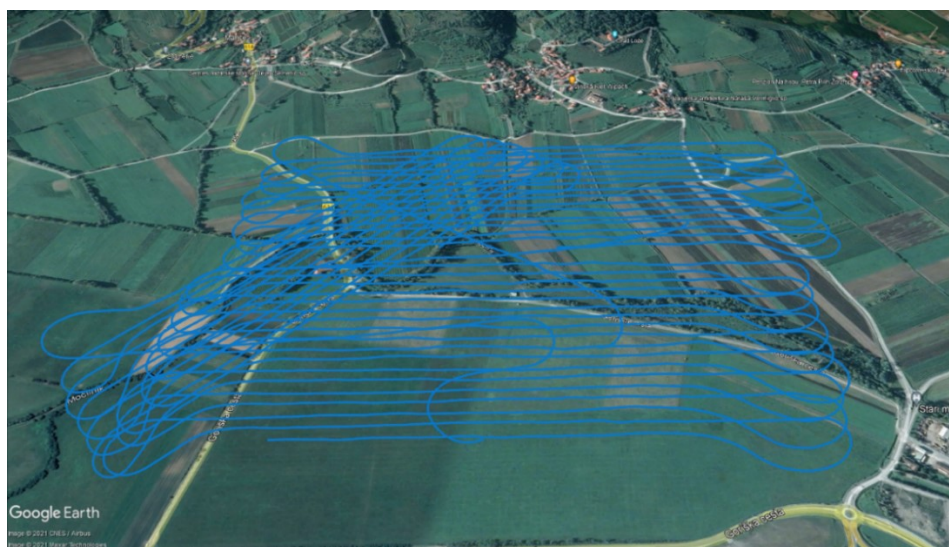
Bolj podrobno iskanje GMPP prikazuje slika (4.16).



Slika 4.16: Prikaz iskanja točke GMPP.

Kot je s slike razvidno, se iskanje GMPP začne najprej pri višjih vhodnih napetostih, nakar se smer iskanja obrne proti nižjim vhodnim napetostim, MPPT regulator pa nato nadaljuje sledenje okrog napetosti, pri kateri je bil najden maksimum vhodne moči.

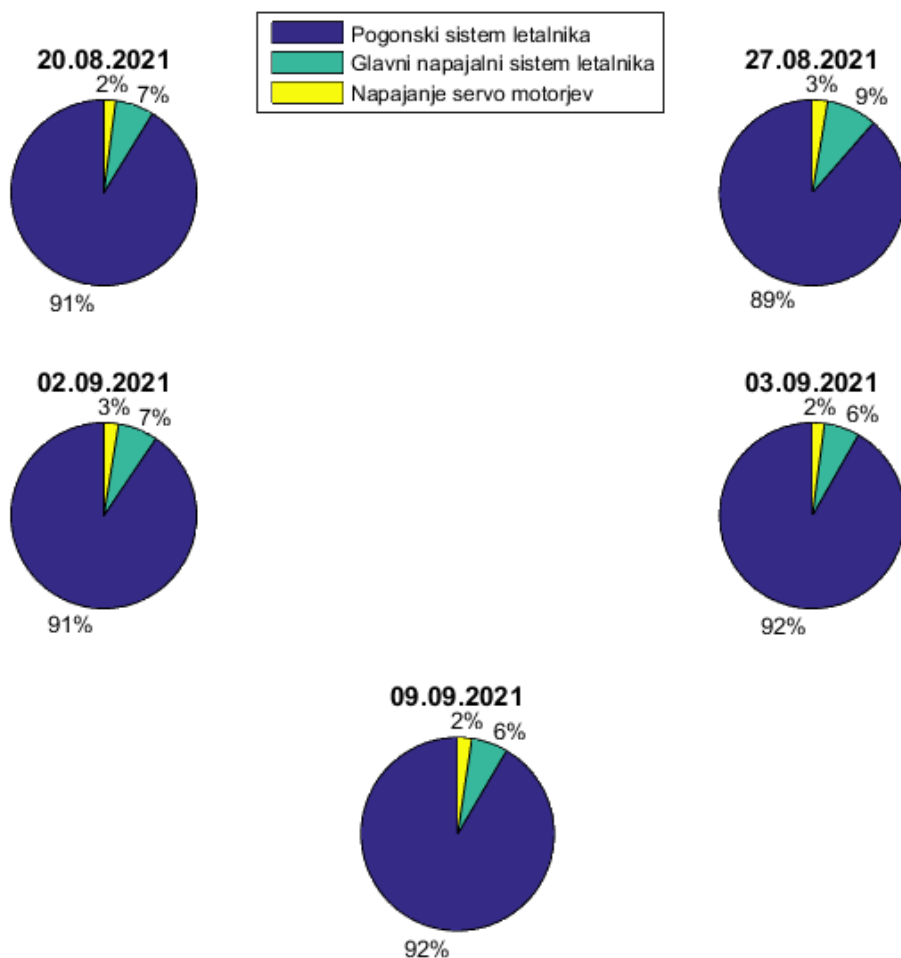
Slika (4.17) prikazuje posnetek preostalih tras poti izvedenih tekom testnega poleta 03.09.2021, iz programa Google Earth.



Slika 4.17: Trasa celotnega testnega poleta izvedenega dne 03.09.2021.

Testni polet dne 03.09.2021 je bil kot osnova za grafične prikaze meritev izbran povsem naključno, sicer pa se odzivi med posameznimi testnimi poleti ne razlikujejo. V primeru grafičnega prikaza dogajanja so bili zaradi boljše preglednosti v večini primerov prikazani le krajši odseki.

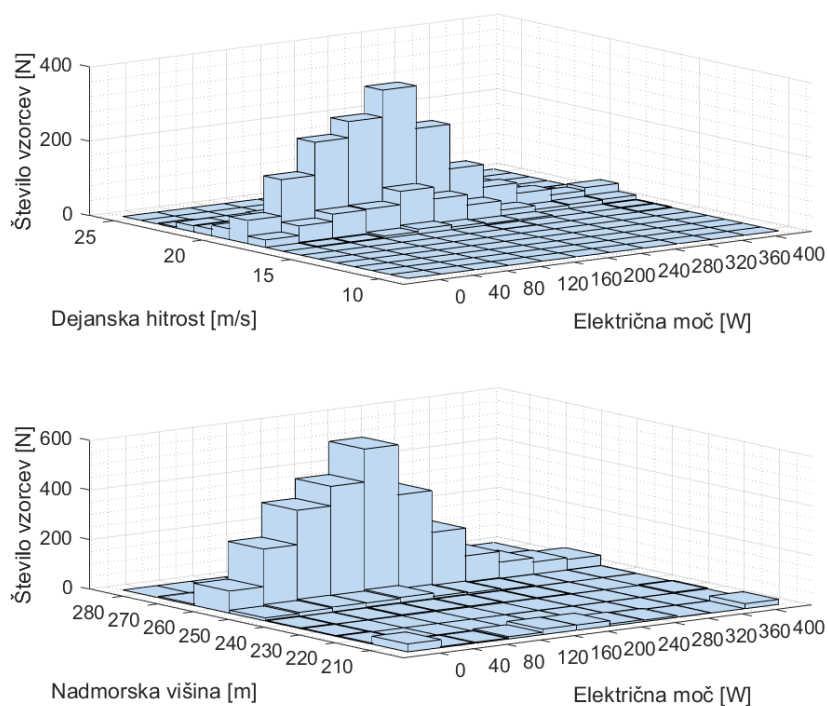
Slika (4.18) prikazuje razporeditev porabe posameznih segmentov letalnika, tekom testnih poletov, v obliki tortnih grafov.



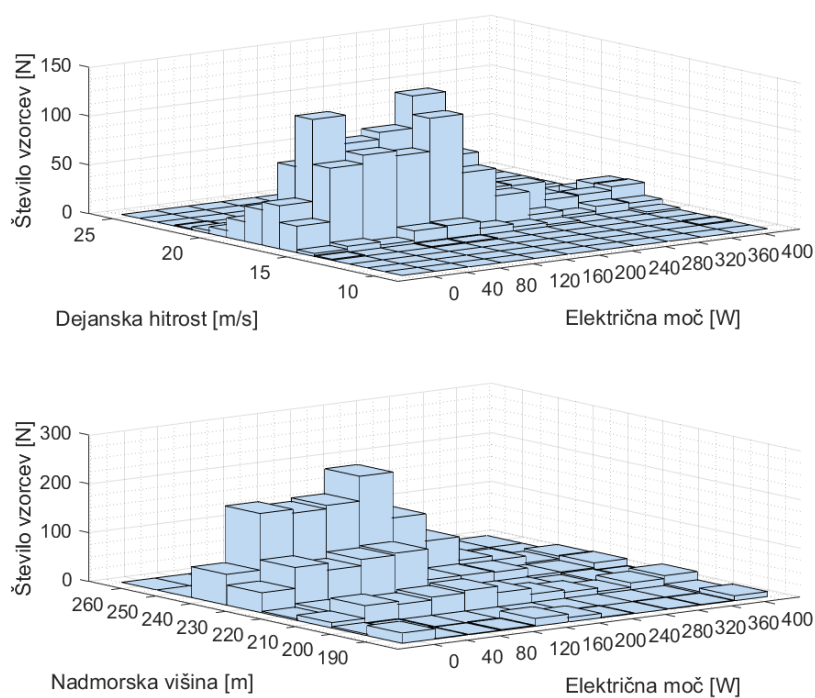
Slika 4.18: Razporeditev porabe posameznih segmentov letalnika tekom testnih poletov.

V legendi slike naveden pogonski sistem letalnika zajema porabo krmilnika motorja ter samega motorja in kot je razvidno ta predstavlja vedno med 89 % in 92 % celotne porabe letalnika. Med 6 % in 9 % porabe pripada glavnemu napajalnemu sistemu letalnika, ki v grobem zajema napajanje avtopilota, GNSS sprejemnika, komunikacijske opreme, senzorja, ter krmilnika potrebnega za upravljanje senzorja. Preostanek porabe pripada napajanju servo motorjev, ki se uporabljajo za krmiljenje zakrilc letalnika med letom, ter izpust padala po končanem poletu.

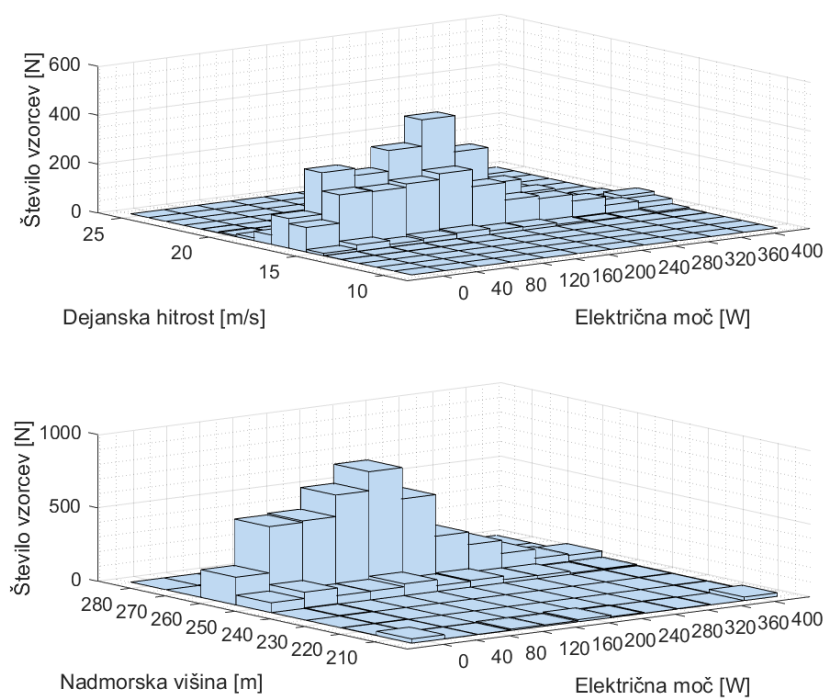
Slike (4.19-4.23) pa prikazujejo po dva histograma za vsak testni polet, iz katerih je razvidna zastopanost posameznih kombinacij dejanske oz. zračne hitrosti letalnika in porabe letalnika, ter nadmorske višine letenja in porabe letalnika.



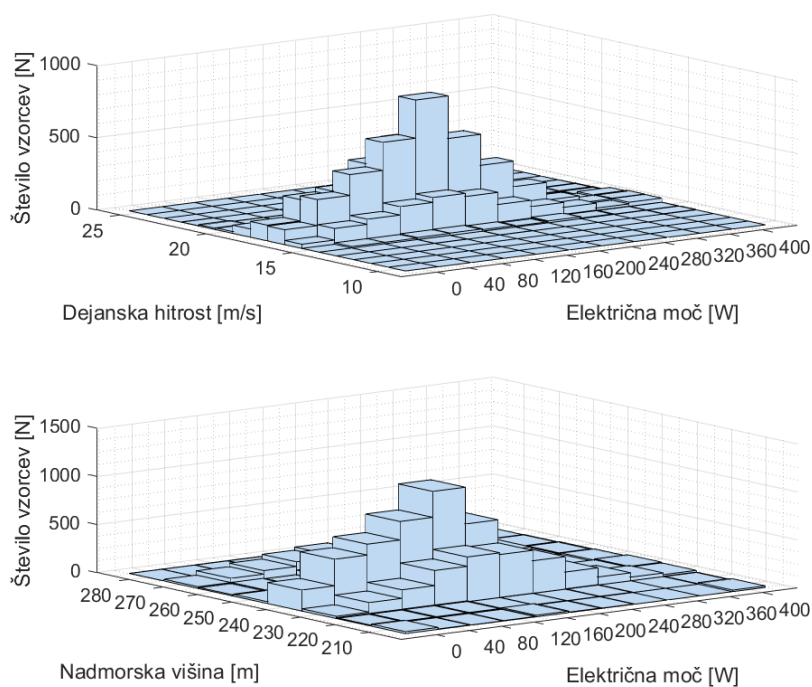
Slika 4.19: Histograma - dejanska hitrost letalnika in električna moč (poraba), ter nadmorska višina letenja in električna moč (poraba) letalnika, za testni polet izveden dne 20.08.2021.



