



TALLINNA TEHNIKAÜLIKOO

INSENERITEADUSKOND

Elektroenergeetika ja mehhatroonika instituut

# **KOMPAKTSE JA EFEKTIIVSE TOITESÜSTEEMI PROJEKTEERIMINE PIKOSATELLIIDILE**

## **DESIGN OF A COMPACT AND EFFICIENT POWER SUPPLY FOR PICOSATELLITES**

BAKALAUREUSETÖÖ

Üliõpilane: Tanel Neemre

Üliõpilaskood: 205909

Juhendaja: Indrek Roasto, vanemlektor

Tallinn 2023

(Tiitellehe pöördel)

## **AUTORIDEKLARATSIOON**

Olen koostanud lõputöö iseseisvalt.

Lõputöö alusel ei ole varem kutse- või teaduskraadi või inseneridiplomit taotletud.

Kõik töö koostamisel kasutatud teiste autorite tööd, olulised seisukohad, kirjandusallikatest ja mujalt pärinevad andmed on viidatud.

"....." ..... 20.....

Autor: Tanel Neemre

/ nimi ja allkiri /

Töö vastab bakalaureusetöö/magistritööle esitatud nõuetele

"....." ..... 20.....

Juhendaja: Indrek Roasto

/ nimi ja allkiri /

Kaitsmisele lubatud

"....." .....20.....

Kaitsmiskomisjoni esimees .....

/ nimi ja allkiri /

## **Lihtlitsents lõputöö reprodutseerimiseks ja lõputöö üldsusele kättesaadavaks tegemiseks<sup>1</sup>**

Mina, Tanel Neemre

1. Annan Tallinna Tehnikaülikoolile tasuta loa (lihtlitsentsi) enda loodud teose Kompaktse ja efektiivse toitesüsteemi projekteerimine pikosatelliidile, mille juhendaja on Indrek Roasto,

1.1 reprodutseerimiseks lõputöö säilitamise ja elektroonse avaldamise eesmärgil, sh Tallinna Tehnikaülikooli raamatukogu digikogusse lisamise eesmärgil kuni autoriõiguse kehtivuse tähtaja lõppemiseni;

1.2 üldsusele kättesaadavaks tegemiseks Tallinna Tehnikaülikooli veebikeskkonna kaudu, sealhulgas Tallinna Tehnikaülikooli raamatukogu digikogu kaudu kuni autoriõiguse kehtivuse tähtaja lõppemiseni.

2. Olen teadlik, et käesoleva lihtlitsentsi punktis 1 nimetatud õigused jäävad alles ka autorile.

3. Kinnitan, et lihtlitsentsi andmisega ei rikuta teiste isikute intellektuaalomandi ega isikuandmete kaitse seadusest ning muudest õigusaktidest tulenevaid õigusi.

16.05.2023 (kuupäev)

---

<sup>1</sup> Lihtlitsents ei kehti juurdepääsupiirangu kehtivuse ajal vastavalt üliõpilase taotlusele lõputööle juurdepääsupiirangu kehtestamiseks, mis on allkirjastatud teaduskonna dekaani poolt, välja arvatud ülikooli õigus lõputööd reprodutseerida üksnes säilitamise eesmärgil. Kui lõputöö on loonud kaks või enam isikut oma ühise loomingulise tegevusega ning lõputöö kaas- või ühisautor(id) ei ole andnud lõputööd kaitsvale üliõpilasele kindlaksmääratud tähtajaks nõusolekut lõputöö reprodutseerimiseks ja avalikustamiseks vastavalt lihtlitsentsi punktidele 1.1. ja 1.2, siis lihtlitsents nimetatud tähtaja jooksul ei kehti.

# LÕPUTÖÖ LÜHIKOKKUVÕTE

*Autor:* Tanel Neemre

*Lõputöö liik:* Bakalaureusetöö

*Töö pealkiri:* Kompaktse ja efektiivse toitesüsteemi projekteerimine pikosatelliidile

*Kuupäev:*  
16.05.2023

72 lk (lõputöö lehekülgede arv koos lisadega)

*Ülikool:* Tallinna Tehnikaülikool

*Teaduskond:* Inseneriteaduskond

*Instituut:* Elektroenergeetika ja mehhatroonika instituut

*Töö juhendaja(d):* Indrek Roasto, vanemlektor

*Töö konsultant (konsultandid):* -

*Sisu kirjeldus:*

Käesoleva töö raames projekteeriti toitesüsteem PocketQube tüüpi pikosatelliidile. Eesmärgiks oli projekteerida see vastavalt maalähedase orbiidi keskkonnaoludele, kõrge kasuteguriga ning vastavalt PocketQube'i kujutegurile. Töö käigus uuriti maalähedase orbiidi keskkonda ja selle mõju elektroonikale ning analüüsiti teisi PocketQube'i toitesüsteeme, et leida arengusuundi. Lisaks kirjeldati pikosatelliitide, sealhulgas PocketQube tüüpi satelliitide olemust ja anti ülevaade TalTech tudengisatelliidi kavandatavast PocketQube satelliidist, mille raames antud toitesüsteem arendati.

Töö teises osas projekteeriti mainitud PocketQube satelliidile toitesüsteem alustades nõuete loomisest ning lõpetades trükkplaadi projekteerimisega. Modelleeriti ka toitesüsteemi elektrienergia tootmist orbiidil, et kinnitada energiatasakaal. Kolmandas osas loodi hindamismeetodid projekteeritud toitesüsteemile ning hinnati nende alusel toitesüsteemi vastavust nõuetele.

Tuli välja, et projekteeritud toitesüsteem vastas ette seatud nõuetele, et töötada maalähedase orbiidi keskkonnas, omas kõrget kasutegurit ning vastas PocketQube'ile sobilikule kujutegurile.

*Märksõnad:* toitesüsteem, EPS, pikosatelliit, PocketQube, elektroonika, jõuelektronika, bakalaureusetöö.

## **ABSTRACT**

*Author:* Tanel Neemre

*Type of the work:* Bachelor Thesis

*Title:* Design of a compact and efficient power supply for picosatellites

*Date:* 16.05.2023

*72 pages (the number of thesis pages including appendices)*

*University:* Tallinn University of Technology

*School:* School of Engineering

*Department:* Department of Electrical Power Engineering and Mechatronics

*Supervisor(s) of the thesis:* Indrek Roasto, senior lecturer

*Consultant(s):* -

*Abstract:*

The purpose of this thesis is to design an electrical power system for PocketQube type picosatellites. The goal was to design it accordingly to the environmental conditions of low Earth orbit, with high efficiency and with a suitable form factor for PocketQubes. First the work describes the environmental conditions of low Earth orbit and its effect on electronics. In addition, an overview of picosatellites more specifically PocketQube satellites and their popularity was given including an overview of the PocketQube type satellite of TalTech student satellite program wherein this work was done.

The second part of the thesis describes the designing of the electrical power system starting from establishing requirements for the PCB of the electrical power system. To find out the feasibility of the project and confirm the balance of generated and consumed electrical energy in the orbit, modelling was used. The third part describes the conformity of the designed electrical power system to the requirements as well as creating the proper evaluation principles.

The result of the thesis was a designed and built electrical power supply for PocketQube type picosatellites which was designed to work in low Earth orbit, had high efficiency and a suitable form factor for PocketQube satellites.

*Keywords:* electrical power system, EPS, picosatellite, PocketQube, electronics, power electronics, bachelor thesis.

# LÕPUTÖÖ ÜLESANNE

Lõputöö teema:	<b>Kompaktse ja efektiivse toitesüsteemi projekteerimine pikosatelliidile</b>
Lõputöö teema inglise keeles:	<b>Design of a Compact and Efficient Power Supply for Picosatellites</b>
Üliõpilane:	<b>Tanel Neemre, 205909EAAB</b>
Eriala:	<b>Elektroenergeetika ja mehhatroonika bakalaureusetöö</b>
Lõputöö liik:	<b>Indrek Roasto</b>
Lõputöö juhendaja:	
Lõputöö kaasjuhendaja:	
(ettevõtte, amet ja kontakt)	
Lõputöö ülesande kehtivusaeg:	2022/2023      2022/2023 Kevad
Lõputöö esitamise tähtaeg:	<b>18.05.23</b>

---

Üliõpilane (allkiri)

---

Juhendaja (allkiri)

---

Õppekava juht (allkiri)

---

Kaasjuhendaja (allkiri)

## 1. Teema põhjendus

Seoses tudengisatelliidi projektiga on tarvis projekteerida kavandatavale satelliidile toitesüsteem. Võttes arvesse asjaolu, et kavandatav satelliit ehitatakse PocketQube'i nõuete järgi, mille ruumala on kaheksa korda väiksem eelmistest kuupsatelliitide ruumalast, tuleb luua ka uus toitesüsteem, mis oleks oluliselt väiksem, ent siiski töökindel ja piisava efektiivsusega. Toitesüsteemi funktsioonideks on:

- päikeseenergia salvestamine akudes,
- erinevate toitepingete tekitamine,
- alamsüsteemide toite lülitamine.

Ülesannet raskendab asjaolu, et kui CubeSati toitesüsteemi ning ka muude alamsüsteemide projekteerimise kohta leidub hulgaliselt informatsiooni ning tehtud töid, siis PocketQube'i toitesüsteemi projekteerimise jaoks on avalikult leida üsnagi vähe informatsiooni. Antud töö panuseks on kompaktse toiteallika projekteerimine ja ehitamine, mis lähtuks PocketQube'i ja PQ60 nõuetest.

## **2. Töö eesmärk**

Töö eesmärgiks on välja töötada PocketQube tüüpi satelliidile toitesüsteem, mis hõlmaks päikeseenergia püüdmist, akude laadimist ja süsteemi kõigi vajalike toitepingete tekitamist ning selle lülitamist alamsüsteemi tasemel.

## **3. Lahendamisele kuuluvate küsimuste loetelu:**

- Projekteerida toiteallika prototüüp vastavalt Maa orbiidil esineva keskkonna eripäradele.
- Projekteerida toitesüsteem kasuteguriga vähemalt 75% nominaalse võimsuse juures.
- Projekteerida toiteallika prototüüp PQ60 standardis ette nähtud kujutegurile, milles sätestatud trükkplaadi mõõtmed on 42 mm x 42 mm.

## **4. Lähteandmed**

Lähteandmetena on kasutuses valitud mikroskeemide andmelehed, PQ60 ja PocketQube standard, antud valdkonnaga seotud kirjandus ning kuupsatelliitide toitesüsteeme puudutavad andmed. Lisaks ka varasemalt kuupsatelliitide teemal kaitstud lõputööd.

## **5. Uurimismeetodid**

Esmalt analüüsitakse teemaga seotud kirjandust, seejärel teostatakse vajalikud arvutused ja projekt ning viimaseks võrreldakse valmistatud prototüübi peal tehtud mõõtmistel ja katsetel saadud tulemusi eesmärkidega. Vajadusel koostatakse ka arvutimudel ja simuleeritakse skeemilahendust. Nimetatute saavutamiseks on kasutuses tabelarvutusprogrammid ning CAD tarkvara.

## **6. Graafiline osa**

Graafiline osa hõlmab põhiosas elektriskeeme, mõõtetulemuste tabeleid ning fotosid süsteemi ehitusest. Lisade alla kuuluvad trükkplaadi joonised.

## 7. Töö struktuur

Lõputöö struktuur:

- Lõputöö lühikokkuvõte
- Abstract
- Lõputöö ülesanne
- Eessõna
- Lühendite ja tähiste loetelu
- Sissejuhatus
- Teoreetiline taust
  - Keskkonnast tingitud eripärad
  - Kavandatava satelliidi ülevaade
  - Nõudmised kavandatavale satelliidile
- Toiteallika projekteerimine
  - Nõuded toiteallikale
  - Skeemi projekteerimine
- Trükkplaadi projekteerimine
- Toiteallika katsetamine
- Kokkuvõte

## 8. Kasutatud kirjanduse allikad

Kasutatud kirjanduse allikad on teaduspublikatsioonid, standardid, andmelehed ning raamatud:

- PocketQube standard  
<https://static1.squarespace.com/static/53d7dcdce4b07a1cdbbc08a4/t/5b34c395352f5303fcec6f45/1530184648111/PocketQube+Standard+issue+1+-+Published.pdf>
- PocketQube60 standard, PQ60, RadioBro, Amateur Satellite Builder, Strass Space, Alba Orbital, University of Glasgow, 2015.
- Switching Power Supplies A – Z, Sanjaya Maniktala, 2006
- Space Radiation Effects on Electronic Components in Low-Earth Orbit  
<https://llis.nasa.gov/lesson/824>
- DC-DC Power Conversions and System Design Considerations for Battery Operated System  
<https://www.ti.com/download/trng/docs/seminar/Topic%206%20-%20DC-DC%20Power%20Conversion%20and%20System%20Design%20Considerations%20for%20Battery%20Operated%20System.pdf>



## **9. Lõputöö konsultandid**

TalTechi satelliidiprojekti arendusmeeskond.

## **10. Töö etapid ja ajakava**

- Taustauuring (27.11.2022)
- Vajalike arvutuste teostamine (29.01.2022)
- Toiteallika ehitamine ja katsetamine (02.04.2023)
- Töö kirjutamine (16.04.2023)
- Töö esimene versioon valmis (23.04.2023)
- Töö lõplik versioon valmis (30.04.2023)

# SISUKORD

LÕPUTÖÖ LÜHIKOKKUVÕTE .....	4
ABSTRACT .....	5
LÕPUTÖÖ ÜLESANNE .....	6
EESSÕNA .....	11
Lühendite ja tähiste loetelu .....	12
SISSEJUHATUS .....	13
1.    TEOREETILINE TAUST .....	14
1.1    Keskkonnast tingitud eripärad .....	14
1.1.1  Maalähedane orbiit .....	14
1.1.2  Temperatuurivahemik maalähedasel orbiidil .....	15
1.1.3  Radiatsioon ja selle mõju elektroonikale .....	16
1.1.4  Laengute teke satelliidil ning elektrostaatiline läbilöökk .....	19
1.2    PocketQube'i ja pikosatelliitide olemus .....	20
1.3    Varem tehtud tööd .....	21
1.3.1  DynOSSAT .....	21
1.3.2  FOSSASAT-2 .....	23
1.4    Kavandatava satelliidi ülevaade .....	25
2.    TOITESÜSTEEMI PROJEKTEERIMINE .....	27
2.1    Nõuded kavandatavale satelliidile .....	27
2.2    Projektiks oluliste väärtuste leidmine .....	28
2.2.1  Toodetava ja tarbitava energia tasakaalu kinnitamine .....	29
2.2.2  Akumahtuvuse arvutamine .....	30
2.3    Toitesüsteemi arhitektuuri koostamine .....	31
2.3.1  Potentsiaalsete lahenduste analüüs .....	32
2.3.2  Arhitektuuri täpsustamine ja komponentide valik .....	34
2.4    Skeemi koostamine .....	36
2.4.1  Alamsüsteemide vaheline pistik .....	38
2.4.2  Mehhaaniline liides satelliidiga .....	39
2.4.3  Toitesüsteemi trükkplaadi komponentide arutused ja valik .....	40
2.4.4  Külgpaneeli trükkplaadi komponentide arutused ja valik .....	44
2.5    Trükkplaadi projekteerimine .....	45
3.    TOITESÜSTEEMI KATSETAMINE .....	49
3.1    Toitesüsteemi katsetulemused .....	49
KOKKUVÕTE .....	52
KASUTATUD KIRJANDUS .....	54
LISAD .....	58

## **EESSÕNA**

Käesolev töö on valminud koostöös TalTech kosmosekeskusega ning on koostatud Tallinna Tehnikaülikoolis. Lõputöö teema sõnastas autor, kes avaldab tänu juhendajale, Indrek Roastole ning TalTech kosmosekeskuse liikmetele, kes olid toeks töö valmimisel.

## Lühendite ja tähiste loetelu

- ADCS – asendi määramise ja juhtimise süsteem (ingl k *Attitude Determination and Control System*)
- COM – kommunikatsiooni süsteem (ingl k *Communications*)
- DD – võre nihkekahjustus (ingl k *Displacement Damage*)
- EPS – elektriline toitesüsteem (ingl k *Electrical Power System*)
- ESD – elektrostaatiline läbilöök (ingl k *Electrostatic Discharge*)
- LTAN – tõususõlme kohalik päikeseaeg (ingl k *Local Time Ascending Node*)
- LTDN – laskumissõlme kohalik päikeseaeg (ingl k *Local Time Descending Node*)
- MOSFET – väljatransistor (ingl k *Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor*)
- MPPT – maksimaalse võimsuse tööpunkti jälgimine (ingl k *Maximum Power Point Tracking*)
- NTC – termistori negatiivne parameeter, mis määrab takistuse suhtelise muudu protsentides ühe kraadise temperatuurimuutuse kohta (ingl k *Negative Temperature Coefficient*)
- OBC – pardaarvuti (ingl k *On-Board Computer*)
- SEE – üksiku sündmuse efekt (ingl k *Single Event Effect*)
- TCR – takisti parameeter, mis väljendab takistuse suhtelist muutu protsentides ühe kraadise temperatuurimuutuse kohta (ingl k *Temperature Coefficient of Resistance*)
- TID – summaarne ioniseeriv doos (ingl k *Total Ionizing Dose*)

## SISSEJUHATUS

Viimastel aastakümnetel populaarseks saanud CubeSat tüüpi satelliitide lansseerimine on küllaltki kulukas, mistõttu võivad osad projektid selle tõttu teostamata jääda. Märksa uuemat tüüpi satelliidid on aga PocketQube tüüpi satelliidid, mis lubavad lansseerimiskulusid ligikaudu neli korda vähendada. Probleem aga seisneb selles, et turul olevad platvormid on kas liiga kallid või madala kasuteguri ja funktsionaalsusega. Lisaks sellele on turul olevate lahenduste valik väga väike. Antud töö eesmärk ongi luua PocketQube tüüpi satelliidile toitesüsteem, mis oleks alternatiividest suurema kasuteguriga.

Töö raames projekteeriti toitesüsteem pikosatelliidile, mis oli ette nähtud TalTech tudengisatelliidi projekti jaoks. Projekti käigus oli plaanis ehitada 1 P suuruses PocketQube tüüpi satelliit üliõpilastest koosneva meeskonnaga ning see 2025 aastal lansseerida maalähedasele orbiidile. Projekti eesmärk oli tuua kokku kosmose- ja lennundustehnoloogia huvilised ning populariseerida teadust. Projektile oli kolm missiooni [1]:

1. Ehitada pikosatelliit, mis võimaldab töökindlat käitavust ja suhtlust maajaamaga vähemalt 300 päeva.
2. Luua platvorm pikosatelliidi näol, mis võimaldaks kanda vähemalt kolme teadustööd.
3. Rakendada TalTechi üliõpilasi põhilistes inseneeria ja projektijuhtimise rollides.

Töö tegemisel kasutati toitesüsteemi projekteerimiseks elektrile suunatud raalprojekteerimistarkvara Altium Designer. Arvutuste tegemiseks ja mudelite loomiseks kasutati programmi MATLAB, kus arvutati elektroonikakomponentide parameetreid ning modelleeriti orbiidil päikesepaneelide genereeritavat võimsust. Arvutustabelite koostamiseks kasutati programmi Excel.

Töö koosneb kolmest peatükist, millest esimeses on kirjeldatud maalähedase orbiidi eripärad ning katsumused, mis mõjutavad elektroonikat. Lisaks on uuritud pikosatelliitide ja PocketQube tüüpi satelliitide olemust, analüüsitud turul olevate lahenduste omadusi ning antud ülevaade kavandatavast satelliidist. Teises peatükis on kirjeldatud toitesüsteemi projekteerimine nii kõrgel kui ka madalal tasemel. Viimases peatükis on uuritud projekteeritud toitesüsteemi omadusi ning kontrollitud selle vastavust etteantud nõuetele.