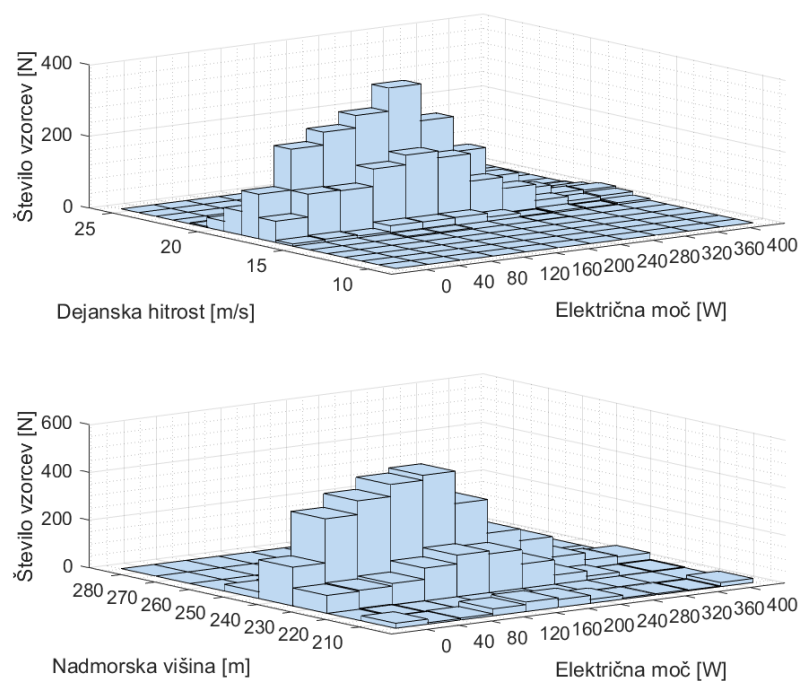
Slika 4.20: Histograma - dejanska hitrost letalnika in električna moč (poraba), ter nadmorska višina letenja in električna moč (poraba) letalnika, za testni polet izveden dne 27.08.2021.



Slika 4.21: Histograma - dejanska hitrost letalnika in električna moč (poraba), ter nadmorska višina letenja in električna moč (poraba) letalnika, za testni polet izveden dne 02.09.2021.



Slika 4.22: Histograma - dejanska hitrost letalnika in električna moč (poraba), ter nadmorska višina letenja in električna moč (poraba) letalnika, za testni polet izveden dne 03.09.2021.



Slika 4.23: Histograma - dejanska hitrost letalnika in električna moč (poraba), ter nadmorska višina letenja in električna moč (poraba) letalnika, za testni polet izveden dne 09.09.2021.

Z grafov je opaziti, da so se med letom dogajale manjše spremembe v dejanski oz. zračni hitrosti letalnika ter nadmorski višini leta. Slednja se je denimo na primeru teh letov spreminjala tudi iz razloga ker je letalnik sledil digitalnemu modelu terena, kot aproksimaciji terena nad katerim je sicer letel, saj je tako skušal držati fiksno višino letenja nad tlemi. Variacije v porabi letalnika pa so posledica različnih faz letenja (letenje v liniji, zavoj, dviganje, spuščanje, ...).

5 Izračun proizvodnje električne energije na letalniku

Možnost predhodnega izračuna proizvodnje električne energije na letalniku že pred izvedbo danega poleta omogoča tudi določitev optimalnega časa vzleta, da bo odjem energije s strani Sonca tekom danega poleta najvišji in s tem posledično tudi avtonomija letalnika. Omogoča pa tudi določitev avtonomije leta pri znanem času vzleta.

Za tovrstne izračune je potrebno najprej čimbolj točno izračunati porabo električne energije letalnika tekom posameznih faz leta. Slednja bi se izračunala na podlagi predvidenih premikov letalnika v prostoru, izračunanih s pomočjo simulatorja leta. Točnost izračunov simulatorja leta in porabe električne energije letalnika med simuliranim letom je podvržena številnim spremenljivkam. Potrebno je natančno poznavanje aerodinamike izbranega letalnika, prav tako pa tudi področje mehanike leta. To presega področje elektrotehnike in posledično tudi okvir pričujoče disertacije. Podjetje C-Astral d.o.o. sicer s pridom uporablja preprostejši simulator leta, vendar predvsem v izobraževalne namene, saj rezultati še zdaleč niso dovolj točni, da bi lahko bili uporabljeni kot vhodni podatki v tovrstne izračune.

V tem poglavju je predstavljena možnost izračuna proizvodnje električne energije, pri čemer so kot osnova vzeti podatki o rotacijah letalnika tekom že izvedenih testnih poletov opisanih v podpoglavju (4.4). Tak pristop omogoča primerjavo med testnimi poleti izmerjene in izračunane proizvodnje električne energije, ter posledično potrditev ali ovrženje metode izračuna.

Za izračun proizvodnje električne energije moramo sicer v grobem poiskati zvezo med pozicijo Sonca na nebu, jakostjo sončnega sevanja ter premiki letalnika v prostoru. Da lahko izračunamo pozicijo Sonca na nebu v času poleta potrebujemo čas ter lokacijo leta, ki ju dobimo v telemetriji izvedenega poleta. Podatki o jakosti sončnega sevanja lahko predstavljajo težavo, saj je mreža piranometrov oz. merilnikov, ki se uporabljajo za merjenje tovrstne meteorološke spremenljivke, precej redka, zato se bomo v našem primeru poslužili rezultatov meritev bližnje meteorološke postaje, ki merjenje te spremenljivke tudi izvaja.

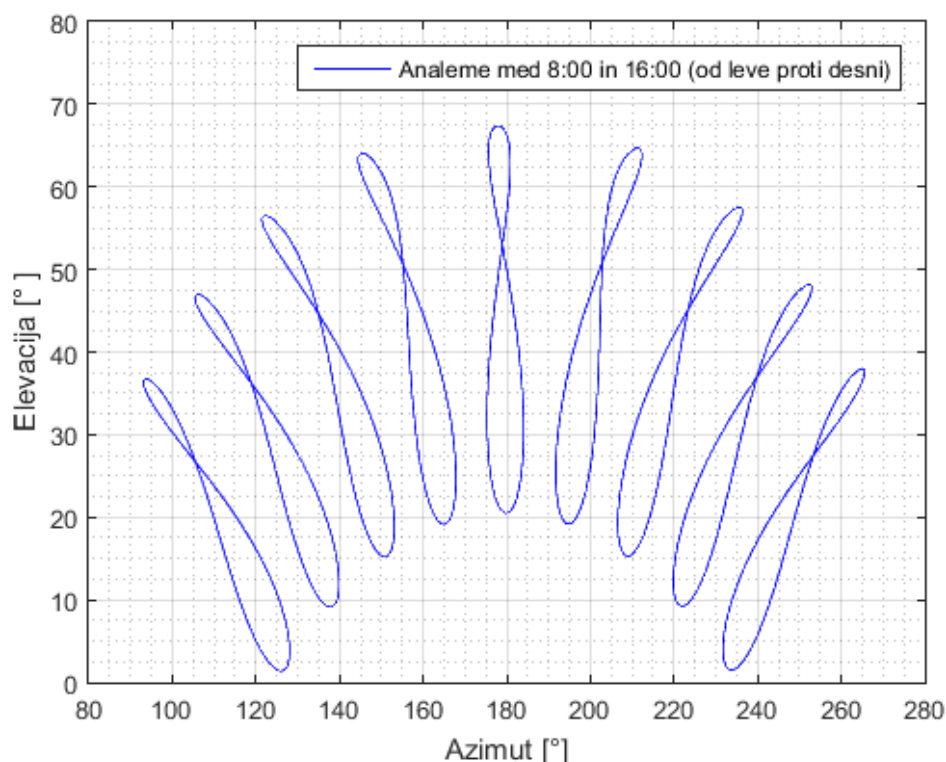
5.1 Izračun kota med direktnim Sončevim žarkom in normalo na ravnino letalnika

Za izračun proizvodnje električne energije je potrebno poiskati kot med direktnim Sončevim žarkom in normalo ravnine, ki jo orisujejo sončni moduli na letalniku oz. natančneje krilih letalnika. Za to je potrebna določitev lege Sonca na nebu na podlagi znane lokacije ter časa poleta. Položaj Sonca na nebu se med letom spreminja. Prav tako se tudi orientacija normale na ravnino sončnih modulov med letom spreminja, saj je ta direktno povezana z rotacijo samega letalnika v prostoru. Pri izračunih privzamemo, da je ukrivljenost krila na mestu sončnih modulov zanemarljiva, tako da moduli resnično orisujejo ravnino.

5.1.1 Izračun položaja Sonca na nebu

Položaj Sonca na nebu se tekom posameznega dne kontinuirano spreminja, prav tako se spreminja tudi pot, ki jo Sonce oriše na nebu na posamezen dan. To je v največji meri posledica kroženja Zemlje okrog Sonca, kroženja okrog lastne osi, ter nagnjenosti Zemlje glede na ekliptiko. Pri tem potrebuje Zemlja približno 365,26 dni za en obhod okrog Sonca, za obrat okrog lastne osi pa približno 23 ur in 56 minut [107]. Nagib Zemljine vrtilne osi znaša približno $23^{\circ}26'$ [107]. Manjši vpliv, ki se v večji meri nakazuje skozi daljše obdobje predstavlja tudi gravitacija okoliških nebesnih teles, ki vplivajo na obliko tirnice Zemlje in tudi spreminjanje nagiba Zemljine vrtilne osi.

Pozicije Sonca na nebu, v kolikor spremljamo njegovo lokacijo vsak dan v letu ob enaki uri po zimskem času (kakor da premika na poletni čas sploh ne bi bilo) in iz istega položaja na Zemlji, orišejo posebno krivuljo imenovana analema [108]. Analeme, ki veljajo za mesto Ljubljana, in sicer za vse polne ure med vključno 08:00 in 16:00, pri čemer je upoštevan zimski čas (UTC+1) čez celo leto, so prikazane na sliki (5.1).



Slika 5.1: Analeme, ki pripadajo lokaciji mesta Ljubljana, polnim uram med 08:00 in 16:00 po zimskem času (UTC+1).

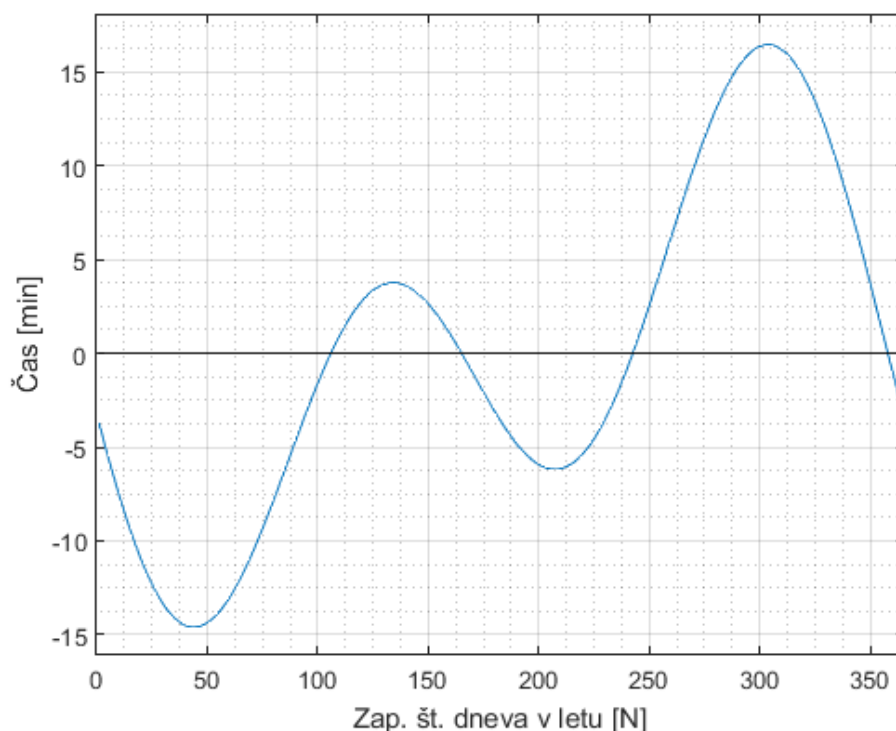
Za sam izračun položaja Sonca na nebu nad izbrano točko na Zemlji, moramo najprej po t. i. časovni enačbi izračunati razliko med pravim in srednjim sončevim časom oz. časom sončne ure in časom običajne ure. Primer časovne enačbe [109] oz. EoT (angl. Equation of Time) je predstavljen z enačbo (5.1), ki podaja razliko časa v minutah.

$$\text{EoT} = 9,87 \times \sin(2 \times B_T) - 7,53 \times \cos(B_T) - 1,5 \times \sin(B_T) \quad (5.1)$$

Pri tem je B_T podan z enačbo (5.2).

$$B_T = \frac{360 \times (n - 81)}{365} \quad (5.2)$$

V enačbi (5.2), predstavlja spremenljivka n zaporedno številko dneva v letu, začenši z 1. Graf, na katerem je prikazana krivulja, ki povezuje dnevno razliko med pravim in srednjim sončevim časom skozi celotno leto, je prikazan na sliki (5.2).