# 1. TEOREETILINE TAUST

Kosmose keskkond on küllaltki erinev maapealsest keskkonnast, mis muudab kosmoserakenduste jaoks projekteerimist keerukamaks. Seetõttu on antud peatüki eesmärk kirjeldada kosmose keskkonna iseärasusi võrreldes maapealse keskkonnaga. Lisaks antakse ülevaade pikosatelliitide ning täpsemalt PocketQube tüüpi satelliitide kohta ning uuritakse varasemalt tehtud töid. Olemasolevate lahenduste uurimisel keskendutakse täpsemalt toitesüsteemile ning selle parameetritele.

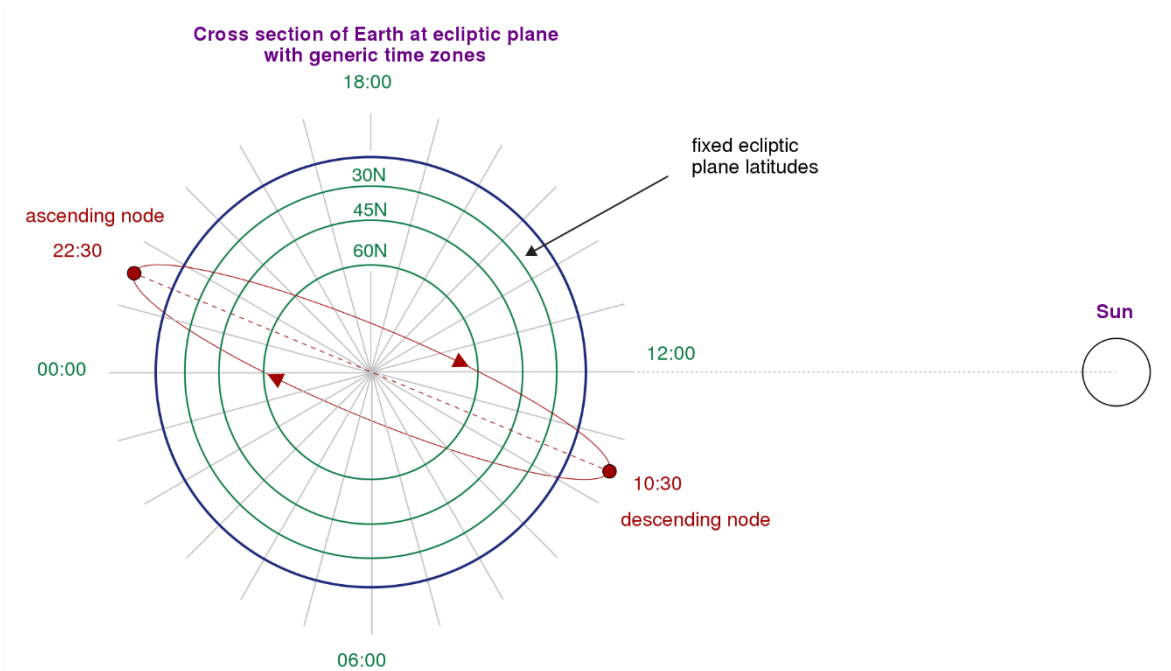
## 1.1 Keskkonnast tingitud eripärad

Kavandatava satelliidi ettenähtud tööala on maalähedasel orbiidil, kus keskkond on küllaltki erinev Maa peal olevast keskkonnast. Seetõttu tuleb keskkonnatingimustele pöörata erilist tähelepanu. Peamised keskkonnast tingitud katsumused tulevad radiatsioonist, temperatuurist ning elektriliste laengute kogunemisest satelliidi pindadele. Ühtlasi seab keskkond piirangud energia tootmise ja tarbimise osas.

### 1.1.1 Maalähedane orbiit

Maalähedast orbiiti iseloomustab orbiidi kõrgus 250 km kuni 2000 km Maa pinnast, kus orbiidi periood jääb vahemikku 90 min kuni 120 min sõltuvalt orbiidi kõrgusest. Lühikese orbiidi perioodi tõttu tiirlevad antud orbiidil objektid ligikaudu 12 kuni 16 korda ümber Maa 24 tunni jooksul. Selle tagajärjel on ka võimalik suhtlusaeg satelliidiga suhteliselt väike, kuni 20 minutit, sest satelliit on vaatleja jaoks üle horisondi suhteliselt lühikest aega [2].

Maalähedastel orbiitidel olevad satelliidid kasutavad tihti päikesesünkroonseid orbiite, mis on peaaegu polaarsed orbiidid, kus satelliit möödub planeedil kindlast punktist samal ajal keskmise päikeseaja järgi. Päikesesünkroonne orbiit on kasulik maavaatluse otstarbeks ning lihtsama päikeseenergia püüdmise jaoks. Päikesesünkroonsel orbiidil on olulisteks parameetriteks LTAN ja LTDN, mis iseloomustavad tõususõlme (*ascending node*) ja laskumissõlme (*descending node*) kohalikku päikeseaega, vaata joonis 1.1.



Joonis 1.1. Ülevaade päikesesünkroonsesest orbiidist [3].

Kavandatava satelliidi orbiit on plaanitud päikesesünkroonse orbiidina, mille kõrgus on ligikaudu 500 km. Orbiidi parameetrid LTAN ja LTDN ei tohiks olla päikesetõusul ega päikeseloojangul, ehk terminaatoril, sest siis oleks oht satelliidi ülekuumenemise osas, kuna viimane oleks pidevalt päikese käes. Soovitavad LTAN ja LTDN parameetrid peaksid jääma hommikusele, lõunasele või õhtusele kellaaajale. Olulised parameetrid ning nende soovituslikud väärtused antud satelliidi kavandamiseks on toodud tabelis 1.1.

Tabel 1.1. Kavandatava satelliidi ligikaudsed orbiidi parameetrid [4], [5].

Parameeter	Väärtus	Ühik
Orbiidi kõrgus	500	km
Orbiidi periood	94,5	min
Varjutusaeg	35	min
LTAN	mitte terminaatoril	-
Tiirude arv päevas	15,24	tiiru / päevas

### 1.1.2 Temperatuurivahemik maalähedasel orbiidil

Maalähedastel orbiitidel võrreldes teiste orbiitidega väikesem temperatuuri kõikumine, kuid siiski jääb see välja tavapäraest temperatuuridest, mida Maa peal tavaliselt kohatakse. Satelliitide poolt kogetud temperatuur on kõige madalam siis, kui viimane on Maa varjus ning kõige kõrgem siis, kui satelliit on Päikese käes. Seejuures on maalähedase orbiidi temperatuurivahemik ligikaudu -65 °C kuni +125 °C [6]. Arvestades asjaolu, et satelliidil on termiline mass ning võibolla ka soojuste juhtimine

radiaatori või soojendi näol, on satelliidi sees olevate komponentide temperatuur palju väiksemas vahemikus. Väikeste satelliitide nagu kuupsatelliitide ja PocketQube tüüpi satelliitide puhul on aga rohkem levinud soojendid. Radiaatori mahutamiseks pole otsest vajadust ega ruumi, sest tänapäeva elektroonika tüüpiline talutav temperatuur on -20 °C kuni +85 °C ning võib ulatuda kuni vahemikuni -55 °C kuni +125 °C [7]. Küll aga on levinud akude soojendamine, sest liitiumakude laadimine on üldiselt võimalik vahemikus 0 °C kuni 45 °C [8].

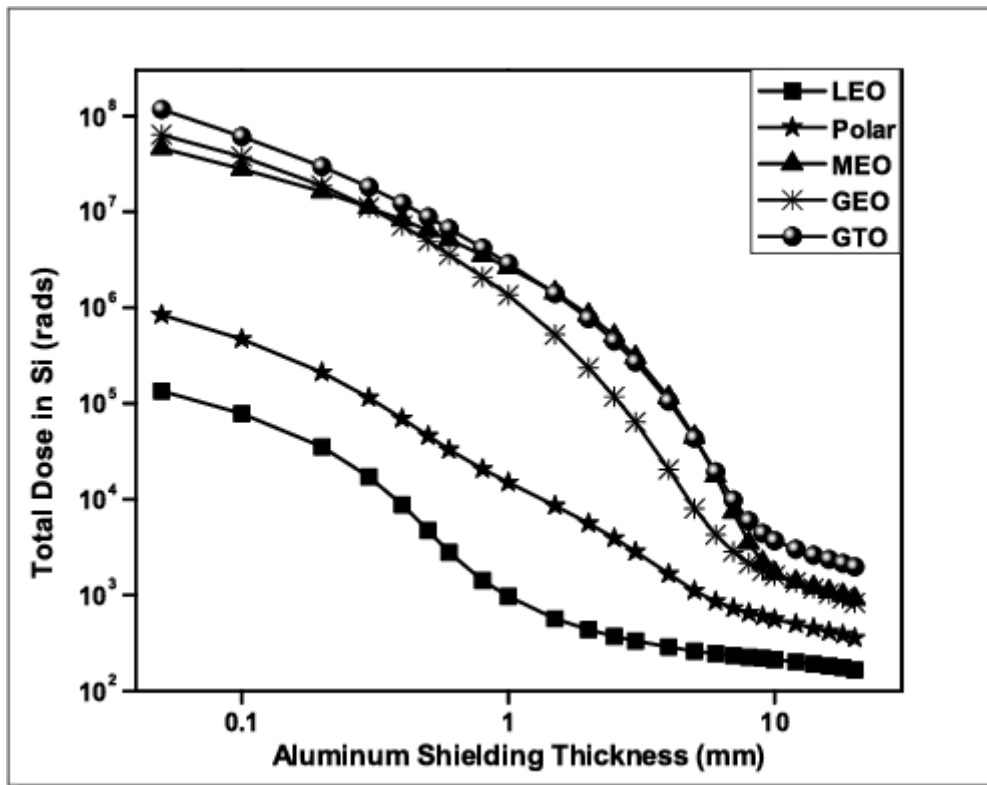
Uurides teiste PocketQube tüüpi satelliitide poolt tuvastatud temperatuurivahemikku on näha, et suure tõenäosusega ei ole vaja ka akude soojendamist. Delfi-PQ on Delft tehnikaülikooli arendatud 3 P suurusega PocketQube tüüpi satelliit, mille orbiidi parameetrid on sarnased kavandatava satelliidi omadega, kuid see asub ligikaudu 100 km kõrgemal orbiidil. Satelliidi meeskonna poolt läbi viidud analüüsis leidsid nad, et kõige halvemal juhul on satelliidi sisemiste komponentide kõige madalam temperatuur 17,6 °C ning kõige kõrgem 33,9 °C. Väliste pindade puhul oli see vastavalt -13,3 °C ning 33,0 °C [9].

SMOG-1 on Budapesti Tehnikaülikooli loodud 1 P suurusega PocketQube tüüpi satelliit, mille meeskond viis samuti läbi termilise analüüsi. Antud satelliidi orbiidi parameetrid on kavandatavale satelliidile sarnasemad, kui Delfi-PQ orbiidi parameetrid ning lisaks on ka satelliidi suurus sarnasem. Analüüs viidi läbi kahe erineva meetodiga, kus aku temperatuur jäi vahemikku -1 °C kuni 24 °C. Antud tulemuse põhjal läheb aku temperatuur küll alla 0 °C, kuid tõenäoliselt ei põhjusta see probleeme, sest aeg, mil aku on negatiivsete temperatuuride juures on väga väike, mistõttu on aku laadimine siiski võimalik. Välispaneelide temperatuurivahemik jäi -30 °C ja 25 °C vahele [10].

### **1.1.3 Radiatsioon ja selle mõju elektroonikale**

Maalähedase orbiidi radiatsiooniallikad saab jagada kolmeks: kosmiline kiirgus, Van Alleni vöö ning päikese energetilised osakesed [11]. Arvestades kavandatava satelliidi seinapaksuseks ligikaudu 1 mm, mis ühtlasi toimiks ka kiirgusvarjestusena on näha, et summaarne ioniseeriv doos aastas jääb 1 krad, ehk 10 Gy piiresse (vaata Joonis 1.2). Seda kinnitab ka [12], andes maalähedase orbiidi summaarseks ioniseerivaks doosiks aastas 1 Gy kuni 10 Gy.





Joonis 1.2. Summaarne ioniseeriv doos sõltuvalt orbiidi tüübist ja kiirusvarjestusest [13].

**Radiatsiooni mõju elektroonikale** on üldiselt kirjeldatav kolmel erineval viisil, kuid täpsem mõju seadmele oleneb ka osakesest ja selle energiast [14]:

- summaarse ioniseeriva doosi (TID) mõju;
- võre nihkekahjustuse (DD) mõju või
- üksiku sündmuse efekti (SEE) mõju.

Summaarne ioniseeriv doos viitab koguenergiale, mida ioniseerivad protsessid edastavad pooljuhile või dielektrikule teatud aja raames. See põhjustab kumulatiivset kahjustust, kus seadme jõudlus ja omadused halvenevad järk-järgult. Summaarset ioniseerivat doosi põhjustavad peamiselt elektronid ja prootonid, mis tulevad päikese energeetilistest osakestest või satelliidi liikumisest läbi Lõuna-Atlandi anomaalia [14].

Võre nihkekahjustus on sarnase pikaajalise toimega, nagu summaarne ioniseeriv doos, kuid põhjustav mehhanism on erinev. On oluline märkida, et seadmed, mis on karastatud summaarse ioniseeriva doosi vastu ei ole alati karastatud ka võre nihkekahjustuse vastu [15]. Võre nihkekahjustust põhjustavad suure energiaga osakesed läbi pooljuhi liikudes, kaotades seejuures energiat. Nii tekivad pooljuhis elektron-auk paarid ja kristallvõre aatomite nihe. See halvendab mõjutatud pooljuhtide omadusi järk-järgult [14].

Üksiku sündmuse efektid on üksikute suure energiaga osakeste poolt põhjustatavad sündmused, kus osake annab piisavalt suure energiahulga seadmesse. Neid põhjustavad üldiselt suure energiaga prootonid ja kosmiline kiirgus. Üksiku sündmuse efekte saab jagada neljaks [14], [15]:

- üksiku sündmuse ärritus (SEU), mis põhjustab mittelõhkuvaid vigu loogikanivoode hetkelise muutumise kujul või mälus ühe biti muutumist;
- üksiku sündmuse haakumine (SEL) põhjustab potentsiaalselt lõhkuvaid vigu, sest tekitab väljatransistoride sisselülitamise tõttu lubatust suuremaid voole;
- üksiku sündmuse põhjustatud läbipõlemine (SEB) tekitab jõuelektroonikas suure voluga olukordi, mille tagajärjel hävineb antud jõuelektroonika komponent;
- üksiku sündmuse põhjustatud paisu purunemine (SEGR) tekitab dielektriku lokaalset lagunemist väljatransistoride paisus, mis viib paisu lokaalse ülekuumenemise ja hävimiseni.

Üksiku sündmuse haakumist on võimalik kiire reageerimisega tagasi pöörata, kui piisavalt kiiresti mõjutatud komponenti sisse-välja lülitada. Kiire reageerimise korral on võimalik ka ära hoida komponendi hävimine ülekuumenemise tõttu.

**Elektroonikakomponentide radiatsiooni tolerantsuse** järgi on võimalik need jagada kolmeks: kommertsiaalsed komponendid, kiirgustolerantsed komponendid ning kiirguskarastatud komponendid. Kommertsiaalsed komponendid ei oma kiirgustolerantset disaini ega ole tootja poolt läbinud kiirguskatseid. Kiirgustolerantsed komponendid on projekteeritud nii, et need oleksid kiirguse suhtes tolerantsed teatud tasemeni, kuid tootjapoolseid katseid läbivad need vähe. Kiirguskarastatud komponendid on projekteeritud vastu pidama kindlas kiirguskeskkonnas ning need läbivad ka partiipõhiseid tootjapoolseid kiirguskatseid – need on kõige vastupidavamad komponendid radiatsiooni vastu [12]. Iga komponendi grupi kohta on teada ka ligikaudne kiirgustaluvus, mis on välja toodud Tabel 1.2.

Tabel 1.2. Elektrooniliste komponentide kiirgustaluvus [12].

Komponentide grupp	Maksimaalne summaarne ioniseeriv doos, Gy	Üksiku sündmuse ärrituse veamäär päevas, viga/bitt
Kommertsiaalsed komponendid	20 kuni 100	$10^{-5}$
Kiirgustolerantsed komponendid	200 kuni 500	$10^{-7}$ kuni $10^{-8}$
Kiirguskarastatud komponendid	> 2000	$10^{-10}$ kuni $10^{-12}$

Lisaks eelnevatele väärtustele elektrooniliste komponentide kiirgustaluvuse kohta on koostatud ka andmebaasid ESA ja NASA poolt, milles on välja toodud erinevate komponentide kiirgustaluvus katsete põhjal [16], [17]. Antud andmebaas on võimalik kasutada projekteerimise faasis elektroonikakomponentide valikul, et paremini hinnata projekti kiirgustaluvust.

Lisaks levinud räni pooljuhtidele on hiljuti populaarsust kogunud ka GaN ja SiC transistorid, mis on väga vastupidavad summaarse ioniseeriva doosi suhtes. On teatatud, et kommertsiaalsed SiC transistorid jätkasid tööd 4000 Gy juures [18] ning GaN tüüpi transistorid 5000 Gy juures [19]. Küll aga on mainitud, et laia keelutsooniga transistorid on siiski vastuvõtlikud üksiku sündmuse efekti suhtes. Eelneva info põhjal saab öelda, et kriitilistes rakendustes on mõistlik kasutada GaN tüüpi transistori ränitransistori asemel, et maandada riski kiirguse põhjustatud kahjustustest.

#### **1.1.4 Laengute teke satelliidil ning elektrostaatiline läbilöök**

Laengute teket satelliidil või selle sees põhjustab satelliiti ümbritsev plasma ning suure energiaga osakeste peatumine satelliidis. Selle tagajärjel tekivad erinevate potentsiaalidega osad satelliidis või võrreldes ümbritseva plasmakeskkonnaga. Laengute teke võib viia elektrostaatilise läbilööginini (ESD), mis võib põhjustada mehaaniliste või elektrooniliste komponentide kahjustamist või hävingut [14].

Laengute teket saab kategoriseerida kaheks: pindmise laengu teke ning sisemine laengu teke. Pindmise laengu tekke põhjuseks on madala energiaga plasma või fotoefekt. Pindmise laengu teke võib olla kas absoluutne või diferentsiaalne. Absoluutse laengu tekkimisel laetakse satelliidi pind ühtlaselt, kuid diferentsiaalse puhul on satelliidi pinnad erineva potentsiaaliga [14].

Sisemist laengu teket põhjustavad kõrge energiaga elektronid, mis läbivad satelliidi korpusi ning peatudes satelliidi sees annavad oma energia ümbritsevatele komponentidele. Sisemise laengu teke on pindmisest laengust ohtlikum, kuna elektrostaatiline läbilöök toimub tundlikele komponentidele lähemal [14].

Nii sisemise kui ka välimise laengu tekke oht sõltub suuresti orbiidist. Peamised muret tekitavad orbiidid hakkavad alates keskmise kõrgusega orbiitidest (MEO), kuid ka maalähedastel orbiitidel on selleks reaalne oht [20].

ESD juhtude ärahoidmiseks on välja toodud järgmised meetodid [20], [21]:

- elektroonika komponentide varjestamine,
- juhtivast materjalist elementide kokkusidumine (maandamine),
- pindu katvad materjalid peaksid olema nõrgalt juhtivad ja maandatud,
- satelliidi kere olgu maandatud,
- pistikutel peaks olema ESD kaitse.