Slika 5.2: Razlika med prvim in srednjim sončevim časom za vsak dan v letu.

Nadaljujemo z izračunom faktorja korekcije časa oz. TC (angl. Time Correction factor), ki predstavlja variacijo v lokalnem sončnem času v odvisnosti od zemljepisne dolžine (λ_D) kraja na Zemlji znotraj pripadajočega poldnevnik [109] oz. LSTM (angl. Local Standard Time Meridian). Izračun je podan minutah, z enačbo (5.3), ki vključuje tudi vrednost časovne enačbe.

$$TC = 4 \times (\lambda - LSTM) + EoT \quad (5.3)$$

Pri tem številka 4 v enačbi predstavlja rotacijo Zemlje za 1° vsake 4 minute, spremenljivka λ_D predstavlja geografsko dolžino izbranega kraja na Zemlji, spremenljivka LSTM pa izbranemu kraju pripadajoči poldnevnik, izračunan po enačbi (5.4).

$$LSTM = 15^\circ \times \Delta T_{GMT} \quad (5.4)$$

ΔT_{GMT} predstavlja odmik lokalnega časa [109] oz. LT (angl. Local Time) od časa GMT (angl. Greenwich Mean Time) [110]. Če se omejimo na območje Slovenije ter

okoliške države, velja odmik ravno 1 uro, torej $\Delta T_{\text{GMT}} = 1 \text{ h}$, posledično velja LSTM = 15° . Odmik se skozi leto, kljub prehodu ure na poletni čas, ne spreminja.

V naslednjem koraku, s pomočjo enačbe (5.5), izračunamo lokalni sončni čas [109] oz. LST (angl. Local Solar Time), iz znanega lokalnega časa in po enačbi (5.3) izračunanega faktorja korekcije časa. Rezultat oz. čas je podan v urah.

$$\text{LST} = \text{LT} + \frac{\text{TC}}{60} \quad (5.5)$$

Sledi izračun urnega kota [109] oz. HRA (angl. Hour Angle), ki ponazarja trenutni sončev čas v stopinjah. Izračuna se kot razlika med lokalnim sončevim časom in časom, ko je sonce najvišje (12 uro). Dopoldan je urni kot negativen, ko je Sonce najvišje, je enak nič, popoldan pa pozitiven. Vsaka ura razlike prinese spremembo urnega kota, ki ga podaja enačba (5.6), za 15° .

$$\text{HRA} = 15^\circ \times (\text{LST} - 12) \quad (5.6)$$

Izračunati moramo še deklinacijo (δ_Z) Zemlje, ki v ekvatorskem koordinatnem sistemu predstavlja kot v središču sfere med nebesnim ekvatorjem in središčem nebesnega telesa [111]. Izračunamo jo lahko po enačbi (5.7).

$$\delta_Z = 23,45^\circ \times \sin(B_T) \quad (5.7)$$

Vrednost B_T podaja enačba (5.2).

Končno lahko izračunamo položaj Sonca na nebu nad izbranim krajem na Zemlji. Običajno je podan v horizontnem koordinatnem sistemu [112], z nebesnima koordinatama elevacija (α_S) in azimut (A_S). Elevacijo, ki predstavlja kot med obzorjem in nebesnim telesom (v našem primeru Soncem), ter obsega vrednosti -90° do $+90^\circ$, izračunamo po enačbi (5.8). Azimut, ki predstavlja kotno razdaljo, merjeno od smeri proti severu do presečišča kroga skozi nebesno telo (v našem primeru Soncem na nebu) z obzorjem, ter obsega vrednosti 0° - 359° , izračunamo po enačbi (5.9).

$$\alpha_S = \sin^{-1}(\sin(\delta_Z) \times \sin(\varphi_S) + \cos(\delta_Z) \times \cos(\varphi_S) \times \cos(\text{HRA})) \quad (5.8)$$

$$A_S = 180 + \text{sign}(\sin(\text{HRA})) \times \cos^{-1}\left(\frac{\sin(\alpha_S) \times \sin(\varphi_S) - \sin(\delta_Z)}{\cos(\alpha_S) \times \cos(\varphi_S)}\right) \quad (5.9)$$

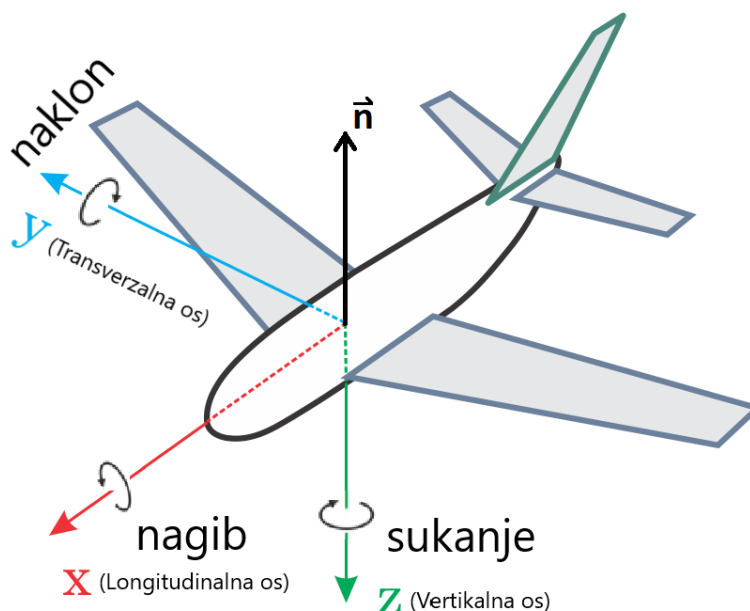
V enačbah je vključena tudi zemljepisna širina (φ_S) kraja na Zemlji, na katerega se nanaša izračun.

5.1.2 Rotacija letalnika v prostoru

Položaj letalnika v prostoru opišemo z rotacijami okrog transverzalne, longitudinalne in vertikalne osi. V splošni literaturi se vertikalna os imenuje os jaw, transverzalna os os pitch, ter longitudinalna os os roll. Ker pa se tudi rotacije okrog posameznih osi podajajo enako, torej jaw, pitch in roll, se temu načinu poimenovanja zaradi možne zmede, v pričujoči disertaciji raje izognemo. Ustaljenih slovenskih prevodov za rotacije okrog osi pitch, roll in jaw, ki bi se nanašale na področje letalstva, še ni. Najdejo se različni predlogi, kot so odklon za jaw, naklon za pitch, ter nagib za roll, vendar ti prevodi sodijo za uporabo na področju robotike [113]. Še najbolj razširjeni predlogi prevodov za uporabo na področju letalstva so sicer sukanje za jaw, naklon za pitch, ter nagib za roll. Teh se bomo v našem primeru tudi držali.

Na letalnik pa lahko vpnemo tudi kartezični koordinatni sistem. Običajno je v tem segmentu v uporabi tip kartezičnega sistema imenovan NED (angl. North East Down) [114], kar pomeni x-os, ki gleda iz nosa letala v smeri naprej proti severu, y-os, ki gleda iz smeri desnega krila v smeri vzhoda, ter z-os, ki gleda iz središča letala navzdol vzporedno z normalo na Zemljin geoid.

Na sliki (5.3) je prikazan letalnik s pripadajočim kartezičnim koordinatnim sistemom ter označeno vertikalno, transverzalno in longitudinalno osjo [115].



Slika 5.3: Koordinatni sistem letalnika z označenimi osmi ter rotacijami okrog posameznih osi. Na sliki je označena tudi normala na ravnino sončnih modulov, ki je po smeri obratna kot z-os kartezičnega koordinatnega sistema.

Slika (5.3) pa prikazuje tudi vektor normale pripadajoč ravnini, ki jo orisujejo sončni moduli na krilih letalnika. Kot je s slike razvidno, je ta po smeri ravno nasprotna smeri z-osi kartezičnega koordinatnega sistema letalnika.

Vrednosti rotacij naklona, nagiba in sukanja računa avtopilot med letom s pomočjo izmerkov pospeškometra, magnetometra in žiroskopa, ki pripadajo inercialni merilni enoti oz. IMU (angl. Inertial Measurement Unit) [116]. Avtopilot te vrednosti izračunava sproti, saj jih potrebuje za pravilno vodenje letalnika v prostoru, izračunane vrednosti pa se hkrati, s frekvenco višjo kot 30 Hz, vpisujejo tudi v dnevniško oz. log datoteko na pomnilniško kartico avtopilota za primere naknadne analize letov.

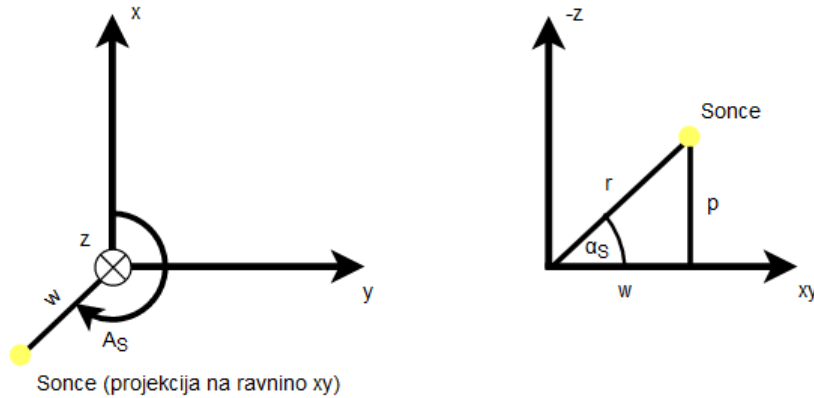
Istočasno pa podatki o rotacijah letalnika predstavljajo tudi del telemetrije letalnika, ki se med letom pošilja na GCS za namen spremljanja stanja letalnika. Tudi na zemeljski upravljalni postaji se ti podatki vpisujejo v dnevniško datoteko, a s precej nižjo frekvenco, ki znaša v običajnih pogojih 4 Hz. Za razliko od frekvence vpisov podatkov na pomnilniško kartico avtopilota, ki je praktično konstantna, je frekvenca vpisov podatkov na zemeljski upravljalni postaji odvisna od stabilnosti komunikacijske povezave med letalnikom in zemeljsko upravljalno postajo. V času izgube komunikacijske povezave novih vpisov seveda ni.

5.1.3 Pretvorba koordinatnih sistemov

Za trenutek si predstavljajmo da je položaj Sonca na nebu fiksni. Rotacija letalnika v prostoru pomeni hkrati tudi rotacijo normale ravnine sončnih modulov na letalniku in posledično spreminjanje kota med direktnim sončevim žarkom in normalo ravnine s sončnimi moduli. V resnici pa se seveda tudi položaj Sonca na nebu spreminja. Za izračun proizvodnje električne energije je ključnega pomena ravno ugotoviti, kako se omenjeni kot tekom poleta spreminja, saj se s tem spreminja projekcija direktnega sončevega žarka na ravnino sončnih modulov. V tem primeru lahko višino letenja letalnika zanemarimo, saj je ta bistveno manjša od ostalih razdalj, posredno vključenih v izračun.

Za izračun kota med direktnim sončevim žarkom in normalo na ravnino sončnih modulov moramo najprej oba vektorja pretvoriti v isti koordinatni sistem, najlažje kartezični koordinatni sistem.

Položaj Sonca na nebu je običajno podan v horizontnem koordinatnem sistemu [112], s koordinatama azimut in elevacija. Postopek pretvorbe pozicije v kartezični koordinatni sistem je prikazan na sliki (5.4).



Slika 5.4: Pretvorba položaja Sonca iz horizontnega v kartezični koordinatni sistem.

Kartezični koordinatni sistem, v katerega pretvarjamo horizontni koordinatni sistem, mora biti enako orientiran kot kartezični sistem letalnika prikazan na sliki (5.3). To pomeni, da mora biti x-os obrnjena proti severu, y-os proti vzhodu in z-os navzdol.

Na podlagi risbe na levi strani slike (5.4) zapišemo koordinate x_S , y_S in z_S , kot prikazujejo enačbe (5.10). S prikazane risbe na desni strani iste slike pa, kot prikazujejo enačbe (5.11), preko spremenljivke p izrazimo koordinato z_S , izrazimo pa tudi spremenljivko w , ki predstavlja dolžino od izhodišča koordinatnega sistema do projekcije pozicije Sonca na xy ravnino kartezičnega koordinatnega sistema.