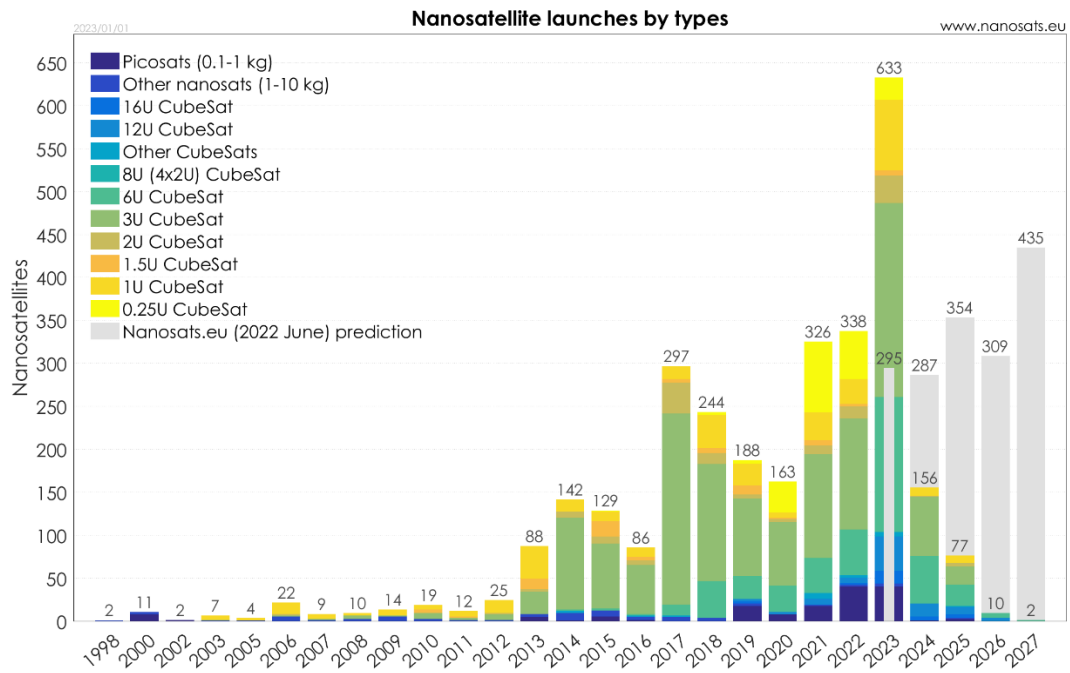
## 1.2 PocketQube'i ja pikosatelliitide olemus

Satelliite on võimalik jagada massi alusel kolme gruppi: suured satelliidid, keskmised satelliidid ja väikesed satelliidid. Väikeseid satelliite iseloomustab mass, mis on alla 500 kg. Väikeseid satelliite saab omakorda jagada väiksemateks klassideks, mis on välja toodud tabelis 1.3 [22].

Tabel 1.3. Väikeste satelliitide liigitus massi järgi [22].

Väikese satelliidi tüüp	Satelliidi mass
Minisatelliidid	100 kg kuni 500 kg
Mikrosatelliidid	10 kg kuni 100 kg
Nanosatelliidid	1 kg kuni 10kg
Pikosatelliidid	100 g kuni 1 kg
Femtosatelliidid	10 g kuni 100 g
Attosatelliidid	1 g kuni 10 g
Zeptosatelliidid	0,1 g kuni 1 g

Oma väiksuse, modulaarsuse ja standardiseerituse tõttu on viimastel aastakümnetel nanosatelliitide klassi kuuluvad kuupsatelliidid suurt populaarsust kogunud, sest võimaldavad odavat ligipääsu kosmosesse, võrreldes teiste tehnoloogiatega. Üritades hinda veelgi alla tuua läbi satelliidi mõõtmete ja massi vähendamisega on esile tulnud pikosatelliitide klassi kuuluvad PocketQube'i tüüpi satelliidid, mille ühe ühiku suurus on 5 cm x 5 cm x 5 cm ning mass kuni 250 g [9], [23]. Ühte ühikut märgistatakse tähega „P“. PocketQube'i esiletulek on viinud suure säästuni orbiidile saamise transpordi puhul, sest 1 P PocketQube'i lansseerimishind jääb 25000 € juurde, kui 1 U kuupsatelliidi puhul on see ligikaudu 300000 € [24]. Joonisel 1.3 on toodud satelliite lansseerimiste arv satelliiditüübi järgi, kust on näha, et viimastel aastatel on pikosatelliitide populaarsus tõusnud.



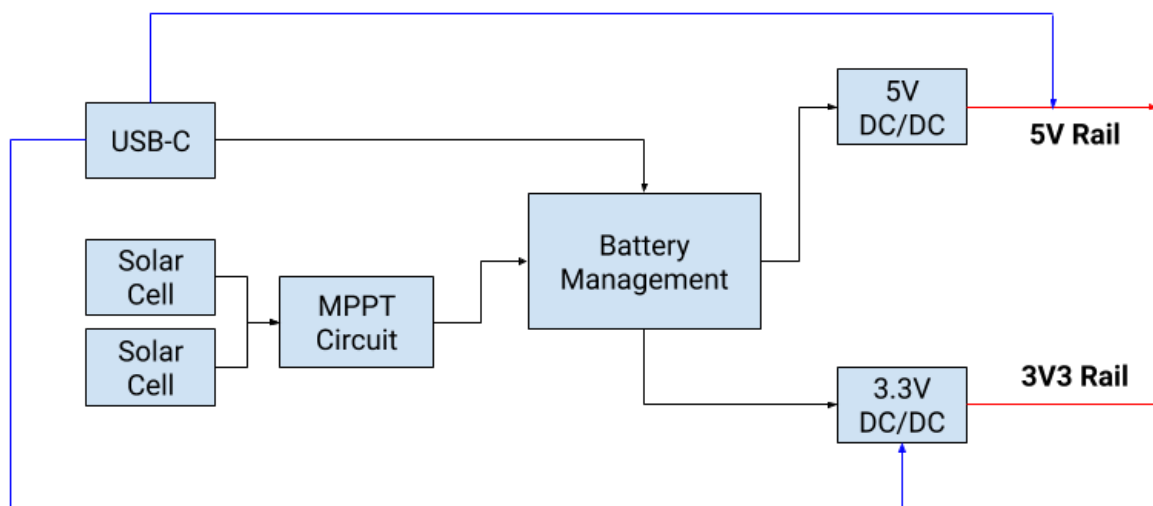
Joonis 1.3. Satelliidi tüüpide lansseerimised aastatel 1998 kuni 2022 ja ennustused aastani 2027 [25].

## 1.3 Varem tehtud tööd

Varem tehtud töid analüüsid on võimalik tuvastada kitsaskohti ning neid tulevastes töödes parendada. Antud peatüki all uuritakse vabavaraliste PocketQube tüüpi satelliitide toitesüsteeme ning analüüsitakse nende võimekust. Kuigi viimastel aastatel lansseeritakse ligikaudu 50 pikosatelliiti aastas joonise 1.3 põhjal, ei leidu palju vabavaralisi projekte, mille tööd saaks analüüsida. Kõige paremad näited on DynOSSAT ettevõttelt BlackHand Dynamics SL ja FOSSASAT-2 ettevõttelt FOSSA Systems. Nende satelliitide toitesüsteeme on ka analüüsitud järgnevas peatükis. Lisaks on näidatud ka Delft Tehnikaülikooli arendatud Delfi-PQ PocketQube satelliidi toitesüsteemi arhitektuuri, mis sarnaneb nendega, mis on kasutatud DynOSSAT'i ja FOSSASAT-2 satelliitide puhul [9].

### 1.3.1 DynOSSAT

DynOSSAT on keskendunud laiendatavusele ja madalale hinnale. Koosneb OBC, EPS ja kommunikatsioonimoodulist. Selle toitesüsteem sisaldab päikeseenergia kogumise akulaadimise, toite jaotamise ning toitesüsteemi juhtimise ja jälgimise funktsionaalsust [26]. DynOSSAT'i toitesüsteemi arhitektuurne vaade on toodud joonisel 1.4.



Joonis 1.4. DynOSSAT toitesüsteemi arhitektuurne vaade [27].

Päikesenergia kogumine on saavutatud SPV1040 MPPT funktsionaalsusega tõstemuunduriga, mis leiab päikesepaneeli maksimaalse võimsuse tööpunkti ja reguleerib päikesepaneeli koormust vastavalt sellele. Andmelehes on toodud SPV1040 kasutegur, milleks on kuni 95% [28]. Kogu toitesüsteemi peale on kasutatud ühte SPV1040 mikroskeemi, mistõttu erinevate päikesepaneelide valgustatuse puhul ei hoiaks süsteem igal paneelil maksimaalset võimsuse tööpunkti, vaid summaarset.

Akulaadimine on saavutatud L6924D mikroskeemiga, mis kasutab kvaasi-pulss laadimist. Selle eeliseks on ilma induktorita kõrge efektiivsusega laadimise saavutamine, mis säästab ruumi, kuid see eest on vaja, et allika vool oleks piiratud kindlal tasemel, arvestades aku laadimisvoolu. L6924D mikroskeemi kasutegur on ligikaudu 95%, mis on saadud arvutuse 1.1 alusel. Aku laetavust jälgitakse läbi võimsuse jälgimise mikroskeemi ning lisaks on ka toitesüsteemil oma mikrokontroller, mis jälgib ja juhib aku ja toitesiinide parameetreid.

$$\eta_{laadija} = 1 - \frac{R_{SW} \cdot I_{CHG}^2}{U_{BAT} \cdot I_{CHG}}, \quad (1.1)$$

kus  $\eta_{laadija}$  - laadija kasutegur, %,  
 $R_{SW}$  - mikroskeemi takistus,  $\Omega$ ,  
 $I_{CHG}$  - laadimisvool, A,  
 $U_{BAT}$  - akupinge, V.

Toite muundamine on saadud kahe muunduriga – langetusmuundur (*buck*), et saada 3,3 V ning pingetõstemuundur (*boost*), et saada 5 V. Langetusmuunduri kasuteguriks on võetud andmelehe alusel 92% ning tõstemuunduri kasuteguriks 90% [29], [30]. Toite edastamine teistele alamsüsteemidele on projekteeritud läbi lüliti mikroskeemide nii, et oleks ka vastupidise polarisatsiooni kaitse.

DynOSSAT toitesüsteem on suhteliselt kõrge kasuteguriga: 79% 3,3 V siini jaoks ning 77% 5 V siini jaoks, kuid arvestades asjaolu, et komponente pole dubleeritud, põhjustab üksiku komponendi viga suurt riski kogu satelliidi tööle. Toitesüsteemi kasutegurid on arvutatud valemite 1.2 ja 1.3 põhjal. Antud valemities on võetud SPV1040 kasuteguriks 90%, sest eelpool mainitud 95% on maksimaalne kasutegur, mida kogu töö vältel ei saavutata. Lisaks pole valemities arvestatud lüliti mikroskeemi poolt tekkivat kadu, kuid hinnanguliselt lisaks see veel ligikaudu 1% kadu.

$$\eta_{3.3V} = \eta_{MPPT} * \eta_{Buck} * \eta_{laadija}, \quad (1.2)$$

kus  $\eta_{3.3V}$  - 3,3 V siini kasutegur, %,  
 $\eta_{MPPT}$  - SPV1040 MPPT kasutegur, %,  
 $\eta_{laadija}$  - akulaadija kasutegur, %,  
 $\eta_{Buck}$  - langetusmuunduri kasutegur, %.

$$\eta_{5V} = \eta_{MPPT} * \eta_{Boost} * \eta_{laadija}, \quad (1.3)$$

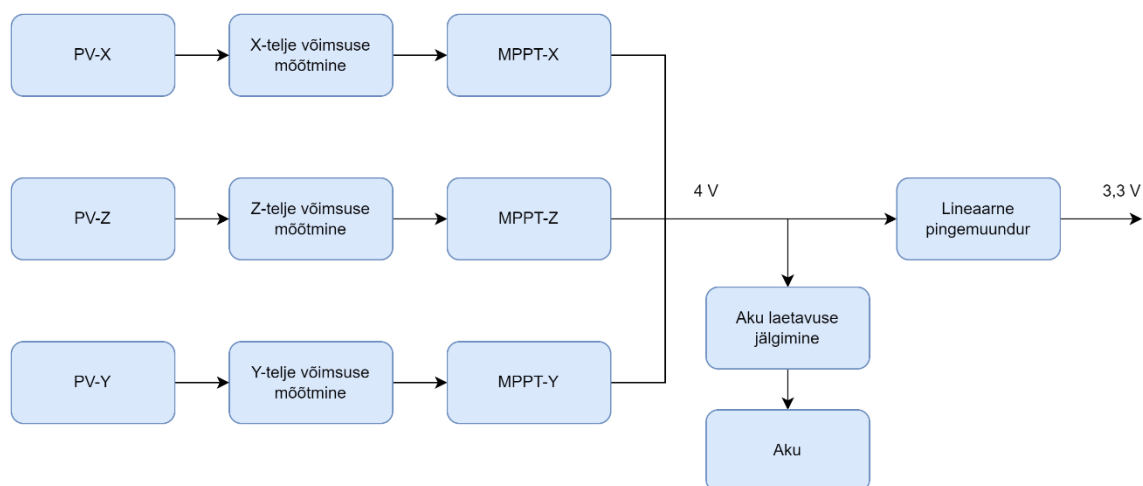
kus  $\eta_{5V}$  - 5 V siini kasutegur, %,  
 $\eta_{MPPT}$  - SPV1040 MPPT kasutegur, %,  
 $\eta_{Boost}$  - SPV1040 tõstmuunduri kasutegur, %,  
 $\eta_{laadija}$  - akulaadija kasutegur, %.

### 1.3.2 FOSSASAT-2

FOSSASAT-2 on kolmas vabavaraline satelliit FOSSA Systems'i poolt ning on 2 P suurusega PocketQube. FOSSASAT-2 toitesüsteemi arhitektuurne vaade on antud joonisel 1.5. Antud satelliidi toitesüsteem kasutab jällegi päikeseenergia püüdmiseks SPV1040 mikroskeemi, kuid seekord on neid kasutuses kolm tükki, millest igaüks on eraldi telje jaoks. Mainitud konfiguratsioon tagab küll töökindluse ning iga paneeli maksimaalse võimsuse tööpunkti jälgimist, kuid nõuab SPV1040 väljunditesse diodi,

et muundurid väljundpingete ebaühtluste tõttu ei hakkaks üksteist liigselt koormama. Antud diodid aga tekitab kadu süsteemis. Lisaks mõõdetakse iga päikesepaneeli võimsust läbi INA260 mikroskeemi [31].

FOSSASAT-2 toitesüsteem on projekteeritud nii, et akut laetaks ujuvlaadimise (*float charging*) meetodil, mis on aeglasem ning laadimisprotsessi üle on vähem kontrolli, kuid see eest puudub laadijast tekkiv kadu ning süsteemis on vähem komponente, mis saaksid katki minna. Lisaks eelnevale ei saa antud konfiguratsiooniga laadida akut täiesti täis, sest ujuvlaadimise pinge on 4 V – madalam, kui liitiumioonaku pinge täislaetuna. 3,3 V pingesiini tekitamiseks on kasutusel lineaarne muundur, mis tekitab antud juhul suurt kadu. Arvutuse 1.4 põhjal on muunduri kasutegur on kõigest 82.5%, mis võiks aga olla üle 90%, kui kasutataks lülitavat muundurit. See-eest tekitab lineaarne muundur väga vähe müra toitesse võrreldes lülitava muunduriga.



Joonis 1.5. FOSSASAT-2 toitesüsteemi arhitektuurne vaade.

FOSSASAT-2 toitesüsteemi kasutegur on 74% valemi 1.5 põhjal, mis on leitud lineaarse muunduri sisendpinge ja väljundpinge jagatise ja SPV1040 kasuteguri alusel. Samas on toitesüsteem suhteliselt töökindel, sest kasutusel on mitu muundurit päikeseenergia püüdmiseks ning puudub akulaadija. Jällegi on reaalne kasutegur madalam, sest arvesse pole võetud MPPT järgi olevate diodide kadu. Antud toitesüsteemi puudusteks on madal kasutegur ning vähe kontrolli laadimise üle.



$$\eta_{LDO} = \frac{U_{sisse}}{U_{välja}}, \quad (1.4)$$

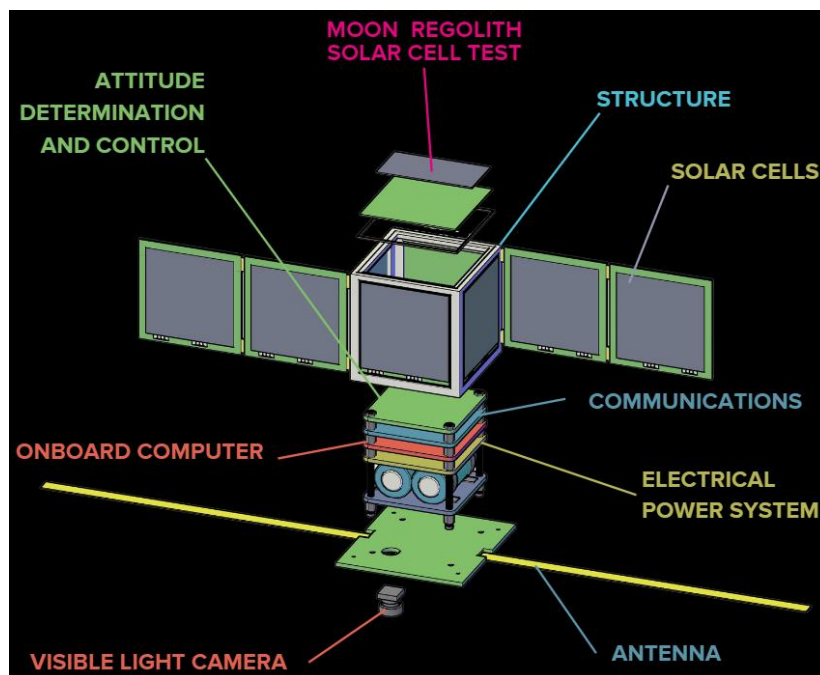
kus  $\eta_{LDO}$  – lineaarse pingemuunduri kasutegur, %,  
 $U_{sisse}$  – lineaarse pingemuunduri sisendpinge, V,  
 $U_{välja}$  – lineaarse pingemuunduri väljundpinge, V.

$$\eta = \eta_{MPPT} * \eta_{LDO}, \quad (1.5)$$

kus  $\eta$  – toitesüsteemi kasutegur, %,  
 $\eta_{LDO}$  – lineaarse pingemuunduri kasutegur, %,  
 $\eta_{MPPT}$  – SPV1040 kasutegur, %.

## 1.4 Kavandatava satelliidi ülevaade

Tudengisatelliidi projekti raames loodav satelliit pidi koosnema OBC, COM, EPS ja ADCS alamsüsteemidest ning lisaks võimaldama kuni kolme lasti integreerimist satelliiti, milleks oleks olnud teadustööd. Üheks lastiks pidi olema nähtava valguse juures töötav maavaatluskaamera ning teiseks Kuu regoliidi päikesepaneel. Satelliidi ülevaade on nähtav joonisel 1.6.



Joonis 1.6. Kavandatava satelliidi põhiliste komponentide ja alamsüsteemide ülevaade [1].

Satelliit pidi jõudma 2025 aasta lõpus päiksesünkroonsele orbiidile, mille ligikaudsed parameetrid on toodud tabelis 1.1. Satelliit oleks omanud aktiivset ADCS alamsüsteemi, mis oleks sihtinud maavaatluskaamerat Maa poole ning OBC oli ette nähtud olema kahe protsessoriga, millest üks oli nõrgema kiirgustolerantse mikrokontrolleri ning teine oli võimeka STMF446ZE mikrokontrolleri näol. Kolme teadustöö mahutamise eesmärgi täitmiseks oli ette nähtud kuuregoliidi päikesepaneeli katse ning maavaatluskaamera. Kuigi antud satelliidiplatvorm oli võimeline katsetama korraga kuni kolme teadustööd, ei olnud töö kirjutamise ajal veel kolmandat lasti välja valitud.