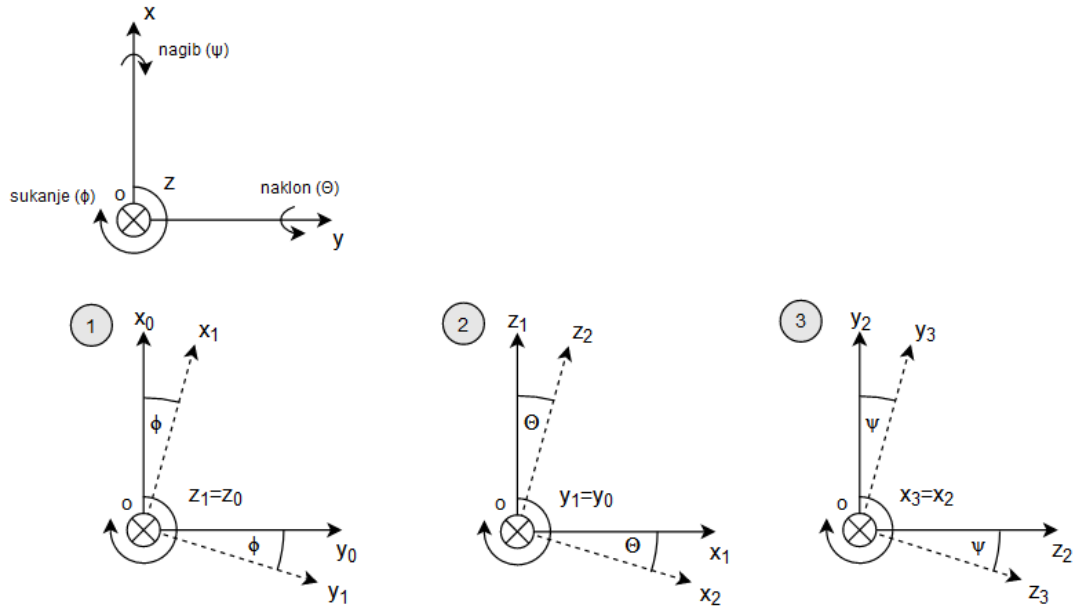
$$x_S = w \times \cos(A_S), \quad y_S = w \times \sin(A_S), \quad z_S = -p \quad (5.10)$$

$$p = r \times \sin(\alpha_S), \quad w = r \times \cos(\alpha_S) \quad (5.11)$$

Ob vstavitvi enačb (5.11) v enačbe (5.10) lahko končno izrazimo položaj Sonca podan s kartezičnimi koordinatami, kot to podajajo enačbe (5.12). V enačbah je prisotna tudi prostorska razdalja med izhodiščem kartezičnega koordinatnega sistema in Soncem, ki je označena s črko r . Ker ta razdalja v našem primeru ni pomembna in na izračune ne vpliva, si lahko zapise enačb poenostavimo, tako da ji priredimo vrednost 1.

$$x_S = \cos(\alpha_S) \times \cos(A_S), \quad y_S = \cos(\alpha_S) \times \sin(A_S), \quad z_S = -\sin(\alpha_S) \quad (5.12)$$

Naslednji korak je transformacija rotacijskih kotov letalnika v kartezični koordinatni sistem [117]. To lahko storimo z uporabo rotacijske matrike, ki jo izpeljemo v treh korakih, na podlagi slike (5.5).



Slika 5.5: Postopek izpeljave rotacijske matrike.

Kot je razvidno s slike, najprej izvedemo rotacijo okrog vertikalne (z) osi, nato okrog transversalne (y) osi in nazadnje še okrog longitudinalne (x) osi.

Rotacijo okrog vertikalne osi razpišemo kot prikazujejo enačbe (5.13-5.15), ter v matrični obliki, kot prikazuje zapis (5.16). V slednjem zapisu je razvidna tudi oblika rotacijske matrike $R_z(\phi)$, ki zajema rotacijo okrog vertikalne osi.

$$ox_1 = ox_0 \times \cos(\phi) + oy_0 \times \sin(\phi) \quad (5.13)$$

$$oy_1 = -ox_0 \times \sin(\phi) + oy_0 \times \cos(\phi) \quad (5.14)$$

$$oz_1 = oz_0 \quad (5.15)$$

$$\begin{bmatrix} ox_1 \\ oy_1 \\ oz_1 \end{bmatrix} = \mathbf{R}_z(\phi) \times \begin{bmatrix} ox_0 \\ oy_0 \\ oz_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) & \sin(\phi) & 0 \\ -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} ox_0 \\ oy_0 \\ oz_0 \end{bmatrix} \quad (5.16)$$

Sledi rotacija okrog transversalne osi, kot to podajajo enačbe (5.17-5.19), ter zapis (5.20) v matrični obliki, iz katerega je razvidna tudi oblika rotacijske matrike $R_y(\Theta)$ za rotacijo okrog transversalne osi.

$$ox_2 = ox_1 \times \cos(\Theta) - oz_1 \times \sin(\Theta) \quad (5.17)$$

$$oy_2 = oy_1 \quad (5.18)$$

$$oz_2 = ox_1 \times \sin(\Theta) + oz_1 \times \cos(\Theta) \quad (5.19)$$

$$\begin{bmatrix} \text{ox}_2 \\ \text{oy}_2 \\ \text{oz}_2 \end{bmatrix} = \mathbf{R}_y(\Theta) \times \begin{bmatrix} \text{ox}_1 \\ \text{oy}_1 \\ \text{oz}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Theta) & 0 & -\sin(\Theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\Theta) & 0 & \cos(\Theta) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \text{ox}_1 \\ \text{oy}_1 \\ \text{oz}_1 \end{bmatrix} \quad (5.20)$$

Nazadnje sledi še rotacija okrog longitudinalne osi. Podajajo jo enačbe (5.21-5.23). V matrični obliki pa z zapisom (5.24), ki razkriva tudi obliko rotacijske matrike $\mathbf{R}_x(\psi)$ za rotacijo okrog longitudinalne osi.

$$\text{ox}_3 = \text{ox}_2 \quad (5.21)$$

$$\text{oy}_3 = \text{oy}_2 \times \cos(\psi) + \text{oz}_2 \times \sin(\psi) \quad (5.22)$$

$$\text{oz}_3 = -\text{oy}_2 \times \sin(\psi) + \text{oz}_2 \times \cos(\psi) \quad (5.23)$$

$$\begin{bmatrix} \text{ox}_3 \\ \text{oy}_3 \\ \text{oz}_3 \end{bmatrix} = \mathbf{R}_x(\psi) \times \begin{bmatrix} \text{ox}_2 \\ \text{oy}_2 \\ \text{oz}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\psi) & \sin(\psi) \\ 0 & -\sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \text{ox}_2 \\ \text{oy}_2 \\ \text{oz}_2 \end{bmatrix} \quad (5.24)$$

Končna oz. splošna rotacijska matrika $\mathbf{R}$, prikazana z zapisom (5.25), ustreza produktu posameznih rotacijskih matrik, in sicer v obratni smeri kot so bile izvedene izpeljave le-teh.

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_x(\psi) \times \mathbf{R}_y(\Theta) \times \mathbf{R}_z(\phi) = \begin{bmatrix} c_5 c_4 & c_5 c_1 & -c_2 \\ c_3 c_2 c_5 - c_6 c_1 & c_3 c_2 c_1 + c_6 c_4 & c_3 c_5 \\ c_6 c_2 c_4 + c_3 c_1 & c_6 c_2 c_1 - c_3 c_4 & c_6 c_5 \end{bmatrix} \quad (5.25)$$

Pri tem so $c_1 = \sin(\phi)$, $c_2 = \sin(\Theta)$, $c_3 = \sin(\psi)$, $c_4 = \cos(\phi)$, $c_5 = \cos(\Theta)$ in $c_6 = \cos(\psi)$.

Zadnja vrstica splošne rotacijske matrike $\mathbf{R}$ predstavlja smer z osi letalu pripadajočega kartezičnega koordinatnega sistema. Ker pa je usmerjenost z osi ravno nasprotna smeri normale na ravnino sončnih modulov, dobimo komponente vektorja normale na ravnino sončnih modulov tako, da pred vsako komponento z osi dodamo minus predznak. Matematičen zapis normale na ravnino sončnih modulov, ki vključuje rotacije letalnika po vseh treh oseh, podaja zapis (5.26).

$$\vec{n} = [-(c_6 c_2 c_4 + c_3 c_1) \quad -(c_6 c_2 c_1 - c_3 c_4) \quad -(c_6 c_5)] \quad (5.26)$$

Okrog izračuna rotacijske matrike je v literaturi najti precej zmede in nejasnosti, saj se omenja več možnih pristopov [118]. Vsekakor je za uporabo v aviaciji bolj razširjen vrstni red rotacij zyx, zato je bil ta v pričujoči disertaciji tudi uporabljen.

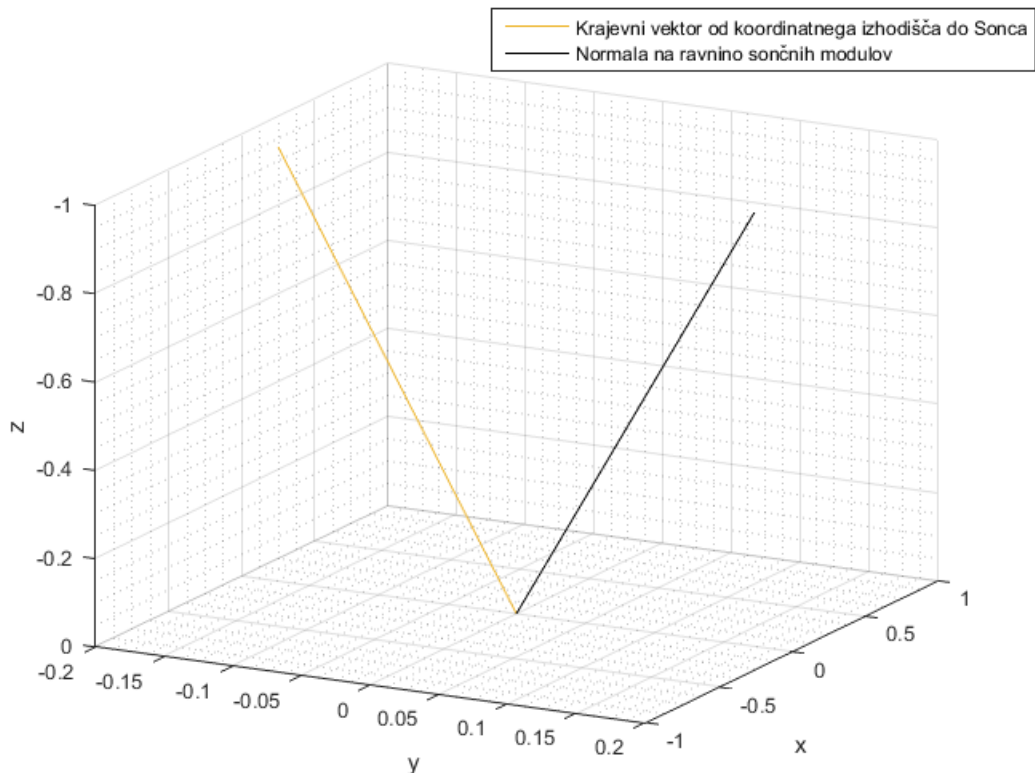
5.1.4 Izračun kota med vektorjema v 3D prostoru

Izračun kota med vektorjema v tridimenzionalnem prostoru predstavlja enostaven matematični problem. V našem primeru tako iščemo kot med vektorjema, podana v kartezičnem koordinatnem sistemu, pri čemer gre v prvem primeru konkretno za krajevni vektor vpet od središča koordinatnega sistema letalnika ter usmerjenega proti Soncu, drugi vektor pa predstavlja vektor normale na ravnino sončnih modulov. Oba vektorja imata skupno izhodišče, saj zanemarimo višino leta letalnika, ki je v primerjavi z ostalimi posredno vključenimi razdaljami v izračunih, zanemarljiva.

Če vzamemo za primer vektorja $\mathbf{a}$ in $\mathbf{b}$, lahko kot (Ω) med njima izračunamo s pomočjo enačbe (5.27).

$$\Omega = \tan^{-1} \left(\frac{\|\vec{a} \times \vec{b}\|}{\vec{a} \cdot \vec{b}} \right) \quad (5.27)$$

Konkreten primer vektorjev, med katerima iščemo kot, prikazuje slika (5.6).



Slika 5.6: Vektorja v tridimenzionalnem kartezičnem koordinatnem sistemu.

5.2 Priprava meritev jakosti sončnega sevanja in rotacij letalnika

Za izračun proizvodnje električne energije na letalniku bi v idealnem primeru potrebovali podatke o jakosti sončnega sevanja prav na lokaciji letalnika, in sicer za celoten čas izvedbe testnega poleta. V kolikor bi želeli izračunati proizvodnjo električne energije za testni polet v prihodnosti, potem bi morali iz arhiva vzeti vrednosti meritev jakosti sončnega sevanja izmerjenih na isti dan v preteklih letih in pri tem določiti nekakšno povprečje. Seveda bi pri računanju takega povprečja morali odstraniti dneve brez sončnega vremena. V kolikor pa nas zanima izračun za že izvedeni polet, moramo v arhivu meritev le poiskati meritve, ki pripadajo dnevu oz. terminu izvedenega poleta. V realnosti pa je mreža merilnikov jakosti sončnega sevanja (piranometrov) precej redka. Največkrat se tovrstne meritve izvajajo v okviru državne mreže meteoroloških opazovalnic. Agencija Republike Slovenije za Okolje (ARSO) [119] ima merilnike jakosti sončnega sevanja z določeno prostorsko gostoto razporejene po celotni državi. Perioda izvajanja meritev je 10 minut, pri čemer so na tem časovnem intervalu podatki v arhivu dostopni le za meritve, izvedene v zadnjih 48 urah. Starejše meritve so dostopne na polurnem intervalu, in sicer je danemu terminu pripisano povprečje, ki velja za zadnje pol ure. Arhiv meritev ARSO [120] je dostopen javno, uporabili smo ga tudi v pričujoči disertaciji.