Satelliidis kasutatud suure tööjõudlusega OBC ja aktiivse ADCS-i omamine tähendas ka aga suurt energiatarvet. Seetõttu oli vaja luua ka suure kasuteguriga toitesüsteem, mis oleks töökindel, et saavutada missioonile seatud eesmärgid.

Mainitud projekt tühistati ära enne satelliidi valmimist, kuid sellegipoolest täideti ligi aasta kestva arenduse vältel projekti kolmas missioon, milleks oli üliõpilaste rakendamine peamistes inseneeria ja juhtivates rollides. Lisaks kolmanda missiooni täitmisele saavutati ka eesmärk, ehk toodi kokku TalTechi kosmose- ja lennundustehnoloogia huvilised. Projekti tühistamise põhjus oli suurema üle-eestilise kosmoseprojekti alustamise soov, mis oleks omanud suuremat kasu nii akadeemilisest poolest kui ka erasektori jaoks. Siiski on antud töö raames projekteeritav toitesüsteem kasutatav ka teistel PocketQube tüüpi satelliitidel.

## **2. TOITESÜSTEEMI PROJEKTEERIMINE**

Toitesüsteem (EPS) varustab satelliidi alamsüsteeme vajaliku elektrienergiaga kogu orbiidi vältel. Päikese käes olles peab EPS laadima akusid päikesepaneelide abil ning varjus olles akude toitel varustama satelliiti. Lisaks peab toitesüsteem võimaldama piisavalt suurt võimsust, et päästmispõldeid opereerida. EPS vastutab ka aku hoidmise eest, kasutades selleks voolu ja pinget piiramise meetodeid ning akutemperatuuri jälgimist. Vajadusel peab toitesüsteem piirama alamsüsteemide tarbitavat voolu, et kaitsta neid lühiste eest. Lisaks peab toitesüsteem kommunikeerima vigu ja häireid pardaarvutile.

Toitesüsteem projekteeriti vastavalt satelliidi projekteerimise ajenditele, milleks on:

- Töökindlus – süsteem peab olema töökindel, kuna orbiidil seda parandada ei saa.
- Kasutatava tehnoloogia valmidusaste - kasutatav tehnoloogia peab olema küpses elueas.
- Mass – massi limiit on väike, seega süsteem peab olema kerge.
- Efektiivsus – süsteem peab olema efektiivne, et seda oleks võimalik väikestes mahutades mahutada

### **2.1 Nõuded kavandatavale satelliidile**

Satelliidi projekteerimisel lähtuti nõuetest, mis olid satelliidile seatud. Sama tehti ka toitesüsteemi puhul, kuid toitesüsteemi nõuded olid autori luua. Nõuete loomisel lähtuti elektrienergia tarbimise parameetritest, keskkonna mõjuritest ja satelliidi süsteemi nõuetest. Nõuete põhjal leiti võimalikud lahendused, millest valiti analüüsi käigus parim ning seejärel teostati projekt. Nõuded on toodud lisa 1 ning on grupeeritud funktsionaalsuse järgi. Ülevaade olulisematest nõuetest on toodud tabelis 2.1.

Tabel 2.1. Toitesüsteemi tähtsamate nõuete ülevaade. Terviklik nõuete tabel on toodud lisas 1.

Nõude nimi	Nõude kirjeldus
R-EPS-06	Peab olema võimeline tühjendama akusid temperatuurivahemikus -20 °C kuni 60 °C
R-EPS-11	Peab võimaldama 3,3 V pingesiini kuni 1,5 A
R-EPS-12	Peab võimaldama akupinge siini kuni 1,5 A
R-EPS-18	Peab varustama 1,17 Wh elektrienergiat orbiidi kohta, ehk 17,5 Wh 24 tunni kohta
R-EPS-19	Peab olema juhitav teistest alamsüsteemidest läbi I2C andmesiini ja/või digitaalsete signaalide
R-EPS-23	Toitesüsteemi kasutegur peab olema vähemalt 75% nimitööalas, milleks on 0,5-1,5 A
R-EPS-24	Toitesüsteem kaalub kuni 80 g
R-EPS-25	Toitesüsteemi trükkplaadi kujutegur on vastavalt PocketQube PCB kujutegurile

## 2.2 Projektiks oluliste väärtuste leidmine

Esiteks küsitleti teisi meeskondasi, et leida teiste alamsüsteemide ja lastide energiatarve, et saaks arvutada parameetreid nõuete jaoks. Lisaks uuriti alamsüsteemide kasutust 24 tunni vältel, et saada kätte süsteemi keskmine energiatarve, ehk energiatarve 24 h kohta. Saadud tulemuste põhjal loodi tabel 2.2.

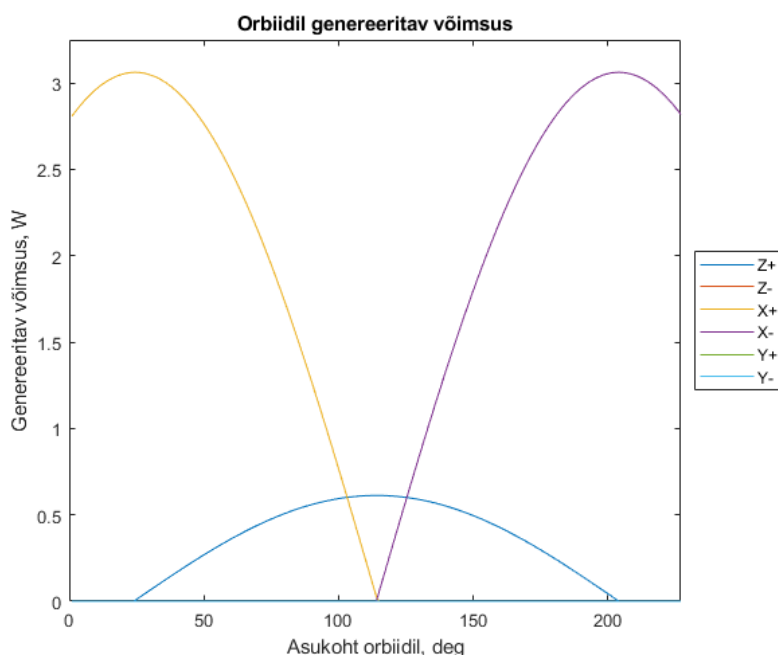
Tabel 2.2. Alamsüsteemide ja lastide tarbitav võimsus ja keskmine energiatarve.

Alamsüsteem	COM	OBC	EPS	ADCS	PL-CAM	PL-PVP	Kokku
Toitepinge, V	3,3	3,3	3,3	3,3	3,3	3,3	3,3
Minimaalne võimsus, mW	53	50	50	50	7	1	209
Maksimaalne võimsus, mW	297	901	198	2970	231	7	4604
Keskmine võimsus, mW	85	300	150	2000	3,3	3,5	2542
Keskmine kasutusaeg 24h kohta	100%	100%	37%	8%	1%	100%	
Energiatarve 24 h kohta, mWh	2040	7200	1325	4000	79	84	14728

## 2.2.1 Toodetava ja tarbitava energia tasakaalu kinnitamine

Arvestades satelliidi päikesepaneelide konfiguratsiooni, tuli kontrollida, kas orbiidil päikesepaneelide poolt genereeritav energia on piisav tabeli 2.2 alusel leitud energiatarbe rahuldamiseks. Konfiguratsioon (vaata joonis 1.5) nägi ette päikesepaneeli omamist igal küljel, välja arvatud Maa poolsel, ehk Z- küljel, ning lisaks nelja tiivaelemendi olemasolu, mis olid mõlemalt poolt kaetud päikesepaneelidega.

Loodi lihtsustatud matemaatiline mudel MATLAB keskkonnas, mille eesmärk oli kinnitada elektrienergia tarbimise ja tootmise balanss. Lihtsustuse eesmärk oli kiirendada mudeli loomist, mis vähendas vähesel määral tulemuse täpsust. Matemaatiline mudel nägi ette olukorra, kus tiival olevad paneelid olid suunatud otse Päikese poole ning orbiidi parameetriteks võeti väärtused tabel 1.1 alusel. Paneelielemendi genereeritavaks võimsuseks võeti ligikaudu 600 mW, mis oli eratellimusena saadavate päikesepaneelide nimivõimsus orbiidil oleva päikesevoo oludes. Matemaatilise mudeli tulemused on toodud joonisel 2.1. Tulemuste põhjal leiti ka genereeritud energiahulk orbiidi kohta, milleks oli 2,46 Wh.



Joonis 2.1. Orbiidil genereeritav päikesepaneelide võimsus. Välja on arvestatud orbiidi osa, kus satelliit on Maa varjus.

Peale orbiidil genereeritava elektrienergiahulga leidmist loodi tabelid 2.3 ja 2.4. Genereeritud energiast arvestati maha 20%, et jätta süsteemile varu ning arvestada väiksemate kadude, nagu päikesepaneeli järkjärguline kulumine, ja mudeli ebatäpsusega. Tarbitavale energiale lisati jällegi juurde 20% marginaali, et arvestada tabeli 2.2 andmete väikese ebatäpsusega ning et hoida varu.

Tabel 2.3. Orbiidil genereeritav võimsus koos marginaaliga.

Parameeter	Väärtus	Suurus
Idealiseeritud genereeritav võimsus orbiidi kohta	2,46	Wh
Marginaal	20%	
Genereeritud võimsus orbiidi kohta	1,96	Wh

Tabel 2.4. Energiatasakaal ühe orbiidi kohta.

Parameeter	Väärtus	Suurus
Orbiidi kestus	1,58	h
Täpne energiakasutus 24h kohta	14,7	Wh
Täpne energiakasutus orbiidi kohta	0,97	Wh
Marginaal	20%	
Energiakasutus orbiidi kohta	1,16	Wh
Toitesüsteemi kasutegur	75%	
Nõutud energia orbiidi kohta	1,45	Wh
Genereeritud energia orbiidi kohta	1,96	Wh
Ülejääk	34%	

## 2.2.2 Akumahtuvuse arvutamine

Tabel 2.2 alusel saab arvutada ka aku suuruse. Tabeli 2.4 energiakasutus arvutati keskmise energiakasutuse alusel, mis tähendas, et sinna arvestati sisse ka alamsüsteemide välja lülitatud olek. Teadmata aga täpset alamsüsteemide kasutust sõltuvalt satelliidi asukohast orbiidil, võib esialgu arvestada, et kõik alamsüsteemid saavad olla korraga töös. Seda ka Maa varjus olles, mistõttu aku mahtuvuse arvutustabelis on kasutatud süsteemi keskmist tarbitavat võimsust. Aku mahtuvus arvutati tabelis 2.5, kus saadud tulemuseks leiti 3,88 Wh. Aku mahtuvuse arvutamisel lähtuti valemist 2.1.

$$E = \frac{P \cdot t}{s} \cdot (1 + E_{kadu} + a), \quad (2.1)$$

- kus
- E - nõutud aku mahtuvus, Wh,
  - P - satelliidi keskmine tarbitav võimsus, W,
  - t - varjutusaeg, h,
  - s - aku tühjenemissügavus, %,
  - $E_{kadu}$  - aku mahtuvuse kadu missiooni vältel, %,
  - a - marginaal, %.

Tabel 2.5. Aku mahtuvuse arvutustabel.

Parameeter	Väärtus	Suurus
Orbiidi kestus	1,58	h
Varjutusaeg, t	0,58	h
Satelliidi keskmine tarbitav võimsus, P	2,54	W
Nõutud energia varjutusaja kohta	1,48	Wh
Aku tühjenemissügavus (DOD), s	50%	
Täpne nõutud aku mahtuvus	2,97	Wh
Missiooni eluiga	300	päeva
Laadimistsüklite arv päevas	15,2	tsükli
Laadimistsüklite arv missiooni kohta	4572	tsükli
Aku mahtuvuse kadu	2,0%	%/1000 tsükli kohta
Summaarne mahtuvuse kadu, Ekadu	9,1%	
Marginaal, a	20%	Wh
Nõutud aku mahtuvus arvestades aku vananemist, E	3,88	Wh

Arvestades missiooni pikkust, milleks on 300 päeva, tuleb arvestada ka aku vananemist. Selle leidmiseks otsiti informatsiooni liitiumioonakude mahtuvuse vähenemise kohta sõltuvana kasutustsüklite arvust. Otsiti informatsiooni esialgu liitiumioon keemiaga akude kohta, sest need on kõige kättesaadavamad ning nende kohta eksisteerib kõige rohkem informatsiooni. Leiti, et ligikaudselt 50% tühjenemissügavuse (*depth of discharge*) juures võib oodata 2% akumahtuvuse vähenemist 1000 tsükli kohta [32]. Aku mahtuvusele lisati veel marginaal 20%, et arvestada summaarse mahtuvuse kao ebatäpsustega.

## 2.3 Toitesüsteemi arhitektuuri koostamine

Loodud nõuetele vastavalt saab projekteerida erinevaid lahendusi, kuid konkreetse lahenduse valimiseks ja ka kõrge taseme projekti loomiseks kasutati meetodeid ja tööriistu süsteemiinseneeriast. Sellist lähenemist kasutati seetõttu, kuna võimaldab paremini kaardistada potentsiaalseid lahendusi ning kvantitatiivse võrdluse tagajärjel leida nende seast antud missioonile kõige paremini sobiva. Lisaks võimaldab see hiljem õigustada inseneri valitud lähenemist ning ka teistele seda paremini kommunikeerida.

### 2.3.1 Potentsiaalsete lahenduste analüüs

Esiteks uuriti võimalikke lahendusi ning leiti kolm arhitektuurset lahendust, mida oleks võimalik projekteerida vastavalt nõuetele. Kõrgel tasemel võib jagada toitesüsteemi funktsioonide järgi komponentideks. Saab eristada viis olulisemat komponenti:

- energia kogumine päikeselt,
- aku laadimine,
- toite muundamine,
- toite jaotamine,
- toitesüsteemi juhtimine.

Saavutamaks nõuet R-EPS-25 (vaata tabel 2.1) on vaja kasutada suhteliselt hea kasuteguriga komponente ja tehnoloogiaid. Lähtudes ka projekti ajenditest on vaja kasutada suhteliselt küpseid tehnoloogiaid ning hea töökindlusega. Uurides konkreetseid tehnoloogiaid, millega antud funktsionaalsust saavutada leiti järgmine:

- Energia kogumiseks saab kasutada maksimaalse võimsuse tööpunkti seadmist või maksimaalse võimsuse tööpunkti jälgimist.
- Aku laadimiseks saab kasutada ujuvlaadimist, kvaasi-pulss laadijat või lülitavat laadijat.
- Toite muundamiseks saab kasutada lülitavat muundurit või lineaarset muundurit.
- Toite jaotamiseks saab kasutada lüliti mikroskeeme
- Toitesüsteemi juhtimiseks saab kasutada eraldi toitesüsteemi mikrokontrollerit või OBC põhiseid juhtimist.

Vaadates leitud potentsiaalseid arhitektuure, on näha, et kõik kasutavad lüliti mikroskeeme, sest need on väikesed ning võimaldavad anda tagasisidet veaolukordades. Lisaks kasutavad kõik OBC põhiseid juhtimist, et saavutada hea töökindlus, kuna OBC mikrokontroller on kiirgustolerantne. OBC põhine juhtimine võimaldab ka vähendada arenduseks kuluvat aega, sest peab ainult ühte mikrokontrollerit programmeerima.



Esimeseks potentsiaalseks lahenduseks leiti arhitektuur, mis kasutab energia kogumiseks ühte MPPT muundurit, aku laadimiseks ujuvlaadimist ja toite muundamiseks lülitavat muundurit. Teine arhitektuur kasutab igal teljel eraldi MPPT muundurit, ühte lülitavat laadijat ning ühte lülitavat toitemuundurit. Kolmas arhitektuur kasutab igal teljel eraldi MPPT muundurit, kahte lülitavat laadijat ning kahte lülitavat toitemuundurit. Kolmandal arhitektuuril on dubleeritud komponendid, et saavutada kõrgem töökindlus.

Seejärel loodi projekti ajendite vahelised suhted prioriteedi alusel, mis on välja toodud tabelis 2.6. Suurem kaal tähendab ajendi suuremat olulisust. Ajendite kaalude alusel võrreldi mainitud kolme lahenduse vastavust projekti ajenditele ning saadud tulemusi ka omavahel. Võrdlus on toodud tabelis 2.7. Sarnaselt kaalule on ka positsioon ja skoor seda parem, mida suurem on vastav number.

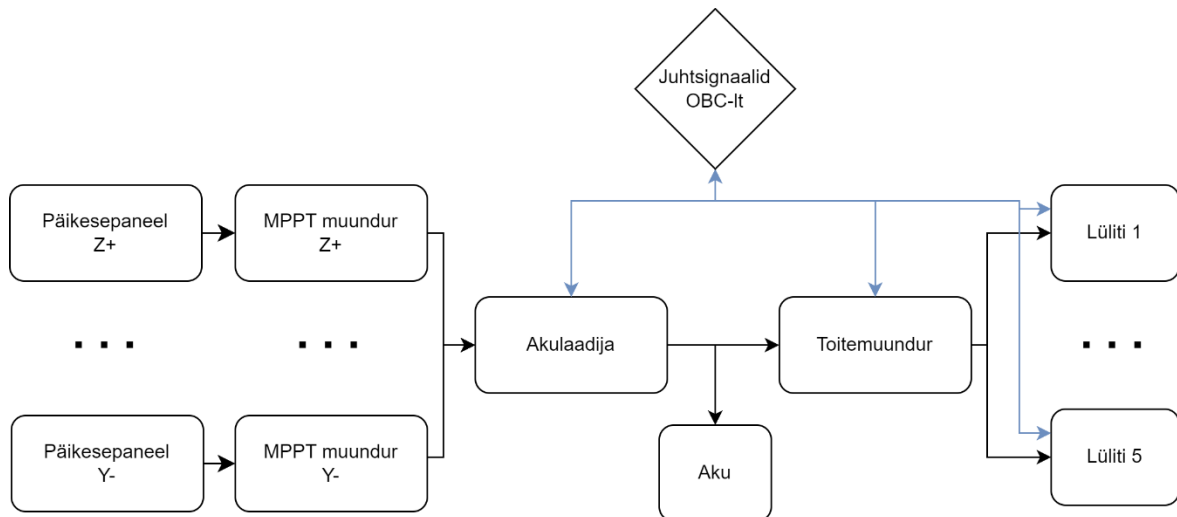
Tabel 2.6. Projekti ajendite kaalu määramine.

Ajend	Töökindlus	Tehnoloogia valmidusaste	Mass	Kasutegur	Ajendi skoor	Suhteline skoor	Kaal
Töökindlus		1	-1	1	1	8	0,29
Tehnoloogia valmidusaste	-1		-2	1	-2	5	0,18
Mass	1	2		2	5	12	0,43
Kasutegur	-1	-1	-2		-4	3	0,11
Kokku					0	28	1,00

Tabel 2.7. Arhitektuuride võrdlemine vastavalt projekti ajenditele.

Ajend	Kaal	Arhitektuuri valik					
		1		2		3	
		Positsioon [1 ... 5]	Skoor	Positsioon [1 ... 5]	Skoor	Positsioon [1 ... 5]	Skoor
Töökindlus	0,29	1	0,29	3	0,86	4	1,14
Tehnoloogia valmidusaste	0,18	5	0,89	5	0,89	4	0,71
Mass	0,43	5	2,14	4	1,71	3	1,29
Kasutegur	0,11	3	0,32	5	0,54	4	0,43
Kokku	1,00	<b>3,64</b>		<b>4,00</b>		<b>3,57</b>	

Toodud tulemustest on näha, et teine arhitektuur sai kõige suurema skoori, mistõttu valiti see ka antud toitesüsteemile. Arhitektuuril on viis MPPT muundurit iga külje jaoks, välja arvatud Z-, kus ei ole päikesepaneeli ning viis lülitit, et saada kokku neli alamsüsteemi siini ja ühe akupinge siini. Arhitektuur number 2 on toodud joonisel 2.2.



Joonis 2.2. Valitud toitesüsteemi arhitektuur.

### 2.3.2 Arhitektuuri täpsustamine ja komponentide valik

Järgneva sammuna otsiti komponente, millega antud funktsionaalsust saavutada. Alustades MPPT funktsionaalsusega muundurist on valikus ise projekteerida MPPT funktsionaalsusega muundur või kasutada MPPT funktsionaalsusega muunduri mikroskeeme. Otsustati valmis mikroskeemi kasuks, sest suure tõenäosusega on isetehtud muunduri jaoks vaja mikrokontrollerit, mis aga jäi antud toitesüsteemist välja ning lisaks oleks see oluliselt suurem ajaline investeering, et seda arendada. Ühtlasi võib ise muunduri projekteerimisel sisse jääda vigu, mida esmasel katsetamisel ei avastata.

Valitud mikroskeemiks osutus SPV1040, mis omas maksimaalse võimsuse tööpunkti jälgimist, piisavalt madalat sisendpinget ning mille maksimaalne vool oli piisav, et muundada tiibade tõttu kuni kolme paralleelset päikesepaneeli korraga [33]. Suurema võimsusega satelliidi puhul oleks olnud otstarbekam kasutada BQ25798 mikroskeemi, mis võimaldab voole kuni 3,3 A, kuid ühtlasi eeldab suuremat sisendpinget, alates 3,6 V, mistõttu peaks päikesepaneelide konfiguratsioon olema jadamisi [34]. Väiksema võimsusega satelliidi puhul oleks otstarbekam kasutada LTC3106 või SPV1050 mikroskeemi, mis on väikestel võimsustel efektiivsemad, kuid on ka maksimaalse võimsuse tööpunkti jälgimise asemel juhtimine, mistõttu oleks vaja eraldi mikrokontrollerit [35], [36].

Aku laadimiseks osutus BQ25619E mikroskeem, sest omas kõrget kasutegurit, kuni 95,5%, oli juhitav I2C andmesiooni kaudu, omas akut kaitsvat funktsionaalsust ning laadimis- ja väljundvool olid sobivad antud nõuete jaoks. Lisaks on mikroskeemil ka

toite eelistuse funktsionaalsus, mis tähendab, et eelistab süsteemi toita päikesepaneelidega, tarbimata seejuures akust energiat [37]. Suurema võimsusega satelliidi jaoks oleks olnud otstarbekam kasutada LTC4155 mikroskeemi, sest võimaldab kasutada suuremaid voole, kuni 3,5 A, kuid on kallim [38]. Väiksema võimsusega satelliidi puhul saab siiski kasutada BQ25619E mikroskeemi, sest sobib hästi ka väikese tarbimisvõimsuse jaoks.

Akude jaoks valiti liitiumioon akukeemia, sest oli olemas liitiumioonakude vanaemist uuriv statistika, mis oli mainitud peatükis 2.1.2 ning kuna see on kõige levinum ja võimaldab suurt energiatihedust. Täpsemalt valiti kaks 1300-0017 akuelementi, mis on 16340 suuruses [39]. Nende kasuks otsustati sellepärast, et võimaldavad rahuldada vastavaid nõudeid ning on kättesaadavad. Oma silindrilise kuju poolest tekib nende kasutamisel palju tühja ruumi mistõttu oleks soovitatav kasutada reaalse satelliidi peal prismaatilist liitiumioonakut nagu näiteks EN-EL19 [40]. Seeläbi on võimalik vähendada toitesüsteemi mõõtmeid, kuid prismaatilised liitiumioonakud on raskesti kättesaadavad ning kallimad. Võrreldes 1300-0017 ja EN-EL19 volumeetrilist energiatihedust valemi 2.2 alusel, näeme et antud juhul on prismaatiline aku ligikaudu 13% parem.

$$u = \frac{E}{V}, \quad (2.2)$$

kus  $u$  – aku volumeetriline energiatihetus, J/m<sup>3</sup>,  
 $E$  – aku energia, J,  
 $V$  – akut ümbritsev risttahukakujuline ruum, m<sup>3</sup>.

Arvestades BQ25619E akulaadija minimaalset väljundpinget 3,5 V ning soovitavat süsteemi väljundpinget 3,3 V on võimalik kasutada langetava topoloogiaga muundurit. Valituks osutus TPS62812M mikroskeem, sest on väikeste mõõtmetega ja üle 95% kasuteguriga. Lisaks võimaldab tööd laias temperatuurivahemikus, milleks on -55 °C kuni 150 °C [41]. Sisend- ja väljundpinge väikese erinevuse tõttu on vaja kontrollida, kas antud langetusmuundur on võimeline soovitud väljundpinget saavutama. Selle arvutamiseks tuleb leida summaarne pingelang langetusmuunduril ja seda ümbritsevatel komponentidel, ehk induktoril ning arvestada tuleb ka muunduri maksimaalse pulsilaiusmodulatsiooni täiteteguriga, mis antud juhul on 100%. Arvutus viidi läbi kasutades induktori takistuseks 35 mΩ ning leiti, et antud konfiguratsioon on sobiv.

Alamsüsteemide toite lülitamiseks valiti SLG59M301V, kuna omas väga väikest takistust ning lühise kaitset. Lisaks maandab antud mikroskeem välja lülitatud olekus ka tarbija poolt, mis aitab elektrostaatilisi laenguid vähendada [42]. Parem valik oleks olnud TPS22993 lüliti mikroskeem, kuna omab nelja kanalit ühes mikroskeemis ja on juhitav I2C andmesiidiga. Teisest küljest on selle takistus ligikaudu kaks korda suurem, kui SLG59M301V mikroskeemil. Väiksema ruumikasutuse tõttu oleks TPS22993 mikroskeemi lihtne dubleerida, mis tõstaks toitesüsteemi töökindlust. Töö tegemise ajala aga TPS22993 mikroskeem ei olnud kättesaadaval [43].

Arvestades asjaolu, et kasutuses on mitu SPV1040 mikroskeemi, mis on ühendatud paralleelselt, tuleb kasutada nende väljundites diodi, et väljundpingete väikese erinevuse tõttu ei hakkaks need üksteist koormama. Lisaks on diode vaja kasutada ka X+ ja X- külgede päikesepaneelidel, kuna seal on ühendatud päikesepaneelid nii, et varjus olevad päikesepaneelid toimiks koormusena. Antud päikesepaneelide konfiguratsioon on vajalik selleks, et mitte üle koormata SPV1040 mikroskeemi ühendades korraga 5 valgustatud päikesepaneeli ühe SPV1040 mikroskeemi taha. Diode kasutamine aga tekitab suurt kadu ning seetõttu on kasutusele võetud ideaaldiodi mikroskeemid NCV68261 koos välise transistoriga, et saavutada väga väike kadu.

Lisaks valiti veel toitesüsteemi tööks vajalikud komponendid nagu pistikud, pistikuid kaitsvad diodid, akulaetavust jälgiv mikroskeem, tarbimisvõimsust jälgiv mikroskeem ning digitaalviike laiendav mikroskeem. Täielik toitesüsteemi arhitektuur koos komponentidega on lisas 2.

## 2.4 Skeemi koostamine

Skeemi koostamisel lähtuti toitesüsteemi arhitektuurist ning selle raames valitud komponentidest. Passiivkomponentide väärtused mikroskeemide juurde valiti vastavate mikroskeemide andmelehtedes olevate valemite alusel. Passiivkomponentide valikul tuli meeles pidada temperatuurivahemikku maalähedasel orbiidil, ning kõrge kasuteguri saavutamiseks valiti kadusid tekitavate komponentide, ehk induktorite ja šunt takistite takistus võimalikult madal. Skeem koostati Altium Designer tarkvaras, kus vajalikud komponentide sümbolid olid kas tarkvaras olemas, ise koostatud või ESTCube'i komponentide teegist. Koostatud skeemid on toodud lisades 3 kuni 5

Kinnitamaks valitud komponentidega nõudele R-EPS-23 vastamist arvutati toitesüsteemi kasutegur, mis on toodud tabelis 2.8. Tabelist on näha, et kõige suurema kao tekitab hetkel SPV1040 muundur. Kasuteguri parendamiseks tuleks seega üle mõõta muunduri täpne kasutegur, sest andmelehe kohaselt on võimalik saavutada kui 95% kasutegur ning tabelis on arvesse võetud number varuga. Teine võimalus on asendada SPV1040 muundur efektiivsema komponendiga. Kuna antud arvutuse kohaselt toitesüsteemi kasutegur ületab nõuet R-EPS-23, siis ei viidud mainitud tegevusi läbi.

Tabel 2.8. Toitesüsteemi kasuteguri arvutus.

Element	Kasutegur	Takistus, $\Omega$
Ideaaldiod	100%	0.011
MPPT	90%	
Ideaaldiod	100%	0.011
Akulaadija	95%	
Laetavuse jälgija	100%	0.01
Langetusmuundur	97%	
Võimsuse jälgija	100%	0.0069
Liini lülitus	100%	0.0085
Kokku	81.26%	

Arvestades trükkplaadi väikeseid mõõtmeid valiti komponendid ka võimalikult väikesed, et need mahuks trükkplaadile. Passiivkomponentide suuruseks eelistati 0402 suuruses komponente, kuid induktorite valimisel oli siiski tähtsam alalisvoolu takistus (DCR). Paljude komponentide puhul, nagu näiteks lüliti või akulaadija mikroskeemi puhul oli valikus ka BGA pakend, kuid siiski eelistati traditsioonilisemaid QFN ja QFP pakendeid, kuna kontaktid omavad suuremat pinda tinaga, mistõttu on vibratsioonile vastupidavamad.

Projekteeritav toitesüsteem on kujuteguriga 42 mm x 42 mm, kus trükkplaadi pealmisel poolel asuvad komponendid ning EPS-PV pistik, mille eesmärk on päikesepaneelidelt saadud elektrienergia viia EPS trükkplaadini ja WB pistik, mis on kasutuses päästmispõleti toitmiseks. Lisaks on EPS pealmisel poolel ka PQ60 eeskirjade järgne pistik, mis ühendab seda teiste alamsüsteemidega ning alumisel poolel akud koos pistikuga, mis ühendab seda samuti teiste alamsüsteemidega. Alumine pistik ei ole aga PQ60 reeglite kohane, kuna muidu ei mahuks ära soovitud aku.

Selle töö raames koostati skeemid kolme trükkplaadi jaoks, milleks olid:

- EPS trükkplaat, kus olid kõik toitesüsteemi põhilised komponendid.
- Külgpaneeli trükkplaat, kuhu asetati MPPT muundurid ning kuhu tuleks asetada päikesepaneelid.
- Arendusplaadi trükkplaat, mis on toitesüsteemi lihtsamaks katsetamiseks.

Arendusplaat koosnes 2,54 mm reastusega kontaktidest, et sinna oleks võimalik ilma vaevata ühendada juhtmeid katsetamiseks ning teisel pool trükkplaati oli FX8C pistik, et seda saaks ühendada EPS trükkplaadiga. Arendusplaadi kujutegur oli ka loodud PQ60 standardi järgi, et see sobiks visuaalselt kokku ülejäänud toitesüsteemiga.

### **2.4.1 Alamsüsteemide vaheline pistik**

Alamsüsteemide vahelise projekti aluseks võeti PQ60 standard, mille kohaselt on alamsüsteemid üksteisega ühendatud FX8C perekonna pistikutega. FX8C pistikuid on kasutatud, kuna on suure kontaktide arvuga, ent väikeste mõõtmetega pistik. Lisaks võimaldab kahe PCB vahelist kõrgust kasutajal valida vahemikust 5 mm kuni 16 mm [44].

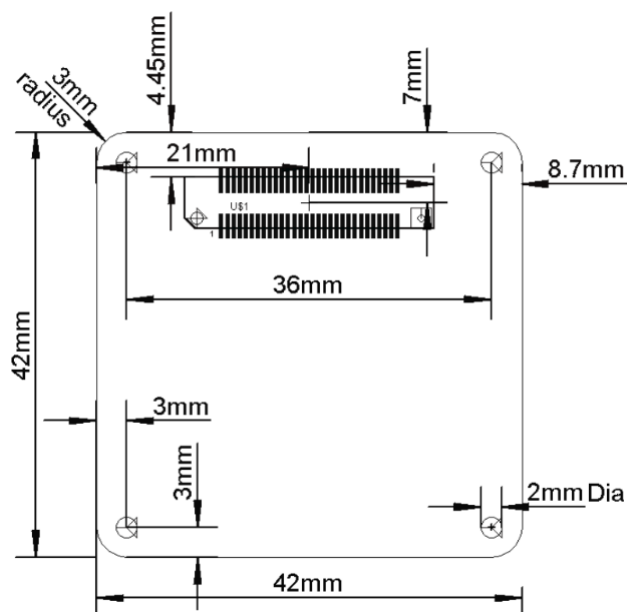
PQ60 standardis on antud ka pistiku viikude ühendused, kuid antud töös tuli seda muuta, sest kasutatud alamsüsteemid tarbivad rohkem voolu kui standardijärgne konfiguratsioon lubab. Standardis on antud kaks kontakti alamsüsteemi peale ning kokku kuuele alamsüsteemile, mis FX8C andmelehe põhjal [45] lubab kuni 0,8 A voolu alamsüsteemi jaoks. Arvestades nõuet R-EPS-16 ja R-EPS-14 kasutati antud projektis nelja kontakti ühe alamsüsteemi peale, kus kokku olid ühendused nelja alamsüsteemi jaoks. Nii võimaldas pistik ühele alamsüsteemile edastada 1,6 A. Antud töös kasutatud FX8C pistiku kontaktide ühendused on toodud tabelis 2.9.

Tabel 2.9. Alamsüsteemide vahelised ühendused FX8C pistikus.

Ühenduse nimi	Kontakti number	Ühenduse nimi	Kontakti number	Ühenduse nimi	Kontakti number
+3.3_SW1	1	RTN_SW3	21	SDA	41
+3.3_SW1	2	RTN_SW3	22	SCL	42
+3.3_SW1	3	RTN_SW3	23	GND	43
+3.3_SW1	4	RTN_SW3	24	!RST	44
RTN_SW1	5	+3.3_SW4	25	GPIO0	45
RTN_SW1	6	+3.3_SW4	26	GPIO1	46
RTN_SW1	7	+3.3_SW4	27	GPIO3	47
RTN_SW1	8	+3.3_SW4	28	GPIO4	48
+3.3_SW2	9	RTN_SW4	29	GPIO5	49
+3.3_SW2	10	RTN_SW4	30	GPIO6	50
+3.3_SW2	11	RTN_SW4	31	GPIO7	51
+3.3_SW2	12	RTN_SW4	32	GPIO8	52
RTN_SW2	13	GND	33	GPIO9	53
RTN_SW2	14	GND	34	GPIO10	54
RTN_SW2	15	GND	35	GPIO11	55
RTN_SW2	16	GND	36	GPIO12	56
+3.3_SW3	17	MOSI	37	RTN_3V3	57
+3.3_SW3	18	MISO	38	RTN_3V3	58
+3.3_SW3	19	SCK	39	3V3	59
+3.3_SW3	20	!SS / GPIO2	40	3V3	60

## 2.4.2 Mehhaaniline liides satelliidiga

Alamsüsteemide trükkplaat, sealhulgas EPS-i, seovad ülejäänud satelliidiga M2 suurusega keermelatid, mis jooksevad läbi trükkplaatide igast nurgast. Keermelatid on juhtivad, et hoida ära satelliidi osades erinevate potentsiaalide teket. EPS trükkplaadil on ESD kaitseks kasutatud TVS diodid ühendatud otse korpuse massi, ehk satelliidiga läbi nimetatud kinnitusavade. Ülevaade kinnitusavadest ja ka pistiku asukohast on toodud joonisel 2.3.



Joonis 2.3. Trükkplaadi kujutegur ning kinnitusavade ja pistiku asukoht [44].

### 2.4.3 Toitesüsteemi trükkplaadi komponentide arutused ja valik

Komponentide arvutamisel lähtuti andmelehest, mis andis ette juhised ja valemid arvutusteks. Arvutused viidi läbi MATLAB tarkvara abil, mille põhjal valiti sobivad komponendid ning viidi need skeemi.

**Akulaadija mikroskeemi komponentide valik** tehti BQ25619E mikroskeemi andmelehe alusel. See näeb ette zener tüüpi diodi kasutamist mikroskeemi sisendis pingehäirete maandamiseks. Diodi läbilöögi pinge peaks jääma alla 22 V, mis on VBUS viigu maksimaalne pinge. Projekti alusel on nominaalne pinge VBUS viigul 5 V, seetõttu valiti zeneri läbilöögi pingeks 12 V. Arvestades, et maksimaalne sisendvool võib olla kuni 3,2 A, kuid projekti alusel on see ligikaudu 2 A, valiti zeneri võimsuseks 22,4 W. Induktor valiti valemite 2.3 ja 2.4 alusel. Valiti 2,2  $\mu\text{H}$  suurune induktor eeldusel, et voolupulsatsioon jääb alla 30%. Induktori saturatsioonivool peaks olema suurem, kui 1,8 A valemi 2.5 põhjal.

$$I_{RIPPLE} = \frac{U_{IN} \cdot D \cdot (1 - D)}{f_{SW} \cdot L}, \quad (2.3)$$

kus  $U_{IN}$  - laadija sisendpinge, V,  
 $D$  - laadija täitetegur,  
 $f_{SW}$  - laadija lülitussagedus, Hz,  
 $L$  - drosseli induktiivsus, H.

$$I_{SAT} = I_{CHG} + 0,5 \cdot I_{RIPPLE}, \quad (2.4)$$

kus  $I_{SAT}$  - drosseli saturatsioonivool, A,  
 $I_{CHG}$  - laadimisvool, A,  
 $I_{RIPPLE}$  - voolupulsatsioon, A.

Aku temperatuuri jälgimiseks on kasutuses NTC tüüpi termistor, mille abil jälgib akulaadija JEITA laadimisprofiile. Arvestades, et aku laadimisel on minimaalseks temperatuuriks 0 °C ja maksimaalseks 60 °C, saadi termistori ümbritseva pingejaguri väärtusteks 5,23 k $\Omega$  RT1 takistile ning 28,7 k $\Omega$  RT2 takistile. Ülejäänud komponentide valik tehti andmelehe alusel, kuid pole töös eraldi kajastatud, kuna ei oma nii suurt mõju tulemusele [37].



**Aku laetavuse jälgimise mikroskeemi komponentide valikul** oli kriitiliseks komponendiks šunt takisti, kuna see põhjustab kadusid. BQ27441-G1 andmeleht lubab kasutada minimaalselt 10 mΩ takistit tolerantsiga vähemalt 1%. Seetõttu valitigi takistik 10 mΩ takisti. Arvestades 1,8 A suurust laadimise maksimaalset voolu peab takisti suutma eraldada rohkem kui 35 mW. Lisaks tuli jälgida ka TCR parameetrit, mis näitab takistuse muutu ühe kraadi kohta. Arvestades toitesüsteemi kasutamisel temperatuurivahemikku 80 °C valiti takisti TCR parameetriga 50 ppm/K kohta, mis tähendab, et takistus muutub temperatuurivahemikus ±2 mΩ. Ülejäänud komponentide valik tehti andmelehe alusel, kuid pole töös eraldi kajastatud, kuna ei oma nii suurt mõju tulemusele [46].