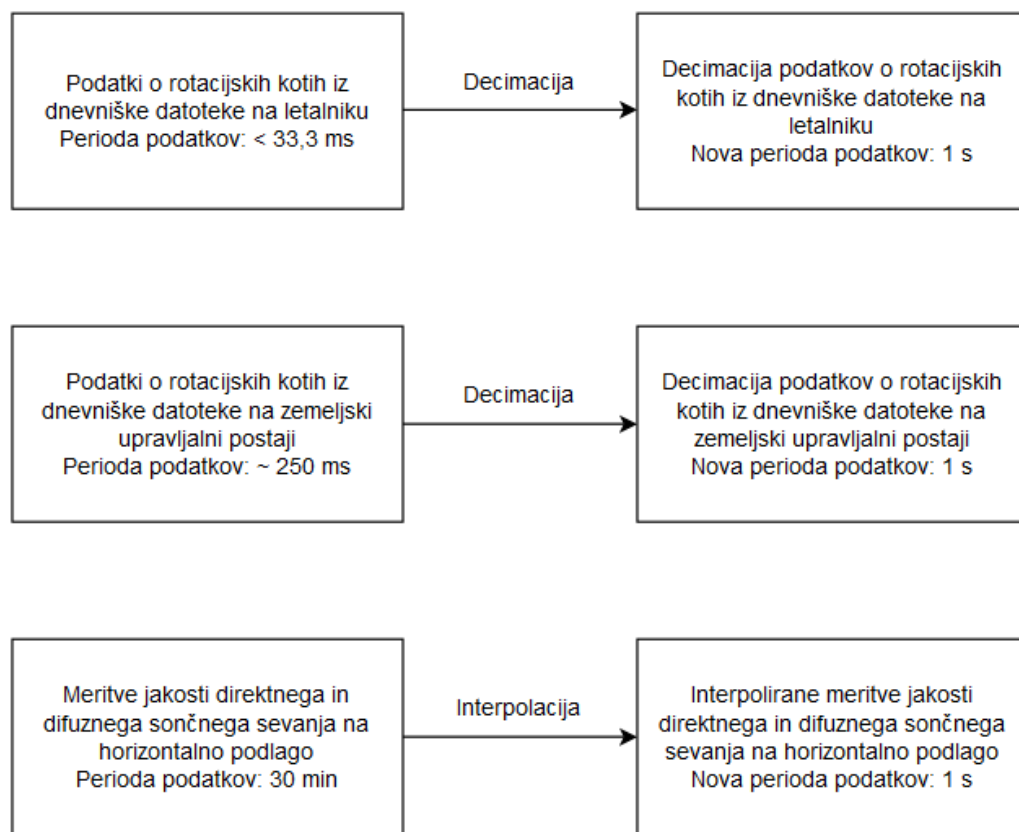
Za sam izračun proizvodnje električne energije je sicer potreben tako podatek o jakosti direktnega sončnega sevanja na dano ravnino, kot tudi podatek o jakosti difuznega sončnega sevanja na isto ravnino. V arhivu je dostopen le slednji, in sicer kot jakost difuznega sevanja na horizontalno ravnino oz. DHI (angl. Diffuse Horizontal Irradiance). Poleg difuznega sončnega sevanja na horizontalno ravnino, se izvajajo tudi meritve globalnega sončnega sevanja na horizontalno ravnino oz. GHI (angl. Global Horizontal Irradiance), zato so tudi ti podatki dostopni v arhivu. Iz teh podatkov moramo nato izračunati jakost direktnega sončnega sevanja oz. DNI (Direct Normal Irradiance). Slednje predstavlja vrednost sončnega sevanja, ki pada na podlago, obrnjeno direktno proti Soncu oz. pravokotno na smer sončnega žarka. Izračunano DNI sevanje je potrebno nato preslikati na ravnino sončnih modulov na letalniku. Izračun jakosti direktnega sončnega sevanja na ravnino, pravokotno na smer sončnega žarka, se izvede s pomočjo enačbe (5.28) iz katere se izrazi iskano sevanje [121].

$$GHI = DNI \times \cos(90^\circ - \alpha_s) + DHI \quad (5.28)$$

Pri tem α_s predstavlja elevacijo sonca v času, ko je bila zajeta meritev jakosti globalnega in difuznega sončnega sevanja na horizontalno ravnino.

Preden lahko izvedemo preslikavo jakosti direktnega sončnega sevanja na ravnino orisano s sončnimi moduli, je potrebno razrešiti različne frekvence podatkov, ki nastopajo v naših izračunih. Podatki o rotacijah letalnika so v dnevniški datoteki na spominski kartici letalnika podani s frekvenco višjo od 30 Hz, v dnevniški datoteki na GCS s frekvenco 4 Hz (razen v primeru izpada komunikacijske povezave), podatki o jakosti sončnega sevanja pa so na voljo na pol urnem intervalu kot povprečje zadnje pol ure. Odločimo se za prehod na 1 Hz interval za vse izmerke, saj to omogoča primerjavo izračunov z dejanskimi meritvami napetosti in tokov (ter izračuni električne moči oz. energije, ki iz teh meritev sledijo), opravljenimi med testnimi poleti. Prehod na skupno frekvenco pomeni, da bo za tiste podatke, ki so podani z višjo frekvenco, potrebna decimacija oz. opuščanje vmesnih podatkov [122], za podatke, ki so podani s prenizko frekvenco, pa interpolacija (linearna, kubični zleпки, ...) [123]. Opuščanje vmesnih podatkov lahko nadomestimo tudi z računanjem povprečja izmerkov znotraj intervala. V našem primeru je bilo za zmanjšanje frekvence podatkov, katerih frekvenca podajanja je bila previsoka, izvedeno opuščanje vmesnih izmerkov, za podatke, podane v osnovi s prenizko frekvenco, pa je bila izbrana interpolacija, natančneje linearna interpolacija.

Diagram priprave vhodnih podatkov za namen izračuna proizvodnje električne energije prikazuje slika (5.7).



Slika 5.7: Potek priprave vhodnih podatkov za namen izračuna proizvodnje električne energije.

V izračunih v pričujoči disertaciji so bile kot meritve jakosti direktnega in difuznega sončnega sevanja na horizontalno podlago uporabljene meritve iz lokacije meteorološke postaje v Biljah. Slednja je oddaljena približno 26 km zračne razdalje od lokacije izvedbe testnih poletov. Glede na zračno razdaljo bi bili bližji postaji Godnje in Nanos, ki sta oddaljeni 11 km oz. 10 km, a slednji zaradi drugačne klime ne nudita tako primerljivih razmer.

Pri obdelavi podatkov je potrebno tudi paziti na način podajanja časa izvedbe meritev. Tako velja, da so meritve jakosti sončnega sevanja, ki so dostopne v arhivu ARSO, podane v zimskem času (UTC+1), čez celotno leto, torej tudi poleti. Vpisi telemetrije na GCS imajo pripisan lokalni čas, torej poleti zajemajo tudi preklap na poletni čas (UTC+2). Vpisi v pomnilniško kartico na avtopilotu pa imajo pripisan UTC čas. Pri obdelavi podatkov je te razlike v podajanju časov seveda potrebno tudi ustrezno upoštevati.

5.2.1 Izračun jakosti direktnega sončnega sevanja na ravnini sončnih modulov

Za izračun jakosti direktnega sončnega sevanja, ki pada na ravnino sončnih modulov letalnika, je potreben podatek o direktnem sončnem sevanju, ki ga izrazimo iz enačbe (5.28). Ob znani elevaciji Sonca, ki jo izračunamo po enačbi (5.8) in časovno sovпада z izračunom jakosti direktnega sončnega sevanja, je potrebno poznati še rotacijo letalnika ob istem času oz. usmerjenost vektorja normale na ravnino sončnih modulov na letalniku, ki jo izračunamo po enačbi (5.26) oz. kot Ω , ki ponazarja kot med krajevnim vektorjem v smeri Sonca in normalo na ravnino sončnih modulov na letalniku, ki ga izračunamo po enačbi (5.27). Jakost direktnega sončnega sevanja padajočega na ravnino s sončnimi moduli rotirajočega se letalnika izračunamo po enačbi (5.29).

$$DNI_{SM} = DNI \times \cos(\Omega) \quad (5.29)$$

5.2.2 Izračun jakosti difuznega sončnega sevanja na ravnini sončnih modulov

Poleg direktnega sončnega sevanja vpliva na proizvodnjo električne energije tudi difuzno sevanje. Slednje predstavlja razpršeno sevanje in glede na stopnjo oblačnosti neba lahko difuzni delež sončnega sevanja na tleh zajema vse od 10 - 20 %, v primeru oblačnega vremena pa do 100 % celotnega sevanja [46].

V arhivu ARSO imamo na razpolago podatke o meritvah difuznega sevanja na horizontalno ravnino oz. DHI. Za preračun difuznega sevanja na poljubno nagnjeno ravnino pa obstajajo številni modeli. Med njimi je najbolj enostaven izotropni model, poznamo pa še Perezov, Reindlov, Hay & Davies model, ter druge [124]. Razlikujejo se po kompleksnosti ter točnosti izračuna. V našem primeru popolnoma zadošča za uporabo izotropni model, ki ga podaja enačba (5.30).

$$DHI_{SM} = DHI \times \frac{1 + \cos(\beta)}{2} \quad (5.30)$$

V enačbi β predstavlja nagnjenost (kot) ravnine s sončnimi moduli glede na horizontalno ravnino. Ta kot je tudi enak zenitnemu kotu normale na ravnino s sončnimi moduli.

5.3 Izračun proizvedene električne energije

Izračun proizvedene električne energije za vsako sekundo leta lahko sedaj izračunamo na podlagi površine sončnih modulov ter njihovega izkoristka pretvorbe sončnega sevanja v električno energijo. Površina (S), ki jo sončni moduli zasedajo pri letalniku Bramor, znaša $0,1904 \text{ m}^2$, njihov izkoristek (η_{SM}) po specifikacijah pa 25 %.

Izračun proizvedene električne energije podaja enačba (5.31).

$$EEP_{\text{polet}}[n] = S \times \eta_{SM} \times (DNI_{SM}[n] + DHI_{SM}[n]) \times t \quad (5.31)$$

Pri tem t v enačbi predstavlja čas, v našem primeru je to ena sekunda, saj imamo frekvenco podanih podatkov enako 1 Hz. Zapisana enačba, ki podaja izračun energije v enotah Ws , tako omogoča izračun proizvedene električne energije znotraj izbrane sekunde leta.

Proizvedena električna energija tekom celotnega leta je enaka vsoti prispevkov vsake sekunde leta, od vzleta letalnika pa do izpusta padala. To matematično podaja zapis z enačbo (5.32).

$$EEP_{\text{celoten_polet}} = \sum_{n=\text{vzlet}}^{\text{izpust padala}} EEP_{\text{polet}}[n] \quad (5.32)$$

5.3.1 Primerjava proizvedene in izračunane električne energije za izvedene testne polete

V tabeli (5.1) je prikazana primerjava med izračunano proizvedeno električno energijo in dejansko proizvedeno električno energijo za primere testnih poletov, ki so bili predstavljeni v podpoglavju (4.4).

Datum testnega poleta	Trajanje poleta (s)	Izmerjena el. energija na vходу MPPT [Wh]	Izračunana proizvedena el. energija na vходу MPPT [Wh]	
			1 (ULog)	2 (C ³ P)
20.08.2021	2979	16,95	27,94	27,56
27.08.2021	1938	10,91	19,00	19,00
02.09.2021	4634	29,40	44,40	44,39
03.09.2021	8072	51,08	79,09	79,06
09.09.2021	3836	21,20	36,02	36,02

Tabela 5.1: Primerjava izračunane in izmerjene proizvodnje električne energije tekom testnih poletov.

Kot je razvidno, sta v tabeli (5.1) za izračunano električno energijo na vходу MPPT navedena dva stolpca, označena z 1 in 2. Stolpcu 1 pripadajo izračuni električne energije, ki temeljijo na podatkih o rotacijah letalnika, zapisanih v dnevniško datoteko pomnilniške kartice na letalniku oz. ULog podatkih, medtem ko stolpcu 2 pripadajo izračuni na osnovi podatkov o rotacijah, kot so bili zapisani v dnevniško datoteko na GCS na podlagi pri letenju uporabljene aplikacije C³P. Izračuna se nekoliko razlikujeta, saj so zapisi v dnevniški datoteki zemeljske upravljalne postaje podvrženi stabilnosti linka, zato v izračunu v tem primeru ne nastopajo podatki kontinuirano s periodo 1 sekunde, ampak pride včasih do manjšega zamika, če podatek za zahtevan čas manjka. S tega vidika so torej bolj zanesljivi izračuni, ki pripadajo stolpcu 1. V vsakem primeru pa se, kot je iz tabele razvidno, izračunana količina proizvedene električne energije precej razlikuje od dejanske.

Da lahko povežemo izračunano proizvodnjo električne energije z dejansko, je bil uveden t. i. skalirni faktor B, ki podaja razmerje med dejansko proizvedeno električno energijo ter izračunom proizvedene električne energije. Vrednosti faktorja B so prikazane v tabeli (5.2).

Datum testnega poleta	B	
	1 (ULog)	2 (C ³ P)
20.08.2021	0,6165	0,6149
27.08.2021	0,5744	0,5743
02.09.2021	0,6620	0,6622
03.09.2021	0,6459	0,6461
09.09.2021	0,5885	0,5885

Tabela 5.2: Vrednosti skalirnega faktorja B, ki povezuje dejansko in izračunano proizvedeno električno energijo.

Povprečna vrednost faktorja B v stolpcu 1 znaša 0,6175, v stolpcu 2 pa 0,6172, kar pomeni, da bistvene razlike ni. Vpeljava faktorja B zahteva zapis nove formule za izračun električne energije v posamezni sekundi leta, ki je predstavljen z enačbo (5.33), izračun proizvodnje električne energije tekom celotnega poleta pa je predstavljen z enačbo (5.34).