**Langetusmuunduri koostamisel** seatakse väljundpinge pingejaguriga, kus FB viik juhitakse 600 mV juurde. FB sisendvool peab olema suurem kui 2 μA. Seetõttu valiti pingejaguri takistusteks 450 kΩ R1 jaoks ning 100 kΩ R2 jaoks. Induktori valikul lähtuti valemist 2.5 ja 2.6. Andmelehes on soovitatud kasutada 0,47 μH suurust induktorit ning sisendpingete 4,5 V kuni 3,5 V puhul on antud töös soovitatud induktoriga voolupulsatsioon vastavalt 38% kuni 10%, mis on aktsepteeritav. Maksimaalne lubatav induktori vool peab olema suurem, kui 2,2 A [41].

$$I_{L(max)} = I_{OUT(max)} + \frac{\Delta I_{L(max)}}{2}, \quad (2.5)$$

kus  $I_{L(max)}$  – drosseli maksimaalne vool, A,  
 $I_{OUT(max)}$  – muunduri maksimaalne väljundvool, A,  
 $\Delta I_{L(max)}$  – drosseli voolupulsatsioon, A.

$$\Delta I_{L(max)} = \frac{U_{OUT} \cdot \left(1 - \frac{U_{OUT}}{U_{IN}}\right)}{L_{min}} \cdot \frac{1}{f_{SW}}, \quad (2.6)$$

kus  $U_{OUT}$  – muunduri väljundpinge, V,  
 $U_{IN}$  – muunduri sisendpinge, V,  
 $L_{min}$  – minimaalne drosseli induktiivsus, H,  
 $f_{SW}$  – lülitussagedus, Hz.

TPS62812M mikroskeem lubab kompenseerida väljundi mahtuvust ning andmelehes on öeldud, et kui süsteemi mahtuvus muutub töö käigus, näiteks, kui lülitatakse mingeid skeemi osasid vahepeal välja, mis antud toitesüsteemi puhul ka juhtub, siis tuleb arvestada minimaalse mahtuvusega. Seega on valitud minimaalne mahtuvuse

kompenseerimine, mis näeb ette, et väljundis peab olema 15  $\mu\text{F}$  kuni 470  $\mu\text{F}$  suurusega mahtuvus. Seetõttu on väljundisse valitud 22  $\mu\text{F}$  kondensaator. Ülejäänud komponentide valik tehti andmelehe alusel, kuid pole töös eraldi kajastatud, kuna ei oma nii suurt mõju tulemusele.

Kogu satelliidi välja lülitamiseks tuleb välja lülitada toide. See lülitus toimub langetusmuunduri juures kasutades selle EN viiku. Kui satelliit on raketiga integreerimisel või lansseerijas, on EN viik lülitite abil tõmmatud maha, mis lülitab ka langetusmuunduri välja ning satelliit läheb ooterežiimi. Kui satelliit jõuab ettenähtud orbiidile, vabastatakse see lansseerijast, mis tõttu lülitid lastakse lahti ning EN viik tõmmatakse takisti abil kõrgeks. Seejärel käivitub satelliit. On läbi viidud ka arvutus, kui kaua satelliidi aku vastu peab ooterežiimis, kus tulemuseks oli ligikaudu 351 päeva, mis rahuldab nõudeid. Arvutusel arvestati ka 20% suurema lekkevooluga, kui andmelehe andmetelt välja võis lugeda.

**Tarbimisvõimsuse jälgimiseks** on kasutusel INA232 mikroskeem, mis võimaldab lugeda tarbitavat voolu, pinget ja võimsust läbi I2C andmesiini. Lisaks võimaldab seada ka nimetatud parameetritele piirid, millest välja minnes annab mikroskeem märku veajuhtumi kohta. Läbi selle on tagatud ülevoolu kaitse, kuna pardaarvuti seab hetkeolukorra jaoks lubatava voolu, ning kui INA232 annab teada ülevoolutingimusest saab pardaarvuti tarbijaid välja lülitada.

Voolu jälgimise takisti arvutati kasutatava pingelangu ja maksimaalse voolu põhjal MATLAB-is. Tulemuseks saadi, et šunt takisti peab olema alla 10  $\text{m}\Omega$ , et saada mõõta voole kuni 2 amprini, kuid kuna see tekitaks liiga suurt võimsuskadu, siis võeti kasutusele 6  $\text{m}\Omega$  takisti, et oleks väiksem võimsuskadu. See omakorda võimaldab mõõta ka suuremaid voole, nimelt kuni 3,4 A suuruseid voole, kuid teisest küljest vähendab see ka resolutsiooni. Kui resolutsioon on väga oluline parameeter, on mõistlik kasutada lähimat arvutuslikku takistit – antud juhul 10  $\text{m}\Omega$ , kuid hetkel on olulisem kasutegur ning lähtuvalt sellest ka otsustati väiksema takisti kasuks. Ülejäänud komponentide valik tehti andmelehe alusel, kuid pole töös eraldi kajastatud, kuna ei oma nii suurt mõju tulemusele [47].

**Alamsüsteemide toite lülitamise** nõude rahuldamiseks on kasutusel lüliti otstarbega mikroskeemid, et võimaldada iga alamsüsteemi sisse-välja lülitamist vastavalt vajadusele. Lisaks on ka nimetatud lüliti kasutusel akupinge lülitamiseks, et võimaldada päästmispõleti kasutamist.

Valitud lüliti mikroskeem SLG59M301V nõuab ainult nelja välist komponenti. Esimene neist on silumiskondensaator VDD viigul. Andmelehe põhjal tuleb selleks valida 0,1  $\mu\text{F}$  kondensaator, mille tööpingeks valiti 10 V. Teine komponent on kondensaator D viigu juures ning selle parameetrid on samuti 0,1  $\mu\text{F}$  ja 10 V. S viigul valiti 10  $\mu\text{F}$  10 V kondensaator ning neljas kondensaator on CAP viigul. Selle eesmärk on sisselülitamise aega seada ning peab olema suurem, kui 1,5 nF. Hetkel ei ole see aeg eriti oluline, sest nõuetes ei ole täpsustatud sisselülitusaega, kuid valiti mõistliku väärtusena 3,9 nF 10 V, mille tulemusel on lülitusaeg ligikaudu 3,3 V/ms [42].

**Elektrostaatilise läbilöögi juhtude allasurumiseks** on kasutusel TVS diodid pistikute juures. TVS diod EPS-PV sisendi pistikul peab hoidma pinget kuni vahemikuni 12 V kuni 16 V, kuna järgmine komponent on BQ25619E, mille viik VBUS kannatab potentsiaali vahemikus -2 V kuni 22 V ning VBUS viigu nominaalne pinge on 5 V.

Pingepiikide väärtus võib minna kuni 5 kV-ni ning vool kuni 36 A-ni. On mainitud ka üks juhtum, kus vool läheb kuni 150 amprini, kuid see juhtum on välja jäetud, sest nõuaks suuremaid TVS diode, milleks aga ruumi ei ole. On ka mainitud, et üldiselt tuleb arvestada 20 ns pikkuse pulsiga, mille pinge on kuni 5 kV ehk kogue energiaga 250  $\mu\text{J}$  [20]. Seetõttu on vaja ühesuunalist TVS diodi, mis hoiab pinget alla 16 V, ning mis hakkab juhtima alates 6 V ning kannatab voolusid kuni 36 A-ni. Valitud diodiks osutus VS6V3UC1QS TVS diod.

Sisemised pistikud ei ole nii ohustatud ESD poolt, kuid siiski on projekteeritud ka sinna ühesuunalised TVS diodid. Uurides kasutatavate mikroskeemide andmelehti tuleb välja, et maksimaalsed pinged viikudel on 7 V, 6,5 V ning 6 V, mistõttu peab valitud diod hoidma pinget alla 6 V. Kuna on vaja kaitsta mitut viiku, SDA, SCL, !RST, GPIO12 ja GPIO11, on mõistlik kasutada ka mitme kanaliga TVS diodi. Valitud diod on PESD3V3S4UF, mis hakkab juhtima 5,6 V juures. Lähtudes nimipingest antud viikudel, milleks on 3,3 V on ka TVS diodi tööpingeks valitud 3,3 V. Antud diod on mõeldud kuni 30 kV ESD juhtude kaitseks kuni 10 A juures. Arvestades asjaolu, et kaitsta on vaja 5 viiku ning valitud diod on nelja kanaliga on vaja kasutada kokku kahte diodi.

Lisaks on väline pistik ka päästmispõletil, mis satelliidil kosmosesse jõudes põletab läbi niidi, mis hoiab päikesepaneeli ja muid liikuvaid elemente transpordi ajal kinni. Ka sellele pistikule lisati ohutuse kaalutlustel TVS diod. Kasutusel on sama diod, mis asetati EPS-PV pistiku juurde, ehk VS6V3UC1QS.

#### 2.4.4 Külgpaneeli trükkplaadi komponentide arutused ja valik

Külgpaneeli trükkplaat on antud töö raames asendatud päikesepaneeli testplaadiga, kuna külgpaneeli kujuteguri ja komponentide asetuse loomine jääb satelliidi üldise mehhaanilise lahenduse teadmatuse tõttu töö mahust välja. Siiski on külgpaneeli testplaadi funktsionaalsus sama nagu külgpaneelil.

**Testplaadile projekteeriti MPPT funktsiooniga tõstemuundur SPV1040**, mis nõuab üsna palju väliseid komponente ning mille arvutusi pole sisutiheduse saavutamiseks töös välja toodud vaid on kajastatud lisas 6. Nende komponentide arvutamiseks loodi eraldi MATLAB fail, kus arvutati vastavate komponentide parameetrid. Valemid arvutusteks saadi SPV1040 mikroskeemi andmelehest ning nende tulemusena kasutati SPV1040 muunduril 15  $\mu$ H suurust induktorit [33]. Oluline aspekt on induktori kõrgus, mis limiteerib induktori valikut, sest külgpaneelide olemuse tõttu ei tohi olla neil kõrgeid komponente. Antud töö raames võeti selleks kõrguseks 2 mm, kuna muidu võib tekkida probleeme teiste trükkplaatide mahutavusega. Valitud induktoriks osutus PM4345.153NLT.

Kuna igal päikesepaneelide kanalil on eraldiseisev MPPT muundur ning mainitud kanalites on kas üks või kolm paneeli korruga töös, on võimalik ka muunduri komponendid erinevad võtta. Täpsemalt on võimalik ühe paneeliga kanalitele panna väiksemad komponendid, et saavutada samad muundamisparameetrid nagu sisend- ja väljundpinge pulsatsioon. Lisaks on oluline aspekt, et väiksema induktiivsusega induktori valimine pakub ka väiksemat takistust antud induktoris ning seetõttu tuleks lõplikule satelliidile projekteerida SPV1040 mikroskeemi ümbritsevad komponendid vastavalt kanali päikesepaneelide arvule. Antud testplaadi korral see aga nii suurt rolli ei mängi ning seetõttu on kõikide muundurite välised komponendid jäetud samaks. Sama induktori kasutamisel on ka positiivne külg – nimelt on voolupulsatsioon väiksema koormusega kanali induktoril väiksem, mille tõttu võib tööiga pikeneda. Lisaks projekteeriti XSHUT viigule lühistav pistik, et vajadusel saaks testkorras muundurit välja lülitada.

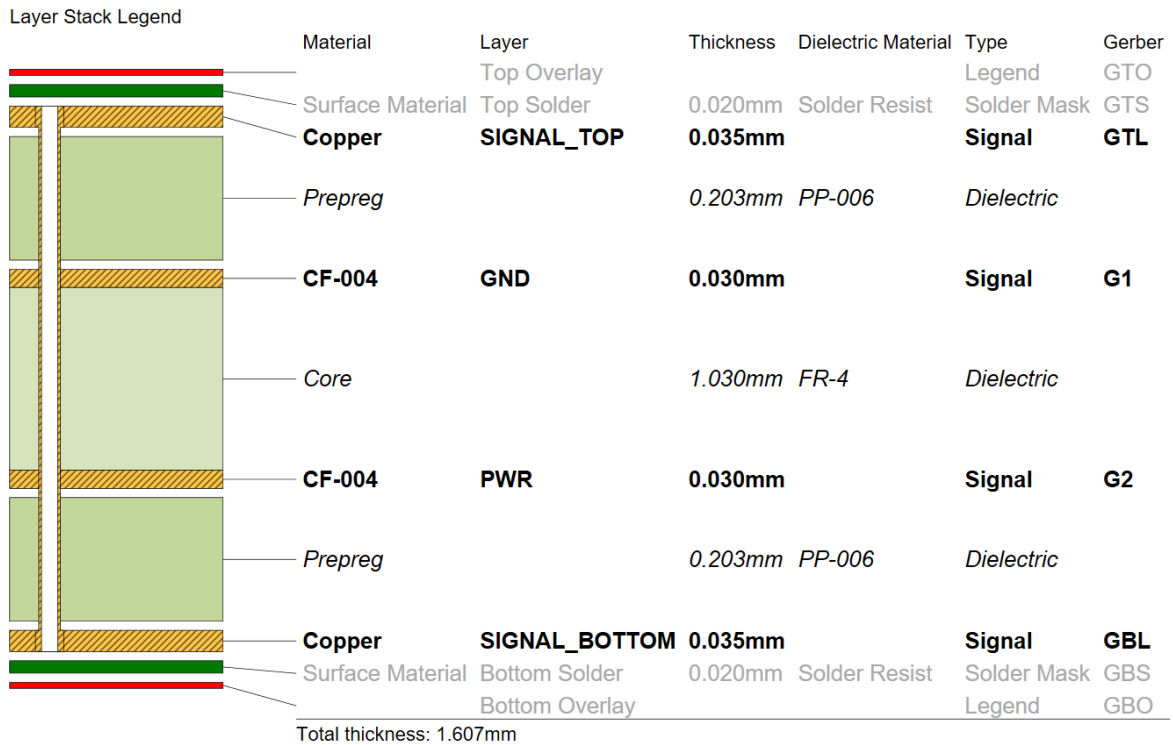
**Ideaaldioonid projekteeriti** N-kanali MOSFET transistoriga ning NCV68261 mikroskeemiga. N-kanali MOSFET-i kasutamiseks skeemi positiivse pinge poolel tõstab mainitud mikroskeem pinge paisul sisendpingest kõrgemale [48]. NCV68261 kasutamine võimaldab ära hoida SPV1040 muundurite ebaühtlast koormust nende väljundpingete väikeste erinevuste tõttu. Transistori valik tehti selle järgi, et selle suurus oleks küllaltki väike, kuid sisse lülitatud oleku takistus oleks võimalikult väike. Valitud transistoriks osutus RQ3E100BNTB.

## 2.5 Trükkplaadi projekteerimine

Trükkplaadi projekteerimise seisukohast on oluline PCB virnastus. Võrreldi nelja- ja kuuekihilisi trükkplaadi virnastusi ning valituks osutus neljakihiline ülesehitus kuna on märksa odavam, kui kuuekihiline trükkplaat ning võimaldab siiski suhteliselt keerukat projekti ja head maandust.

Neljakihilisel trükkplaadil on teostatav kolm erinevat virnastust, millest häirete vähendamiseks on parim selline, kus teisel ja kolmandal kihil on maa ning esimesel ja neljandal on toide ja signaalid. See aga antud töös ei osutunud valituks, kuna projekteeritav trükkplaat edastab suuri voole, mistõttu otsustati kolmandale kihile maa asemel toite kiht projekteerida. Kihtide kasutus ja virnastuse parameetrid on näha joonisel 2.4. Jooniselt on näha, et alumise signaalikihi kõrval ei ole maa kihti, vaid on toite kiht, mistõttu ei ole soovitatav alumisele poolele asetada kiireid signaale. Seetõttu on selle töö raames võimalusel kõik komponendid asetatud esimesele kihile [49].

Kui katsetamise käigus selgub, et trükkplaadil esineb liiga palju häireid, on võimalik kasutada ka kuuekihilist virnastust, kus kolmas ja neljas kiht on toiteks, teine ja viies on maa jaoks ning esimene ja kuues on signaalideks. Antud juhul otsustati neljakihilise trükkplaadi kasuks kuna ei olnud põhjust arvata, et tekib probleeme häiretega. Ühtlasi puuduvad antud projektil kiired signaalid (ligikaudu 100 MHz ja rohkem).



Joonis 2.4. Trükkplaadi virnastus ja selle parameetrid.

Trükkplaadi kihtide parameetrid võeti JLCPCB võimekustest, kes osutus odavaima hinna tõttu trükkplaatide tootjaks. Trükkplaadi olulised parameetrid on:

- Trükkplaadi paksus 1,6 mm, sest on kõige levinum paksus.
- Välise kihi vase paksus 1 oz, sest on kõige levinum paksus ning võimaldab toitesüsteemi maksimaalset voolu edastada mõistliku raja laiusega.
- Sisemise kihi vase paksus 1 oz, sest sisemisel kihil on toite kiht, kus saab suurema vase paksuse tõttu väiksema laiusega radasid viia.

Projekti reeglid, mida Altium Designer kontrollib automaatselt pandi paika JLCPCB võimekuste kohaselt. Siiski on oluline arvutada ka toitevoolude edastamiseks kasutatavate radade laiuseid, mis tehti valemite 2.7 ja 2.8 alusel, lähtudes IPC-2221 standardist [50]. Voolude parameetrid saadi nõuete alusel ning temperatuuri tõusuks arvestati 20 °C.

$$A = \left( \frac{I}{k \cdot T_{RISE}^b} \right)^{\frac{1}{c}}, \quad (2.7)$$

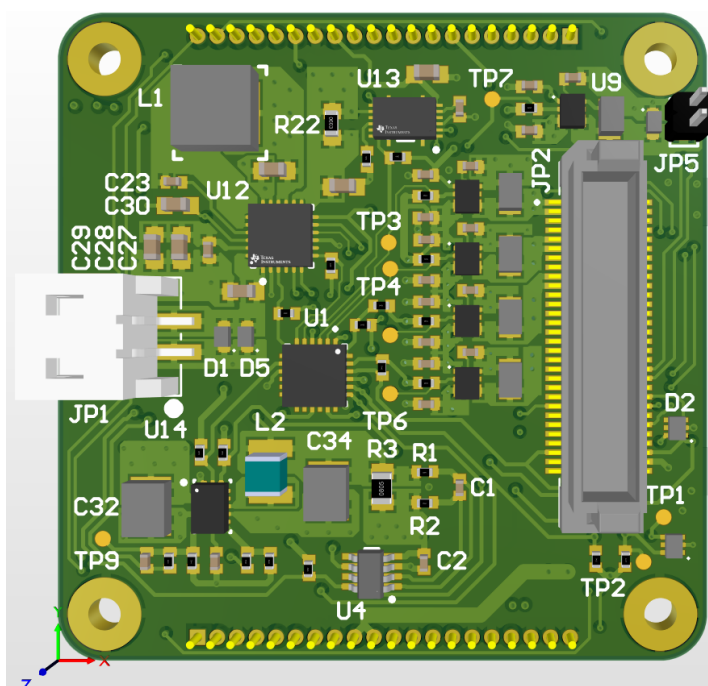
kus  $I$  - vool rajal, A,  
 $k$ ,  $b$  ja  $c$  - konstandid IPC-2221 standardi põhjal,  
 $T_{RISE}$  - temperatuuri tõus, °C.

$$W = \frac{A}{t \cdot 1,378}, \quad (2.8)$$

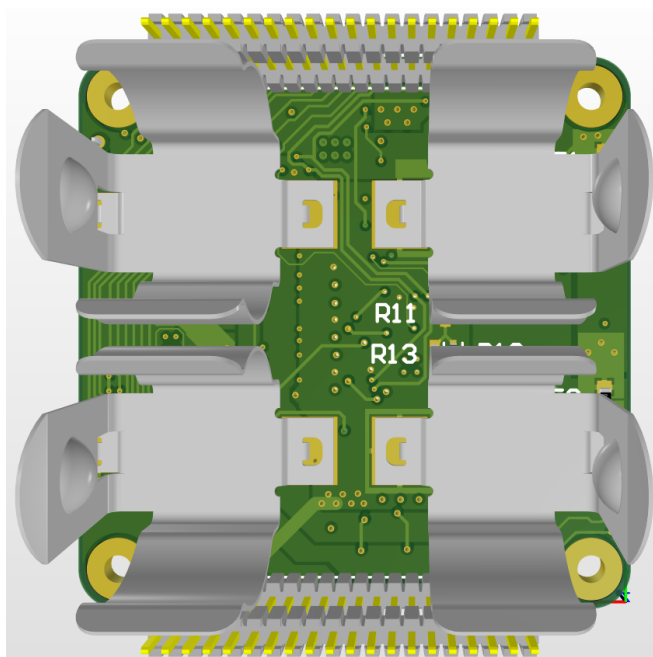
kus     W - raja laius, mil,  
           t - raja paksus, oz/ft<sup>2</sup>,  
           A - raja ristlõikepindala, mil<sup>2</sup>.