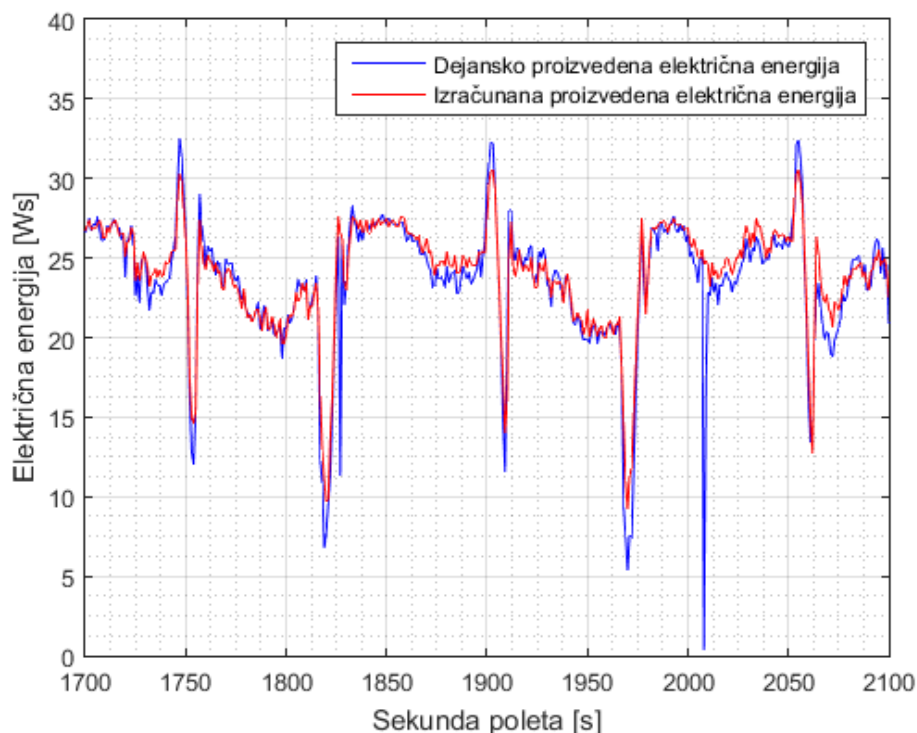
$$EEP_{B_polet}[n] = S \times B[n] \times \eta_{SM} \times (DNI_{SM}[n] + DHI_{SM}[n]) \times t \quad (5.33)$$

$$EEP_{B_celoten_polet} = \sum_{n=vzlet}^{izpust\ padala} EEP_{B_polet}[n] \quad (5.34)$$

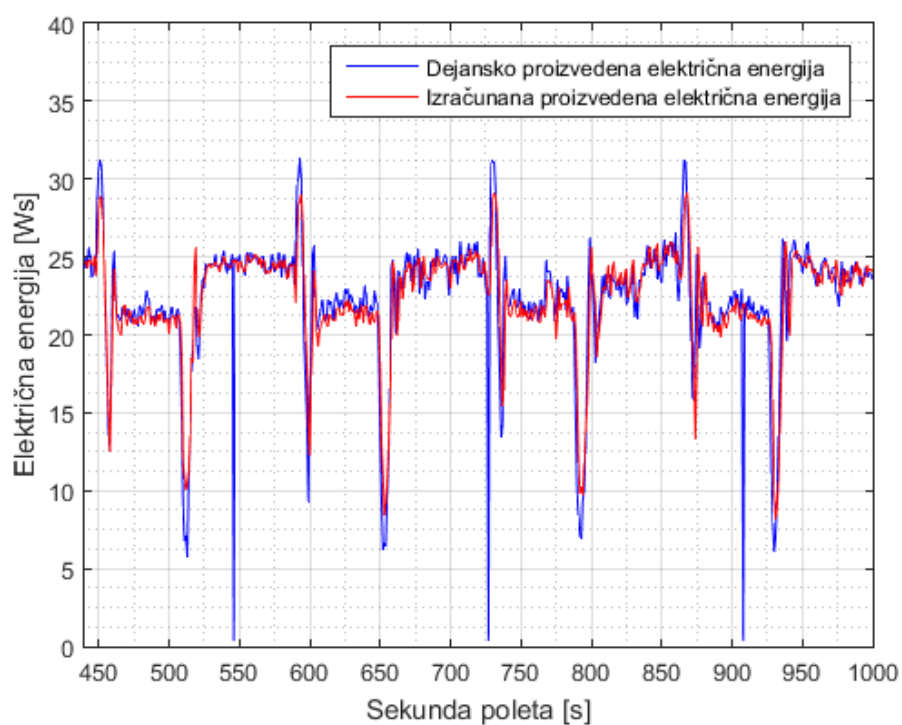
V enačbi je vrednost faktorja B predstavljena kot spremenljivka, na katero vpliva mnogo faktorjev. Določitev, kateri vsi faktorji imajo vpliv na vrednost faktorja B ter v kolikšni meri, predstavlja osnovo za nadaljnje delo. Lahko pa že sedaj zatrdimo, da na vrednost faktorja B vpliva izkoristek sončnih modulov, za katerega imamo podatek samo pri razmerah STC. V resnici so seveda realne razmere drugačne, kar zajema med drugim drugačno jakost sončnega sevanja in temperaturo sončnih modulov. Vrednost faktorja B pa je zagotovo tudi funkcija zasuka letalnika v prostoru. Pozabiti ne gre tudi, da so v izračunu upoštevani izmerki vremenske postaje, ki je 26 km zračne razdalje oddaljena od lokacije letenja, kar pomeni da je že sama jakost sončnega sevanja (tako direktnega kot difuznega) na lokaciji izvedbe testnih poletov lahko drugačna. Določen vpliv pa prinese tudi metoda interpolacije, s katero smo prilagodili periodo meritev jakosti sončnega sevanja, da smo jih lahko uporabili v naših izračunih, ter tudi izbira modela za izračun jakosti difuznega sončnega sevanja. Ker so med sončnimi moduli in MPPT regulatorjem tudi vodniki, je tu prisoten tudi vpliv izgub na

njih. Za določitev v kolikšni meri imajo posamezni faktorji vpliv pa bi bila potrebna številna testiranja na podlagi katerih bi se lahko nato statistično določilo velikost vpliva posameznih faktorjev.

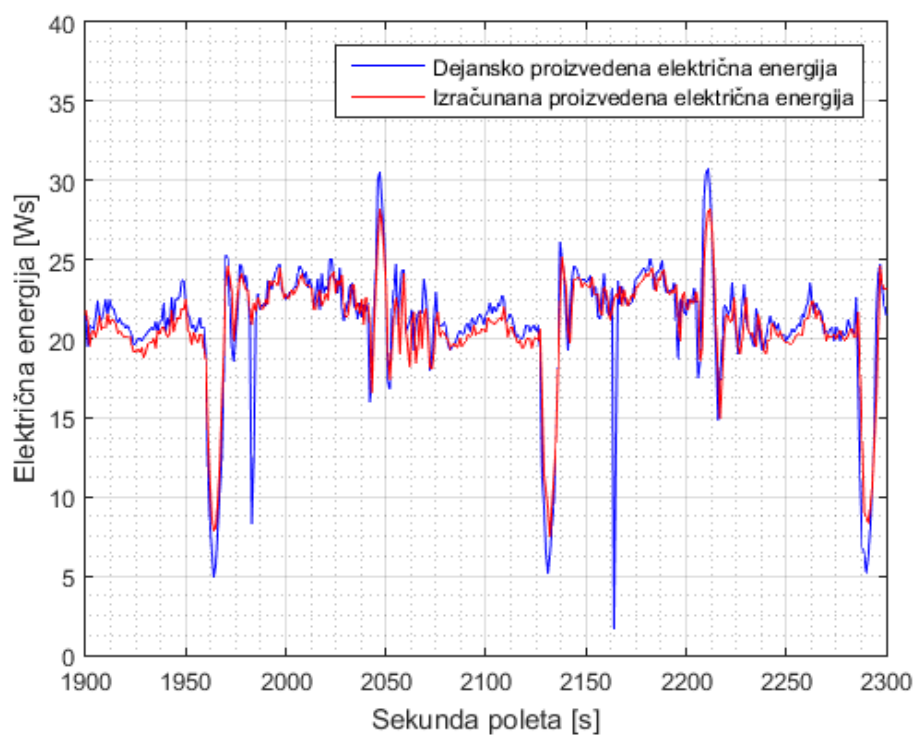
Na slikah (5.8-5.10) so prikazane primerjave med izračunano proizvedeno električno energijo in dejansko proizvedeno električno energijo s strani sončnih modulov, ki je v našem primeru določena posredno preko meritev tokov in napetosti s frekvenco 1 Hz na vhodu MPPT regulatorja za primer krajšega časovnega okna v okviru testnih poletov, izvedenih 02.09.2021, 03.09.2021 in 09.09.2021. Pri izračunu je bila kot vir podatkov o rotacijah letalnika uporabljena dnevniška datoteka s spominske kartice avtopilota.



Slika 5.8: Primerjava med izmerjeno in izračunano električno energijo na krajšem odseku testnega poleta, izvedenega 02.09.2021.



Slika 5.9: Primerjava med izmerjeno in izračunano električno energijo na krajšem odseku testnega poleta, izvedenega 03.09.2021.



Slika 5.10: Primerjava med izmerjeno in izračunano električno energijo na krajšem odseku testnega poleta, izvedenega 09.09.2021.

Vse tri primerjave kažejo na visoko stopnjo ujemanja med izračunano in dejansko proizvedeno električno energijo tekom poleta. Občasne špice moči navzdol v dejanski proizvedeni električni energiji, ki jim ne sledi izračun proizvedene električne energije, so posledica iskanja GMPP.

6 Razprava in nadaljnje delo

V pričujoči disertaciji je bila glavna naloga poiskati primerno tehnologijo za povečanje avtonomije brezpilotnega letalnika z nizko vzletno maso. Kot platforma je bil uporabljen letalnik Bramor, model ppX, proizvajalca C-Astral d.o.o iz Ajdovščine.

Disertacija se prične s pregledom različnih opcij za povečanje avtonomije. Pokazalo se je, da je na voljo več različnih možnosti, od katerih so le nekatere primerne za implementacijo na letalnikih z nizko vzletno maso zaradi omejenega prostora in vzletne mase. Kot zelo ugodna možnost se je pokazala uporaba baterije z višjo energijsko gostoto, pri čemer je mišljena predvsem gravimetrična energijska gostota. Uporaba baterije z višjo gravimetrično energijsko gostoto je bila tudi preskušena in je pokazala 10 – 15 % povišanje avtonomije v primerjavi z LiPo baterijskim paketom, ki je primarno v uporabi. Kot zelo smotrna opcija za povečanje avtonomije pri letalnikih z nizko vzletno maso se je pokazala tudi uporaba sončnih modulov, ki električno energijo pridobivajo na podlagi sončnega sevanja, zato smo se tudi odločili za implementacijo in preskus te možnosti. Za implementacijo na testni letalnik so bili uporabljeni sončni moduli proizvajalca Alta Devices, Inc., na osnovi spojine GaAs, s specificiranim izkoristkom višine 25 %. Uporabljeni sončni moduli so pokazali tudi zelo visoko specifično moč, višjo kot 850 W/kg, pri masi na enoto površine manjši od 300 g/m².

Za namen doseganja čim višjega izkoristka pri uporabi sončnih modulov je potrebna uporaba sledilnika točke maksimalne moči. Zahteve slednjega podajajo tehnične specifikacije uporabljenih sončnih modulov. V ta namen je bil tekom disertacije razvit MPPT regulator z integriranim P&O algoritmom, katerega energijska učinkovitost je tekom testnih poletov presegla 96,3 %. Pri tem je bilo povečanje avtonomije doseženo vse do 21,3 %.

Zmožnost izračuna optimalnega časa vzleta letalnika, da bo v času poleta dosežena najvišja avtonomija bi bila zelo koristna, saj bi omogočila optimalen izkoristek energije Sonca. V disertaciji je predstavljena matematična izpeljava izračuna proizvedene električne energije letalnika med poletom na podlagi poznane

časa in kraja poleta, znane pozicije Sonca na nebu za vsak trenutek poleta, znanih rotacij letalnika med poletom, ter posredno znane jakosti globalnega in difuznega sončnega sevanja na horizontalno podlago. Vpeljan je bil tudi skalirni faktor B , ki je kumulativno povezal izračun proizvedene električne energije z dejansko proizvedeno električno energijo. Primerjava časovnih potekov je pokazala zelo visoko stopnjo ujemanja med izračunanim in dejanskim časovnim potekom proizvodnje električne energije.

Vsekakor je prostora za izboljšave še mnogo, vključujoč zmanjšanja mase ter velikosti MPPT regulatorja. Prav tako v tem trenutku še ni poznan točen vpliv povečanja mase letalnika zaradi implementacije sistema za povečanje avtonomije na zmanjšanje avtonomije. Neraziskano pa je tudi ozadje skalirnega faktorja B , ki povezuje izračunano proizvodnjo električne energije z dejansko proizvodnjo električne energije. Vse naštetu tako postavlja osnovo za nadaljnje delo.

Izkoriščanje sončne energije bo v prihodnosti še bolj razširjeno na področju povečanja avtonomije različnih vozil in naprav, saj predstavlja močnega predstavnika zelene energije, katere uporaba je izrednega pomena v aktualni bitki proti globalnemu segrevanju.

7 Izvirni prispevki k znanosti

1. Razvoj in izvedba brezpilotnega letalnika s sončnimi moduli za povečanje avtonomije.

Brepilotni letalniki postajajo danes vedno bolj nepogrešljivi del našega vsakdana, obenem pa se pojavlja tudi vedno več aplikacij s potrebo po čim daljši avtonomiji letalnika. Uporaba fleksibilnih sončnih modulov predstavlja eno izmed najbolj ustreznih rešitev za povečanje avtonomije, saj je tak tip modulov možno namestiti na letalnik brez posebnih vplivov na aerodinamične lastnosti letalnika. V pričujoči disertaciji so bili za namen povečanja avtonomije brezpilotnega letalnika uporabljeni enospojni moduli na osnovi spojine galij-arzenid (GaAs) s specifičnim izkoristkom v višini 25 %. Implementirani so bili na letalnik Bramor. Ustreznost predlaganega sistema za povečanje avtonomije je bila eksperimentalno preskušena in potrjena.