PQ60 standard annab ette ka trükkplaadi kujuteguri ning kinnitusavade mõõtmed ja asukohad, mis on toodud joonisel 2.3. Arvestades seda, et akude tõttu ei mahtunud FX-8C pistik toitesüsteemi alla ning sinna valiti teistsugune pistik, ei lähe projekteeritud toitesüsteem täiesti kokku standardiga.

Trükkplaatide projekteerimisel paigutati esimesena põhilised komponendid, ehk toitega seotud mikroskeemid, mille asukoht oli seotud teiste komponentidega. Näiteks paigutati esimesena lüliti mikroskeemid, kuna need pidid asuma alamsüsteemide vahelise pistiku lähedal. Komponentide paigutamisel pöörati erilist tähelepanu sellele, et suure vooluga rajad oleks võimalikult lühikesed ning et need saaks projekteerida võimalikult laiad. Seejärel paigutati andmelehtedes oleva info ja tüüp-paigutuse alusel passiivkomponendid mainitud mikroskeemide ümber. Viimaseks paigutati komponendid, mille asukoht ei olnud kriitiline, nagu näiteks digitaalviike laiendav mikroskeem. EPS trükkplaadi pealt- ja altvaade on toodud joonistel 2.5 ja 2.6 ning ülejäänud trükkplaadid on toodud lisades 7 ja 8.



Joonis 2.5. EPS trükkplaadi pealtvaade

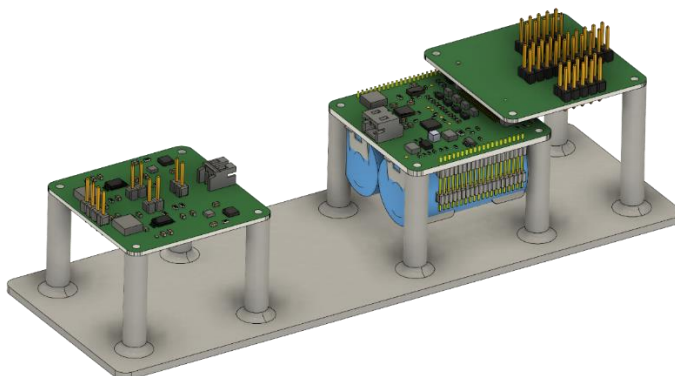


Joonis 2.6. EPS trükkplaadi altvaade.

Arvestades trükkplaadil üsnagi pikalt veetavat I2C andmesiini, kontrolliti üle ka I2C tõusuaeg valemi 2.9 alusel [51]. Tõusuajaks ( $t_{rise}$ ) võeti 300 ns ning raja summaarseks mahtuvuseks ( $C_b$ ) 4,46 pF. Maksimaalseks pull-up takistuseks saadi valemi järgi 79,4 k $\Omega$  ning arvestades projektis kasutatud takisteid, mis olid 10 k $\Omega$  takistid, saab järeldada, et I2C nõuded on rahuldatud.

$$R_p = \frac{t_{rise}}{0,8473 \cdot C_b} \quad (2.9)$$

Projekteerimise tulemusel valmisid EPS, külgpaneeli ja arendusplaadi trükkplaadid ning neid siduv katsestend mis on näha joonisel 2.7. Trükkplaadid ehitas JLCPCB ning kokku jootis toitesüsteemi autor.



Joonis 2.7. Toitesüsteemi trükkplaadid katsestendil.



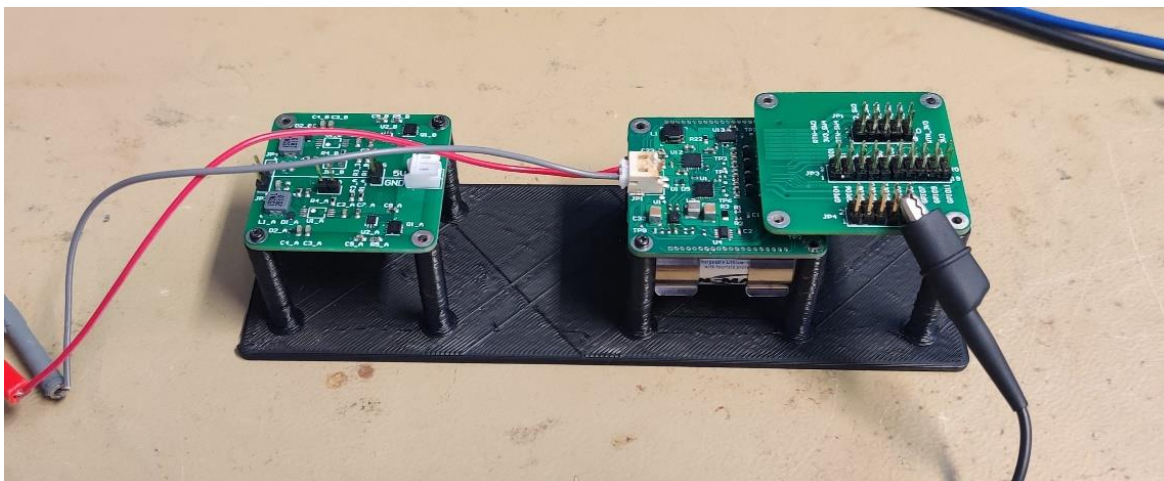
### 3. TOITESÜSTEEMI KATSETAMINE

Toitesüsteemi katsetamisel lähtuti toitesüsteemile seatud nõuetest. Esiteks loodi hindamismeetodid nõuete põhjal kinnitamaks vastava nõude rahuldamist ning seejärel hinnati toitesüsteemi. Hindamiseks kasutatavad meetodid olid projekti uurimine, mudeli kasutamine ja katse sooritamine. Projekti uurimisel vaadati mikroskeemide ja nende koosluse tõttu esinevaid funktsioone. Mudeli kasutamisel lähtuti mudeli väljunditest, et hinnata toitesüsteemi. Vastavuse hindamine on toodud lisa 9.

Selgus, et 25-st nõudest 20-le oli toitesüsteem vastav, kuid viie nõudele vastavust antud töö raames kinnitada ei jõutud, sest toitesüsteemil esinesid väiksemad vead, mis said küll lahendatud, kuid asenduskomponentide tellimiseks ei jäänud piisavalt aega. See eest viidi aga läbi katsed toitesüsteemi töötavate komponentidega kinnitamaks nende korrektset tööd.

#### 3.1 Toitesüsteemi katsetulemused

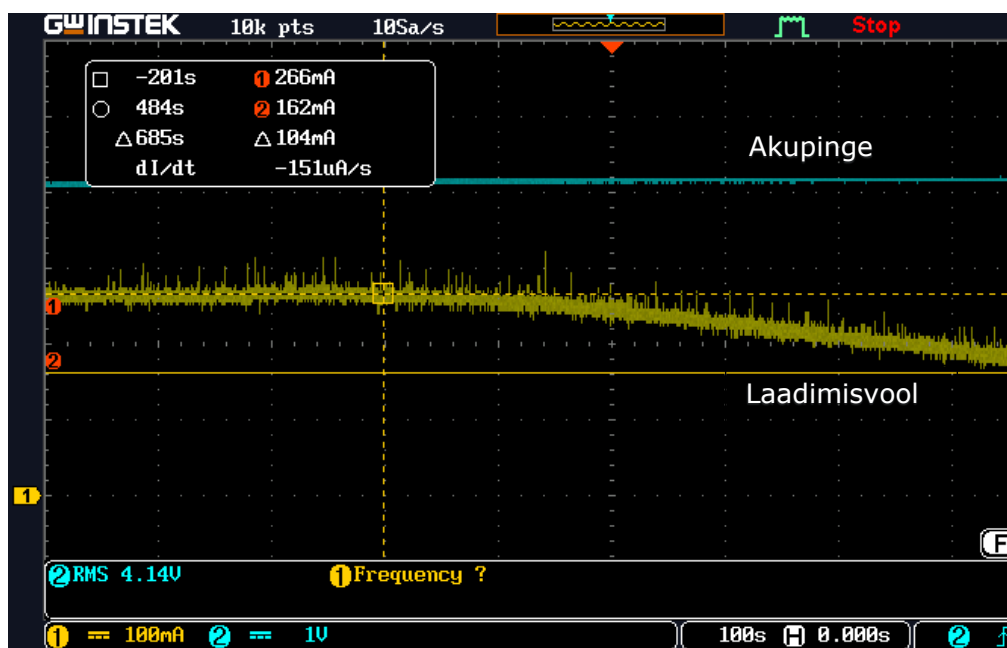
Toitesüsteemi korrektse töö kinnitamiseks ja selle katsetamiseks kasutati katsepinki, mis on näha joonisel 3.1. Katsepink koosnes külgpaneelist, mis oli ühendatud juhtmetega EPS trükkplaadiga. EPS trükkplaadi külge oli omakorda ühendatud arendusplaat läbi alamsüsteemide vahelise pistiku.



Joonis 3.1. Toitesüsteemi katsestend, mida kasutati katsetuste läbiviimiseks ja toitesüsteemi korrektse töö hindamiseks.

Päikesepaneeli testplaadil katsetati ideaaldiodi funktsionaalsust, millest selgus, et vool väljundist sisendisse on blokeeritud ning seetõttu on funktsionaalsus rahuldatud. MPPT muundur aga jäi katsetamata, sest esines viga, mille tõttu ligikaudu peale viite sekundit normaalset tööd lakkas muundur töötamast. Arvestades valitud väljundpingeks 5 V ja muunduri maksimaalseks lubatavaks pingeks 5,5 V oli autori hinnangul oli probleem diodides D1 või D2 (vaata lisa 4), mis pidid madala koormuse juures muundurit kaitsma ülepinge eest. Diodi D1 kontaktide kujutegur ei olnud kasutatava diodi jaoks sobilik, mistõttu ei pruukinud diod korrektselt trükkplaadiga ühenduses olla. Uute komponentide tellimiseks aga antud töö raames ei jagunud piisavalt aega.

EPS trükkplaadil katsetati aku laadimist, mille tulemus on näha joonisel 3.2. Katse käigus mõõdeti pinget akul ning aku laadimisvoolu. Jooniselt on näha hetke, kus aku hakkab jõudma laetud tasemele, mistõttu lülitub laadija konstantse voolu laadimisrežiimist ümber konstantse pinge laadimisrežiimi. Lisaks kontrolliti akulaadija väljundpinget, mis oli ka sobilik. Katse alusel saab olla kindel akulaadija korrektses töötamises.



Joonis 3.2. Akulaadija katsetulemus. Näha on konstantse voolu laadimisrežiimi üleminekut konstantse pinge režiimile. Akupinge (sinine) on kanalil kaks ja laadimisvool (kollane) on kanalil üks.

Lisaks kontrolliti ka langetusmuunduri tööd. Esialgu esines probleem selle käima saamisega, sest muundur taaskäivitus enne, kui jõudis väljundpinget tõsta 3,3 V tasemele. Probleemiks osutus see, et oli kasutatud liiga väikest sisselülitusaega (*soft-start*), mistõttu rakendus muunduri ülevoolu kaitse ning muundur taaskäivitati. Probleemi lahendamiseks lisati langetusmuunduri SS/TR viigu juurde 47 nF suurune kondensaator, et pikendada sisselülitusaega 150  $\mu$ s juurest ligikaudu 10 ms juurde. Peale muudatust hakkas muundur korrektselt lülitama.

EPS trükkplaadil katsetati ka lüliti mikroskeemi akupinge edastamiseks päästmispõletisse ja alamsüsteemide lülitamiseks. Kontrolliti lüliti mikroskeemi sisse ja välja lülitamist läbi selle EN viigu ja mõõdeti mikroskeemi väljundil pinget. Oli näha, et lüliti mikroskeem töötas õigesti, sest väljundil tekkis pinge. Järgmise sammuna tasuks muuta ka päästmispõletit selliselt, et see oleks vaikimisi väljalülitatud olekus. Ülejäänud lülitid peaksid olema aga vaikimisi sisselülitatud olekus, et toitesüsteem toimiks ka ilma juhtorganita. Lülitid saab siiski sisse või välja lülitada ka läbi digitaalviike laiendava mikroskeemi.

Antud töö mahtu ei kuulunud EPS trükkplaadil oleva muu digitaalelektronika katsetamine, milleks olid aku laetavuse jälgimise mikroskeem, tarbitava võimsuse jälgimise mikroskeem ja digitaalviike laiendav mikroskeem, sest vastava tarkvara loomine ei kuulunud töö raamesse. Siiski leiti, et ühelgi mainitud mikroskeemidest ei esinenud lühiseid ning ostsilloskoobiga oli näha nende viikudel aktiivsust, indikeerimaks nende tööd. Seetõttu saab öelda, et ka need komponendid töötasid korrektselt.

## KOKKUVÕTE

PocketQube tüüpi satelliidid võimaldavad võrreldes populaarsete CubeSat satelliitidega palju odavamalt ligipääsu orbiidile ning on ka viimastel aastatel leidnud aina rohkem kasutust. Probleemiks aga on see, et saadavalolevaid PocketQube'i platvorme on võimalik parendada. Antud töö keskendub PocketQube toitesüsteemi projekteerimisele, et arendada välja alternatiividest kõrgema kasuteguriga toitesüsteem. Lisaks peab toitesüsteem olema võimeline tööks maalähedase orbiidi keskkonnaoludes ning omama PocketQube'ile sobivat kujutegurit.

Käesoleva töö raames uuriti esiteks teemaga seonduvat teoreetilist tausta, mille abil kirjeldati maalähedase orbiidi keskkonda ning selle mõju elektroonikale ning ka seda, kuidas elektroonikat selle eest kaitsta. Lisaks kirjeldati PocketQube'i ja pikosatelliitide olemust, nende populaarsust ja ka TalTech tudengisatelliidi kavandatavat satelliiti, mille raames töö sooritati. Analüüsiti ka kahe parima vabavaralise PocketQube toitesüsteemi, et leida arengusuundasid. Selgus, et kommertsiaalsete elektroonikakomponentidega on ligi aastapikkused missioonid maalähedasel orbiidil vägagi teostatavad ning ka see, et olemasolevate PocketQube tüüpi satelliitide toitesüsteemide kasutegureid on võimalik parendada.

Töö raames projekteeriti ka toitesüsteem. Selle arendamisel modelleeriti toitesüsteemi orbiidil, et kinnitada projekti teostatavust läbi tarbitava ja toodetava elektrienergia tasakaalu. Seejärel pandi paika toitesüsteemi nõuded ja valiti parim arhitektuur kolme sobiliku seast. Peale seda joonestati skeem kolme erineva trükkplaadi jaoks lähtudes arhitektuurist, kus arvutati vajalike komponentide parameetrid ning kirjeldati satelliidi ja toitesüsteemi mehhaaniline liides. Viimaks projekteeriti trükkplaadid, kus keskenduti trükkplaatide virnastusele ja komponentide asetusele. Töö tulemusel oli välja arendatud kolm trükkplaati:

- EPS trükkplaat, mis oli toitesüsteemi põhiline trükkplaat.
- Külgspaneeli trükkplaat, mille eesmärk oli päikesepaneeli lähedal päikesepaneeli energia kogumine ning pinge tõstmine.
- Arendusplaadi trükkplaat, mis aitas toitesüsteemi lihtsamini katsetada.

Viimases peatükis võrreldi projekteeritud toitesüsteemi tööd nõuetele, ning kinnitati toitesüsteemi vastavus neile. Selle jaoks loodi hindamismeetodid, mis koosnesid projekti uurimisest, mudeli kasutamisest ja katse sooritamisest. Uuriti ka töö eesmärkide täituvust.

Selgus, et toitesüsteemil esinesid mõningad vead, mis said lahendatud. Siiski ei saadud antud töö raames kinnitada toitesüsteemi vastavust kõikidele nõuetele, sest asenduskomponentide tellimiseks ei olnud piisavalt aega. Sai aga hinnata toitesüsteemi vastavust 20-le nõudele, mis olid rahuldatud. Lisaks katsetati ka kõikvõimalikud toitesüsteemi üksikud osad ning võrreldi toitesüsteemi töö eesmärkidega. Selgus, et töö eesmärgid said täidetud, sest:

- Toitesüsteem projekteeriti nii, et see oleks võimeline töötama maa-lähedase orbiidi keskkonnas.
- Toitesüsteemi kujutegur vastas PQ60 raames ette nähtud kujutegurile, milleks oli 42 mm x 42 mm.
- Toitesüsteemi kasutegur oli ligikaudu 81% nominaalse võimsuse juures.

Tulevastes töödes tuleks uurida toitesüsteemi komponentide täielikku dubleerimist tõstmaks toitesüsteemi töökindlust ning ka prismaatilist tüüpi akuelementide kasutust, et vähendada toitesüsteemi mõõtmeid. Lisaks saaks sisse viia väikesed parandused toitesüsteemis, mis toodi välja viimases peatükis.