2. Matematično ogrodje za izračun proizvedene električne energije iz sončnih modulov v odvisnosti od profila letenja.

Matematično ogrodje za izračun proizvedene električne energije iz sončnih modulov predstavlja osnovo za določitev optimalnega časa vzleta letalnika, da bi bil odjem sončne energije najvišji in posledično tudi avtonomija letalnika najvišja. Pri danem času vzleta omogoča tudi izračun avtonomije letalnika. V disertaciji je predstavljen razvoj ogrodja za izračun proizvodnje električne energije na podlagi že izvedenih testnih poletov, kar tudi omogoča primerjavo že izračunanih vrednosti proizvodnje električne energije z dejansko izmerjenimi. Pri tem se je pokazala zelo velika stopnja ujemanja.

3. Zasnova in izvedba elektronskega sistema kot centralne naprave sistema za povečanje avtonomije brezpilotnega letala, upoštevajoč zahtevo po čim manjši porabi in masi.

Za dosego čim višjega izkoristka pri pretvorbi iz sončne v električno energijo je v kombinaciji s sončnimi moduli potrebna uporaba MPPT regulatorja. Pri letalnikih pa je zelo pomembna tudi čim nižja skupna masa, saj višja masa rezultira v višjo porabo letalnika, potrebno za ohranjanje le-tega v danem položaju. Poleg čim nižje mase pa je za doseg čim višje avtonomije pomemben tudi čim višji izkoristek sistema za povečanje avtonomije, pri čemer je na primeru MPPT regulatorja zajet tako izkoristek algoritma MPPT regulatorja kot tudi izkoristek komponent, ki regulator sestavljajo. V disertaciji je predstavljen razvoj MPPT regulatorja na podlagi znanih tehničnih specifikacij uporabljenih sončnih modulov na vhodu in baterije na izhodu MPPT regulatorja, primerne za uporabo tudi na manjšem brezpilotnem letalniku. Visoka učinkovitost regulatorja je dokazana teoretično in eksperimentalno potrjena na testnih poletih.

Literatura

- [1] M. Drela, „DC Motor / Propeller Matching“, 2005. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/motorprop.pdf> (dostopano 14. marec 2022.).
- [2] EASA (European Union Aviation Safety Agency), „Delegirana Uredba komisije (EU) 2020/1058“. 2020. Dostopano: 14. marec 2022. [Na spletu]. Dostopno: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/SL/TXT/PDF/?uri=CELEX:32020R1058&from=EN>
- [3] C-Astral, „C-Astral d.o.o. - uradna spletna stran“. <http://www.c-astral.com/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [4] Renesas Electronics Corp., „What are Brushless DC Motors“. <https://www.renesas.com/us/en/support/engineer-school/brushless-dc-motor-01-overview> (dostopano 14. marec 2022.).
- [5] NASA (National Aeronautics and Space Administration), „NASA - The Four Forces of Flight“. https://www.nasa.gov/audience/foreducators/k-4/features/F_Four_Forces_of_Flight.html (dostopano 14. marec 2022.).
- [6] D. Gregl, *Letalski razlagalni slovar z ustreznici v slovenščini*. Ljubljana: samozaložba, 2009.
- [7] Z. S. Spakovszky, „Power Required“, 2007. <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node97.html> (dostopano 14. marec 2022.).
- [8] J. Burch, „Aerodynamics“, 2005. <http://studysoaring.stlsoar.org/aerodyn.htm> (dostopano 14. marec 2022.).
- [9] D. Kopač, „Baterije - Izbrana poglavja iz uporabne fizike“. str. 17, 2009. [Na spletu]. Dostopno: <http://www-fl.ijs.si/~ziherl/Baterije.pdf>
- [10] Clean Energy Institute, „Lithium-Ion Battery - Clean Energy Institute“. <https://www.cei.washington.edu/education/science-of-solar/battery-technology/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [11] Battery University, „BU-301a: Types of Battery Cells - Battery University“, *Battery University*, 2019. <https://batteryuniversity.com/article/bu-301a-types-of-battery-cells> (dostopano 14. marec 2022.).
- [12] H. Löbberding *idr.*, „From cell to battery system in BEVs: Analysis of system packing efficiency and cell types“, *World Electr. Veh. J.*, let. 11, št. 4, str. 1–15, 2020, doi: 10.3390/wevj11040077.
- [13] M. J. Lain, J. Brandon, in E. Kendrick, „Design strategies for high power vs. High energy lithium ion cells“, *Batteries*, let. 5, št. 4, 2019, doi: 10.3390/batteries5040064.

- [14] MIT (Massachusetts Institute of Technology) Electric Vehicle Team, „A Guide to Understanding Battery Specifications“. 2008. Dostopano: 14. marec 2022. [Na spletu]. Dostopno: https://web.mit.edu/evt/summary_battery_specifications.pdf
- [15] R. Bugga *idr.*, „Performance of Commercial High Energy and High Power Li-Ion Cells in Jovian Missions Encountering High Radiation Environments“. 2019. Dostopano: 14. marec 2022. [Na spletu]. Dostopno: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/3-nasa_battery_workshop_nov_2019_high_power_li-ion_cells_final.pdf
- [16] Panasonic Corp., „Specification for NCR18650GA“. Dostopano: 14. marec 2022. [Na spletu]. Dostopno: <https://www.orbtronic.com/content/Datasheet-specs-Sanyo-Panasonic-NCR18650GA-3500mah.pdf>
- [17] Samsung SDI Co. Ltd., „SPECIFICATION OF PRODUCT for Lithium-ion rechargeable cell Model name : INR18650-35E“. 2015. Dostopano: 14. marec 2022. [Na spletu]. Dostopno: <https://www.orbtronic.com/content/samsung-35e-datasheet-inr18650-35e.pdf>
- [18] D. Hrovatin in A. Žemva, „Primerjava lastnosti baterij za podaljšanje avtonomije brezpilotnega letalnika Bramor“, v *Šestindvajseta mednarodna Elektrotehniška in računalniška konferenca (ERK)*, 2017, str. 15–18.
- [19] S. Ma *idr.*, „Temperature effect and thermal impact in lithium-ion batteries: A review“, *Progress in Natural Science: Materials International*, let. 28, št. 6. Elsevier B.V., str. 653–666, december 2018. doi: 10.1016/j.pnsc.2018.11.002.
- [20] Electrek, „Panasonic unveils its Tesla 4680 battery cell, production to start next year - Electrek“, 2021. <https://electrek.co/2021/10/25/panasonic-unveils-tesla-4680-battery-cell-production-next-year/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [21] J. W. Park *idr.*, „Flexible high-energy-density lithium-sulfur batteries using nanocarbon-embedded fibrous sulfur cathodes and membrane separators“, *NPG Asia Mater.*, let. 13, št. 1, dec. 2021, doi: 10.1038/s41427-021-00295-y.
- [22] M. Gao *idr.*, „Lithium metal batteries for high energy density: Fundamental electrochemistry and challenges“, *Journal of Energy Chemistry*, let. 59. Elsevier B.V., str. 666–687, 1. avgust 2021. doi: 10.1016/j.jechem.2020.11.034.
- [23] „EDLC - TDK“. <https://product.tdk.com/en/techlibrary/productoverview/slim-pouch-edlc.html> (dostopano 7. maj 2022.).
- [24] „Lithium Ion Capacitor - VINATECH“. <https://www.vinatech.com/eng/product/lithium-capacitor.php> (dostopano 7. maj 2022.).
- [25] Office of Energy Efficiency & Renewable Energy, „Hydrogen Storage“. <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/hydrogen-storage> (dostopano 14. marec 2022.).
- [26] Saito Seisakusho Co. Ltd., „FG-11“. <https://www.saito-mfg.com/productstop/products-4st/fg-11/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [27] M. Tuma in M. Sekavčnik, *Energetski sistemi : preskrba z električno energijo in toploto*, 3. izd. Ljubljana: Fakulteta za strojništvo, 2004. [Na spletu]. Dostopno: http://lab.fs.uni-lj.si/kes/energetski_sistemi/Skripta-ESistemi.pdf
- [28] M. Aziz, „Liquid hydrogen: A review on liquefaction, storage, transportation, and safety“, *Energies*, let. 14, št. 18. MDPI, 1. september 2021. doi: 10.3390/en14185917.
- [29] Fuel Cells Works, „DMFC - FuelCellsWorks“.

- <https://fuelcellsworks.com/knowledge/technologies/dmfc/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [30] H. Yu, C. Hebling, in S. Revathi, „Fuel Cells: Microsystems“, *Ref. Modul. Mater. Sci. Mater. Eng.*, jan. 2016, doi: 10.1016/B978-0-12-803581-8.01727-6.
- [31] World Industrial Reporter, „Empa Achieves New Flexible Solar Cell Record“, 2021. <https://worldindustrialreporter.com/empa-achieves-new-flexible-solar-cell-record/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [32] MicroLink Devices Inc., „MicroLink Devices, Inc. - Photovoltaics“. <http://www.mldevices.com/index.php/product-services/photovoltaics> (dostopano 14. marec 2022.).
- [33] C. Honsberg in S. Bowden, „Inverters - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/inverters> (dostopano 14. marec 2022.).
- [34] S. Morton, R. D'Sa, in N. Papanikolopoulos, „Solar powered UAV: Design and experiments“, v *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, dec. 2015, let. 2015-December, str. 2460–2466. doi: 10.1109/IROS.2015.7353711.
- [35] Sudha, S. S. R. Patange, R. S, A. B, R. L, in S. D. M, „Experimental Studies for Enhancing Endurance of Unmanned Air Vehicles“, *International Conference on Electrical, Electronics, Communication, Computer Technologies and Optimization Techniques, ICECCOT 2017*. 2017.
- [36] Noth André, „Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight“, ETH Zürich, 2007.
- [37] Avy, „Avy - Drones for good“. <https://avy.eu/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [38] Homelandsecurity Technology, „Silent Falcon™ Small Unmanned Aircraft System“. <https://www.homelandsecurity-technology.com/projects/silent-falcon-small-unmanned-aircraft-system/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [39] Atlantik Solar, „A UAV for the first-ever autonomous solar-powered crossing of the Atlantic Ocean“, 2017. <http://www.atlantiksolar.ethz.ch/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [40] Airbus, „Zephyr - The first stratospheric UAS of its kind“. <https://www.airbus.com/en/products-services/defence/uas/uas-solutions/zephyr> (dostopano 14. marec 2022.).
- [41] Solar Impulse Foundation, „Solar Impulse Clean Technologies to Fly Around the World“. <https://aroundtheworld.solarimpulse.com/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [42] PennState - College of Earth and Mineral Sciences, „Blackbody Radiation“. https://www.e-education.psu.edu/astro801/content/l3_p5.html (dostopano 14. marec 2022.).
- [43] S. C. Fu *idr.*, „Bio-inspired cooling technologies and the applications in buildings“, *Energy and Buildings*, let. 225. Elsevier Ltd, oktober 2020. doi: 10.1016/j.enbuild.2020.110313.
- [44] NASA (National Aeronautics and Space Administration), „Sun Fact Sheet“, 2018. <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html> (dostopano 14. marec 2022.).
- [45] JPL (Jet Propulsion Laboratory), „au (Astronomical Unit)“. <https://cneos.jpl.nasa.gov/glossary/au.html> (dostopano 14. marec 2022.).
- [46] PVportal - Slovenski portal za fotovoltaike, „Sončno sevanje in obsevanje“.

- <http://pv.fe.uni-lj.si/Obsevanje.aspx> (dostopano 14. marec 2022.).
- [47] F. Smole, *Polprevodniška elektronika*. Ljubljana: UL Fakulteta za elektrotehniko, 2011.
- [48] C. Honsberg in S. Bowden, „Air Mass - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/properties-of-sunlight/air-mass> (dostopano 16. marec 2022.).
- [49] C. Honsberg in S. Bowden, „Properties of Light - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/properties-of-sunlight/properties-of-light> (dostopano 14. marec 2022.).
- [50] C. Honsberg in S. Bowden, „Absorption of Light - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/pn-junctions/absorption-of-light> (dostopano 14. marec 2022.).
- [51] C. Honsberg in S. Bowden, „Tandem Cells - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/tandem-cells> (dostopano 14. marec 2022.).
- [52] C. Honsberg in S. Bowden, „Detailed Balance - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/detailed-balance> (dostopano 14. marec 2022.).
- [53] C. Honsberg in S. Bowden, „Short-Circuit Current - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/solar-cell-operation/short-circuit-current> (dostopano 14. marec 2022.).
- [54] B. Goss, I. R. Cole, E. Koubli, D. Palmer, T. R. Betts, in R. Gottschalg, „Modelling and prediction of PV module energy yield“, *Perform. Photovolt. Syst. Model. Meas. Assess.*, str. 103–132, jan. 2017, doi: 10.1016/B978-1-78242-336-2.00004-5.
- [55] PV Performance Modeling Collaborative, „Single Diode Equivalent Circuit Models“. <https://pvpmc.sandia.gov/modeling-steps/2-dc-module-iv/diode-equivalent-circuit-models/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [56] C. Honsberg in S. Bowden, „Hot Spot Heating - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/modules-and-arrays/hot-spot-heating> (dostopano 14. marec 2022.).
- [57] J. C. Teo, R. H. G. Tan, V. H. Mok, V. K. Ramachandaramurthy, in C. Tan, „Impact of partial shading on the P-V characteristics and the maximum power of a photovoltaic string“, *Energies*, let. 11, št. 7, 2018, doi: 10.3390/en11071860.
- [58] C. Honsberg in S. Bowden, „Characteristic Resistance - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/solar-cell-operation/characteristic-resistance> (dostopano 14. marec 2022.).
- [59] F. Fazelpour, M. Vafaeipour, O. Rahbari, in R. Shirmohammadi, „Considerable parameters of using PV cells for solar-powered aircrafts“, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, let. 22. Elsevier Ltd, str. 81–91, 2013. doi: 10.1016/j.rser.2013.01.016.
- [60] Buyer guide, „Buyer guide - do I need a PWM or MPPT solar charge controller?“ <https://www.solar4rvs.com.au/buying/buyer-guides/choosing-the-right-solar-charge-controller-regulat/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [61] Z. Liang, R. Guo, in A. Huang, „A new cost-effective analog maximum power point tracker for PV systems“, *2010 IEEE Energy Convers. Congr. Expo. ECCE 2010 - Proc.*, str. 624–631, 2010, doi: 10.1109/ECCE.2010.5617955.

- [62] Microchip Technology Inc., „Practical Guide to Implementing Solar Panel MPPT Algorithms“. Dostopano: 14. marec 2022. [Na spletu]. Dostopno: <https://ww1.microchip.com/downloads/en/appnotes/00001521a.pdf>
- [63] H. J. El-Khozondar, R. J. El-Khozondar, K. Matter, in T. Suntio, „A review study of photovoltaic array maximum power tracking algorithms“, *Renewables Wind. Water, Sol.*, let. 3, št. 1, dec. 2016, doi: 10.1186/s40807-016-0022-8.
- [64] T. Esram in P. L. Chapman, „Comparison of photovoltaic array maximum power point tracking techniques“, *IEEE Trans. Energy Convers.*, let. 22, št. 2, str. 439–449, jun. 2007, doi: 10.1109/TEC.2006.874230.
- [65] A. Pallavee Bhatnagar in B. R. K. Nema, „Conventional and global maximum power point tracking techniques in photovoltaic applications: A review“, *J. Renew. Sustain. Energy*, let. 5, št. 3, str. 032701, maj 2013, doi: 10.1063/1.4803524.
- [66] A. Jain, C. Jain, B. Singh, Kamal-Al-Haddad, in A. Chandra, „A dual tangent based algorithm for maximum power point tracking of solar PV systems“, v *IECON 2015 - 41st Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, 2015, str. 601–606. doi: 10.1109/IECON.2015.7392165.
- [67] IEEE Staff, *2017 International Conference on Circuit, Power and Computing Technologies (ICCPCT)*. IEEE, 2017.
- [68] A. Belkaid, I. Colak, in O. Isik, „Photovoltaic maximum power point tracking under fast varying of solar radiation“, *Appl. Energy*, let. 179, str. 523–530, okt. 2016, doi: 10.1016/j.apenergy.2016.07.034.
- [69] A. Al-Diab in C. Sourkounis, „Variable step size P&O MPPT algorithm for PV systems“, v *Proceedings of the International Conference on Optimisation of Electrical and Electronic Equipment, OPTIM*, 2010, str. 1097–1102. doi: 10.1109/OPTIM.2010.5510441.
- [70] L. Tang, W. Xu, in C. Mu, „Analysis for step-size optimisation on MPPT algorithm for photovoltaic systems“, *IET Power Electron.*, let. 10, št. 13, str. 1647–1654, okt. 2017, doi: 10.1049/iet-pel.2016.0981.
- [71] W. Deng in G. A. J. Amaratunga, „Limits of Incremental Conductance for determining the Maximum Power Point under rapidly changing irradiance and an alternative technique based on fast scanning“, v *2014 IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference, PVSC 2014*, okt. 2014, str. 3690–3694. doi: 10.1109/PVSC.2014.6924908.
- [72] T. Andrejašič, „Analiza direktnih algoritmov za optimizacijo izrabe sončne energije v fotonapetostnih generatorjih“, Fakulteta za elektrotehniko, 2011.
- [73] L. Peng, S. Zheng, X. Chai, in L. Li, „A novel tangent error maximum power point tracking algorithm for photovoltaic system under fast multi-changing solar irradiances“, *Appl. Energy*, let. 210, str. 303–316, jan. 2018, doi: 10.1016/j.apenergy.2017.11.017.
- [74] D. Sera, T. Kerekes, R. Teodorescu, in F. Blaabjerg, „Improved MPPT Algorithms for Rapidly Changing Environmental Conditions“, feb. 2009, str. 1614–1619. doi: 10.1109/epepmc.2006.4778635.
- [75] European Standards s.r.o., „EN 50530 - European Standards“, 2010. <https://www.en-standard.eu/csn-en-50530-overall-efficiency-of-grid-connected-photovoltaic-inverters/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [76] X. Li in H. Wen, „Evaluation of different maximum power point tracking techniques by using EN 50530 dynamic test standard“, *IEEE Int. Conf. Power*

- Electron. Drives Energy Syst. PEDES 2016*, let. 2016-Janua, št. December, str. 1–6, 2017, doi: 10.1109/PEDES.2016.7914246.
- [77] M. A. G. De Brito, L. P. Sampaio, G. Luigi, G. A. E Melo, in C. A. Canesin, „Comparative analysis of MPPT techniques for PV applications“, *3rd Int. Conf. Clean Electr. Power Renew. Energy Resour. Impact, ICCEP 2011*, št. June, str. 99–104, 2011, doi: 10.1109/ICCEP.2011.6036361.
- [78] „MicroLink Devices, Inc.“ <http://www.mldevices.com/> (dostopano 16. marec 2022.).
- [79] Ascent SOLAR Technologies Inc., „Ascent Solar Technologies“. <https://www.ascentsolar.com/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [80] „Alta Devices“. https://en.wikipedia.org/wiki/Alta_Devices (dostopano 14. marec 2022.).
- [81] Business Wire, „Alta Devices Achieves 31.6% Solar Energy Efficiency Record; Changes the Fundamental Economics for Unmanned Aerial Vehicles “. <https://www.businesswire.com/news/home/20160427005546/en/Alta-Devices-Achieves-31.6-Solar-Energy-Efficiency-Record-Changes-the-Fundamental-Economics-for-Unmanned-Aerial-Vehicles> (dostopano 14. marec 2022.).
- [82] C. SolAero Technologies, „Aerospace - SolAero Technologies, Inc.“. <https://solaerotech.com/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [83] Spectrolab Inc., „Spectrolab“. <https://www.spectrolab.com/index.html> (dostopano 14. marec 2022.).
- [84] NASA (National Aeronautics and Space Administration), „Mars Helicopter - NASA Mars“. <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/#> (dostopano 14. marec 2022.).
- [85] Genasun Europe by DSB Power, „Genasun solar charge controller mppt for lithium & lead acid battery“. <https://genasun.eu/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [86] „Coronavirus disease (COVID-19)“. <https://www.who.int/emergencies/diseases/novel-coronavirus-2019> (dostopano 16. marec 2022.).
- [87] Sinovoltaics, „Standard Test Conditions (STC): definition and problems“. <https://sinovoltaics.com/learning-center/quality/standard-test-conditions-stc-definition-and-problems/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [88] H. Ibrahim in N. Anani, „Variations of PV module parameters with irradiance and temperature“, v *Energy Procedia*, 2017, let. 134, str. 276–285. doi: 10.1016/j.egypro.2017.09.617.
- [89] J. Appelbaum in T. Maor, „Dependence of pv module temperature on incident time-dependent solar spectrum“, *Appl. Sci.*, let. 10, št. 3, 2020, doi: 10.3390/app10030914.
- [90] I. Analog Devices, „LTC4359 Datasheet and Product Info“. <https://www.analog.com/en/products/ltc4359.html> (dostopano 14. marec 2022.).
- [91] I. Analog Devices, „LT8490 Datasheet and Product Info“. <https://www.analog.com/en/products/lt8490.html> (dostopano 14. marec 2022.).
- [92] I. Analog Devices, „LT8705 Datasheet and Product Info“. <https://www.analog.com/en/products/lt8705.html> (dostopano 14. marec 2022.).
- [93] I. Texas Instruments, „INA233 data sheet, product information and support“. <https://www.ti.com/product/INA233> (dostopano 14. marec 2022.).
- [94] „I2C Bus“. <https://www.i2c-bus.org/> (dostopano 17. marec 2022.).

- [95] I. Texas Instruments, „ISO1541 data sheet, product information and support“. <https://www.ti.com/product/ISO1541> (dostopano 14. marec 2022.).
- [96] „BQ76920 data sheet, product information and support“. <https://www.ti.com/product/BQ76920> (dostopano 7. maj 2022.).
- [97] „ACS770xCB - Allegro MicroSystems“. <https://www.allegromicro.com/en/products/sense/current-sensor-ics/fifty-to-two-hundred-amp-integrated-conductor-sensor-ics/acs770> (dostopano 7. maj 2022.).
- [98] „ADS1114 data sheet, product information and support“. <https://www.ti.com/product/ADS1114> (dostopano 7. maj 2022.).
- [99] „Model 8614, Programmable DC Electronic Loads - B&K Precision“. <https://www.bkprecision.com/products/dc-electronic-loads/8614-1500-w-programmable-dc-electronic-load.html> (dostopano 8. maj 2022.).
- [100] „ATmega32U4 - Microchip Technology“. <https://www.microchip.com/en-us/product/ATMEGA32U4> (dostopano 7. maj 2022.).
- [101] Altium Ltd., „Altium Designer - PCB Design Software“. <https://www.altium.com/altium-designer> (dostopano 14. marec 2022.).
- [102] Rohm Co. Ltd., „Application Note Switching Regulator IC Series Efficiency of Buck Converter“. 2016. Dostopano: 14. marec 2022. [Na spletu]. Dostopno: https://fscdn.rohm.com/en/products/databook/applinote/ic/power/switching_regulator/buck_converter_efficiency_app-e.pdf
- [103] Würth Elektronik eiSos GmbH & Co. KG, „REDEXPERT“. <https://redexpert.we-online.com/redexpert/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [104] I. Analog Devices, „ADP7142 Datasheet and Product Info“. <https://www.analog.com/en/products/adp7142.html> (dostopano 15. marec 2022.).
- [105] C-Astral d.o.o., „C3P Software“. <https://www.c-astral.com/en/c3p-software> (dostopano 14. marec 2022.).
- [106] Google Inc., „Google Earth“. <https://earth.google.com/web/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [107] NASA (National Aeronautics and Space Administration), „Earth“. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/earth.html> (dostopano 17. marec 2022.).
- [108] „Analemma“. <https://analemma.com/> (dostopano 17. marec 2022.).
- [109] C. Honsberg in S. Bowden, „Solar Time - PVEducation“. <https://www.pveducation.org/pvcdrom/properties-of-sunlight/solar-time> (dostopano 14. marec 2022.).
- [110] „World Time & Converters“. <https://greenwichmeantime.com/> (dostopano 17. marec 2022.).
- [111] COSMOS, „Equatorial Coordinate System“. <https://astronomy.swin.edu.au/cosmos/E/Equatorial+Coordinate+System> (dostopano 17. marec 2022.).
- [112] COSMOS, „Horizontal Coordinate System“. <https://astronomy.swin.edu.au/cosmos/h/Horizontal+Coordinate+System> (dostopano 17. marec 2022.).
- [113] Inštitut za slovenski jezik Frana Ramovša, „Prevodi letalskih izrazov“. <https://svetovalnica.zrc-sazu.si/topic/369/prevodi-letalskih-izrazov> (dostopano 14. marec 2022.).

- [114] MathWorks Inc., „About Aerospace Coordinate Systems“. <https://www.mathworks.com/help/aeroblks/about-aerospace-coordinate-systems.html> (dostopano 17. marec 2022.).
- [115] PX4 Development Team and Community, „Flight Controller/Sensor Orientation“. https://docs.px4.io/master/en/config/flight_controller_orientation.html (dostopano 14. marec 2022.).
- [116] VectorNav, „What is an Inertial Measurement Unit?“. <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an-inertial-measurement-unit-imu> (dostopano 17. marec 2022.).
- [117] Wolfram Research Inc., „Euler Angles“. <https://mathworld.wolfram.com/EulerAngles.html> (dostopano 14. marec 2022.).
- [118] P. Corke, „Roll-pitch-yaw angles“, 2018. <https://petercorke.com/robotics/roll-pitch-yaw-angles/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [119] „ARSO (Agencija Republike Slovenije za okolje)“. <https://www.arso.gov.si/> (dostopano 14. marec 2022.).
- [120] ARSO (Agencija Republike Slovenije za okolje), „Arhiv meritev“. <http://meteo.arso.gov.si/met/sl/archive> (dostopano 14. marec 2022.).
- [121] M. Paulescu, E. Paulescu, in V. Badescu, „Nowcasting solar irradiance for effective solar power plants operation and smart grid management“, *Predict. Model. Energy Manag. Power Syst. Eng.*, str. 249–270, jan. 2021, doi: 10.1016/B978-0-12-817772-3.00009-4.
- [122] S. Tomažič in S. Leonardis, *Diskretni signali in sistemi*, 2. izd. Ljubljana: Fakulteta za elektrotehniko, 2017.
- [123] S. Horst, *Matematični priročnik z osnovami računalništva*, 4. izd. Tehniška založba Slovenije, 2006.
- [124] PV Performance Modeling Collaborative, „POA Sky Diffuse“. <https://pvpmc.sandia.gov/modeling-steps/1-weather-design-inputs/plane-of-array-poa-irradiance/calculating-poa-irradiance/poa-sky-diffuse/> (dostopano 14. marec 2022.).