## KASUTATUD KIRJANDUS

- [1] M. Maalt, „Student PocketQube Satellite Project Principals + Timeline“, avaldamata.
- [2] Y. Borthomieu, „14 - Satellite Lithium-Ion Batteries“, *Lithium-Ion Batteries Advances and Applications*, Elsevier B.V, 2014, lk 311–344. doi: 10.1016/B978-0-444-59513-3.00014-5.
- [3] „Sun-synchronous orbit“, *Wikipedia*. 2. november 2022. Vaadatud: 11. aprill 2023. [Online]. Available at: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Sun-synchronous\\_orbit&oldid=1119608128](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Sun-synchronous_orbit&oldid=1119608128)
- [4] „AE2104-Orbital-Mechanics-Slides\_10.pdf“. Vaadatud: 11. aprill 2023. [Online]. Available at: [https://ocw.tudelft.nl/wp-content/uploads/AE2104-Orbital-Mechanics-Slides\\_10.pdf](https://ocw.tudelft.nl/wp-content/uploads/AE2104-Orbital-Mechanics-Slides_10.pdf)
- [5] „LEO parameters“. <https://www.spaceacademy.net.au/watch/track/leopars.htm> (vaadatud 11. aprill 2023).
- [6] J. Plante ja B. Lee, „Environmental Conditions for Space Flight Hardware: A Survey“. 1. jaanuar 2005. Vaadatud: 11. aprill 2023. [Online]. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20060013394>
- [7] „Temperature Ranges | Renesas“. <https://www.renesas.com/us/en/support/technical-resources/temperature-ranges> (vaadatud 11. aprill 2023).
- [8] „BU-410: Charging at High and Low Temperatures“, *Battery University*, 11. september 2010. <https://batteryuniversity.com/article/bu-410-charging-at-high-and-low-temperatures> (vaadatud 11. aprill 2023).
- [9] D. S. Speretta, „CUBESATS TO POCKETQUBES: OPPORTUNITIES AND CHALLENGES“.
- [10] R. Kovács ja V. Józsa, „Thermal analysis of the SMOG-1 PocketQube satellite“, *Appl. Therm. Eng.*, kd 139, lk 506–513, juuli 2018, doi: 10.1016/j.applthermaleng.2018.05.020.
- [11] G. D. Badhwar, „The Radiation Environment in Low-Earth Orbit“, *Radiat. Res.*, kd 148, nr 5, lk S3–S10, 1997, doi: 10.2307/3579710.
- [12] „Llis“. <https://llis.nasa.gov/lesson/824> (vaadatud 12. aprill 2023).
- [13] S. Samwel, A. A. Hady, J. S. Mikhail, M. Ibrahim, ja Y. Hanna, „Studying the Total Ionizing Dose and Displacement Damage Dose effects for various orbital trajectories“, *Proceeding First Middle East-Afr. Reg. IAU Meet.*, lk 55–58, jaan 2008.
- [14] V. Nwankwo, N. Jibiri, ja M. Kio, „The Impact of Space Radiation Environment on Satellites Operation in Near-Earth Space“, 2020. doi: 10.5772/intechopen.90115.

- [15] „Natural Space Radiation Effects on Technology“. [https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/nat\\_space\\_rad\\_tech.htm](https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/nat_space_rad_tech.htm) (vaadatud 12. aprill 2023).
- [16] „GSFC Radiation Data Base“. <https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/RadDataBase/RadDataBase.html> (vaadatud 12. aprill 2023).
- [17] „Radiation Reports - Radiation“. <https://esarad.esa.int/> (vaadatud 12. aprill 2023).
- [18] A. Akturk, J. M. McGarrity, R. Wilkins, A. Markowski, ja B. Cusack, „Space and Terrestrial Radiation Response of Silicon Carbide Power MOSFETs“, *2017 IEEE Radiation Effects Data Workshop (REDW)*, juuli 2017, lk 1–5. doi: 10.1109/NSREC.2017.8115467.
- [19] A. Lidow, A. Nakata, M. Rearwin, J. Strydom, ja A. M. Zafrani, „Single-Event and Radiation Effect on Enhancement Mode Gallium Nitride FETs“, *2014 IEEE Radiation Effects Data Workshop (REDW)*, juuli 2014, lk 1–7. doi: 10.1109/REDW.2014.7004594.
- [20] „nasa-hdbk-4002a-w-Change-1\_revalidated.pdf“. Vaadatud: 12. aprill 2023. [Online]. Available at: [https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/B/0/Historical/nasa-hdbk-4002a-w-Change-1\\_revalidated.pdf](https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/B/0/Historical/nasa-hdbk-4002a-w-Change-1_revalidated.pdf)
- [21] „Design Practice to Control Interference from Electrostatic Discharge (ESD)“. <https://llis.nasa.gov/lesson/773> (vaadatud 12. aprill 2023).
- [22] E. Kulu, „What is a CubeSat?“, *Nanosats Database*. <https://www.nanosats.eu/cubesat.html> (vaadatud 15. aprill 2023).
- [23] S. Radu *et al.*, „PocketQube Standard“, 2018.
- [24] „Launch“, *Alba Orbital*. <http://www.albaorbital.com/launch> (vaadatud 15. aprill 2023).
- [25] E. Kulu, „Nanosats Database“, *Nanosats Database*. <https://www.nanosats.eu/index.html> (vaadatud 28. aprill 2023).
- [26] „DynOSSAT PocketQube“. <https://sites.google.com/bhdyn.com/dynossat/home> (vaadatud 15. aprill 2023).
- [27] „DynOSSAT-EDU-EPS (Electric Power System)“. BH Dynamics, 24. mai 2021. Vaadatud: 15. aprill 2023. [Online]. Available at: <https://github.com/BHDynamics/dynossat-edu-eps>
- [28] „SPV1040 - High efficiency solar battery charger with embedded MPPT - STMicroelectronics“. <https://www.st.com/en/power-management/spv1040.html> (vaadatud 15. aprill 2023).
- [29] „FP6291“. Vaadatud: 15. aprill 2023. [Online]. Available at: [https://datasheet.lcsc.com/lcsc/1810182113\\_Feeling-Tech-FP6291LR-G1\\_C18701.pdf](https://datasheet.lcsc.com/lcsc/1810182113_Feeling-Tech-FP6291LR-G1_C18701.pdf)
- [30] „SY8089“. 2019.

- [31] „FOSSASAT-2“. FOSSA Systems, 2. aprill 2023. Vaadatud: 15. aprill 2023. [Online]. Available at: <https://github.com/FOSSASystems/FOSSASAT-2>
- [32] F. C. Krause *et al.*, „Performance of Commercial Li-Ion Cells for Future NASA Missions and Aerospace Applications“, *J. Electrochem. Soc.*, kd 168, nr 4, lk 040504, apr 2021, doi: 10.1149/1945-7111/abf05f.
- [33] „SPV1040 - High efficiency solar battery charger with embedded MPPT - STMicroelectronics“. <https://www.st.com/en/power-management/spv1040.html> (vaadatud 18. aprill 2023).
- [34] „BQ25798 data sheet, product information and support | TI.com“. <https://www.ti.com/product/BQ25798> (vaadatud 18. aprill 2023).
- [35] „LTC3106 Datasheet and Product Info | Analog Devices“. <https://www.analog.com/en/products/ltc3106.html> (vaadatud 18. aprill 2023).
- [36] „SPV1050 - Ultra low power energy harvester and battery charger with embedded MPPT and LDOs - STMicroelectronics“. <https://www.st.com/en/power-management/spv1050.html> (vaadatud 18. aprill 2023).
- [37] „BQ25619E data sheet, product information and support | TI.com“. <https://www.ti.com/product/BQ25619E> (vaadatud 18. aprill 2023).
- [38] „LTC4155 Datasheet and Product Info | Analog Devices“. <https://www.analog.com/en/products/ltc4155.html#product-overview> (vaadatud 18. aprill 2023).
- [39] „1300-0017 - Rechargeable Battery, 3.6 V, Lithium Ion, 850 mAh, Raised Positive and Flat Negative, 17 mm“. <https://ee.farnell.com/ansmann/1300-0017/battery-li-ion-3-6v-850mah/dp/3932219> (vaadatud 19. aprill 2023).
- [40] „EN-EL19 Rechargeable Battery | Nikon“. <https://www.nikonusa.com/en/nikon-products/product/batteries/en-el19-rechargeable-battery.html> (vaadatud 19. aprill 2023).
- [41] „TPS62812M data sheet, product information and support | TI.com“. <https://www.ti.com/product/TPS62812M> (vaadatud 19. aprill 2023).
- [42] „SLG59M301V - GreenFET Single N-Channel Load Switch | Renesas“. <https://www.renesas.com/us/en/products/power-power-management/power-supply-support/load-switches/slg59m301v-greenfet-single-n-channel-load-switch> (vaadatud 19. aprill 2023).
- [43] „TPS22993 data sheet, product information and support | TI.com“. <https://www.ti.com/product/TPS22993> (vaadatud 19. aprill 2023).
- [43] E. Becnel, S. McAndrew, L. Strass, T. Walkinshaw, ja K. Worrall, „PQ 60 Standard Document“, avaldamata.



- [45] „FX8C\_Catalog\_D31612\_en-2301432.pdf“. Vaadatud: 21. aprill 2023. [Online]. Available at: [https://www.mouser.ee/datasheet/2/185/FX8C\\_Catalog\\_D31612\\_en-2301432.pdf](https://www.mouser.ee/datasheet/2/185/FX8C_Catalog_D31612_en-2301432.pdf)
- [46] „BQ27441-G1 data sheet, product information and support | TI.com“. <https://www.ti.com/product/BQ27441-G1> (vaadatud 25. aprill 2023).
- [47] „INA232 data sheet, product information and support | TI.com“. <https://www.ti.com/product/INA232> (vaadatud 25. aprill 2023).
- [48] „NCV68261“. <https://www.onsemi.com/products/power-management/ideal-diode-controllers/ncv68261> (vaadatud 25. aprill 2023).
- [49] „Two 4 Layer PCB Stackups With 50 Ohms Impedance“, *Altium*, 13. oktoober 2021. <https://resources.altium.com/p/two-alternative-4-layer-pcb-stackups-50-ohms-impedance> (vaadatud 26. aprill 2023).
- [50] „IPC-2221 - Revision B - Standard Only Generic Standard on Printed Board Design“, 20. november 2012. <https://shop.ipc.org/ipc-2221/ipc-2221-standard-only/Revision-b/english> (vaadatud 26. aprill 2023).
- [51] „Community - Silicon Labs“, 19. oktoober 2017. <https://community.silabs.com> (vaadatud 26. aprill 2023).

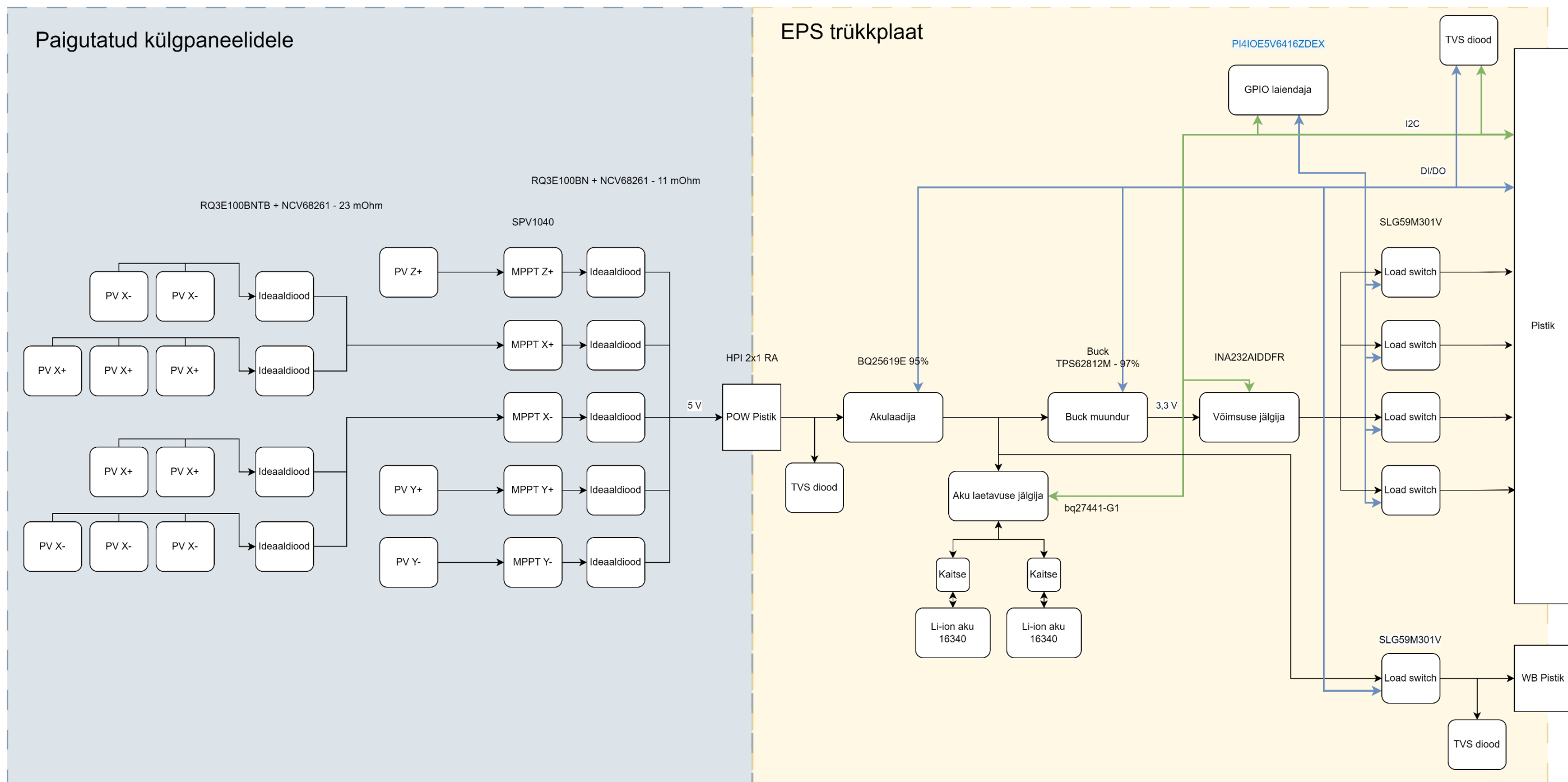
# LISAD

## Lisa 1 Toitesüsteemi nõuded

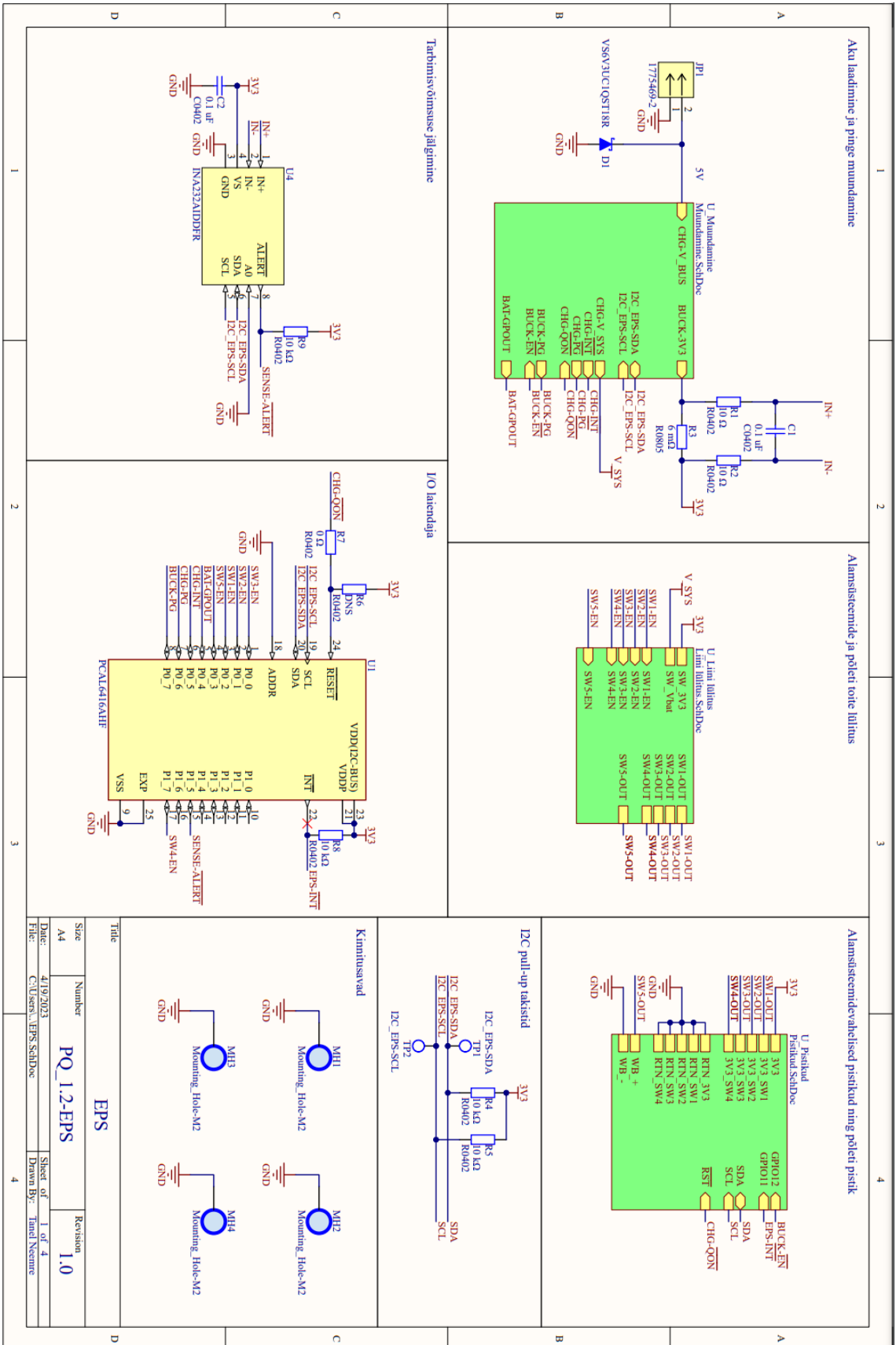
Nõude grupp	Nõude nimi	Nõude kirjeldus	Nõudele vastava testi nimi
Energia kogumine	R-EPS-01	Peab olema võimeline koguma päikeseenergiat võimsusega kuni 3,75 W	T-EPS-01
	R-EPS-02	Peab olema võimeline koguma päikeseenergiat 1,45 Wh orbiidi kohta	T-EPS-02
	R-EPS-03	Peab kaitsma päikesepaneeli vastupidise pinge eest	T-EPS-03
Elektrienergia salvestus ja muundamine	R-EPS-04	Akude mahtuvus peab olema vähemalt 3,88 Wh	T-EPS-04
	R-EPS-05	Peab olema võimeline laadima akusid temperatuurivahemikus 0 °C kuni 45 °C	T-EPS-05
	R-EPS-06	Peab olema võimeline tühjendama akusid temperatuurivahemikus -20 °C kuni 60 °C	T-EPS-06
	R-EPS-07	Peab kaitsma akut üle- ja alatemperatuuride juures	T-EPS-07
	R-EPS-08	Peab kaitsma akut ülevoolu eest	T-EPS-08
	R-EPS-09	Peab kaitsma akut üle- ja alapinge eest	T-EPS-09
	R-EPS-10	Peab võimaldama jälgida aku laetavustaset	T-EPS-10
	R-EPS-11	Peab võimaldama 3,3 V pingesiini kuni 1,5 A-ni	T-EPS-11
	R-EPS-12	Peab võimaldama akupinge siini kuni 1,5 A-ni	T-EPS-12
	R-EPS-13	Peab võimaldama summaarset võimsust mõlemal siinil kuni 6 W	T-EPS-13
Elektrienergia jaotamine	R-EPS-14	Peab võimaldama lülitada nelja alamsüsteemi toidet ning akupinge siini	T-EPS-14
	R-EPS-15	Peab suutma varustada ühe alamsüsteemi siini peal kuni 1 A pidevalt, rahuldades seejuures R-EPS-13	T-EPS-15
	R-EPS-16	Peab suutma varustada ühe alamsüsteemi siini peal kuni 1,5 A hetkeliselt (kuni 1 sekund, millele järgneb 5 sekundit R-EPS-15 järgne vool), rahuldades seejuures R-EPS-13	T-EPS-16
	R-EPS-17	Peab kaitsma alamsüsteemi ülevoolu ja lühise tingimustes	T-EPS-17
	R-EPS-18	Peab varustama 1,17 Wh elektrienergiat orbiidi kohta, ehk 17,5 Wh 24 tunni kohta	T-EPS-18
Toitesüsteemi juhtimine	R-EPS-19	Peab olema juhitud teistest alamsüsteemidest läbi I2C andmesiini ja/või digitaalsete signaalide	T-EPS-19
	R-EPS-20	Peab väljastama summaarse siinide pinge hetkväärtuse	T-EPS-20
	R-EPS-21	Peab väljastama summaarse siinide voolu hetkväärtuse	T-EPS-21
	R-EPS-22	Peab kommunikeerima veaolukordi OBC-le	T-EPS-22

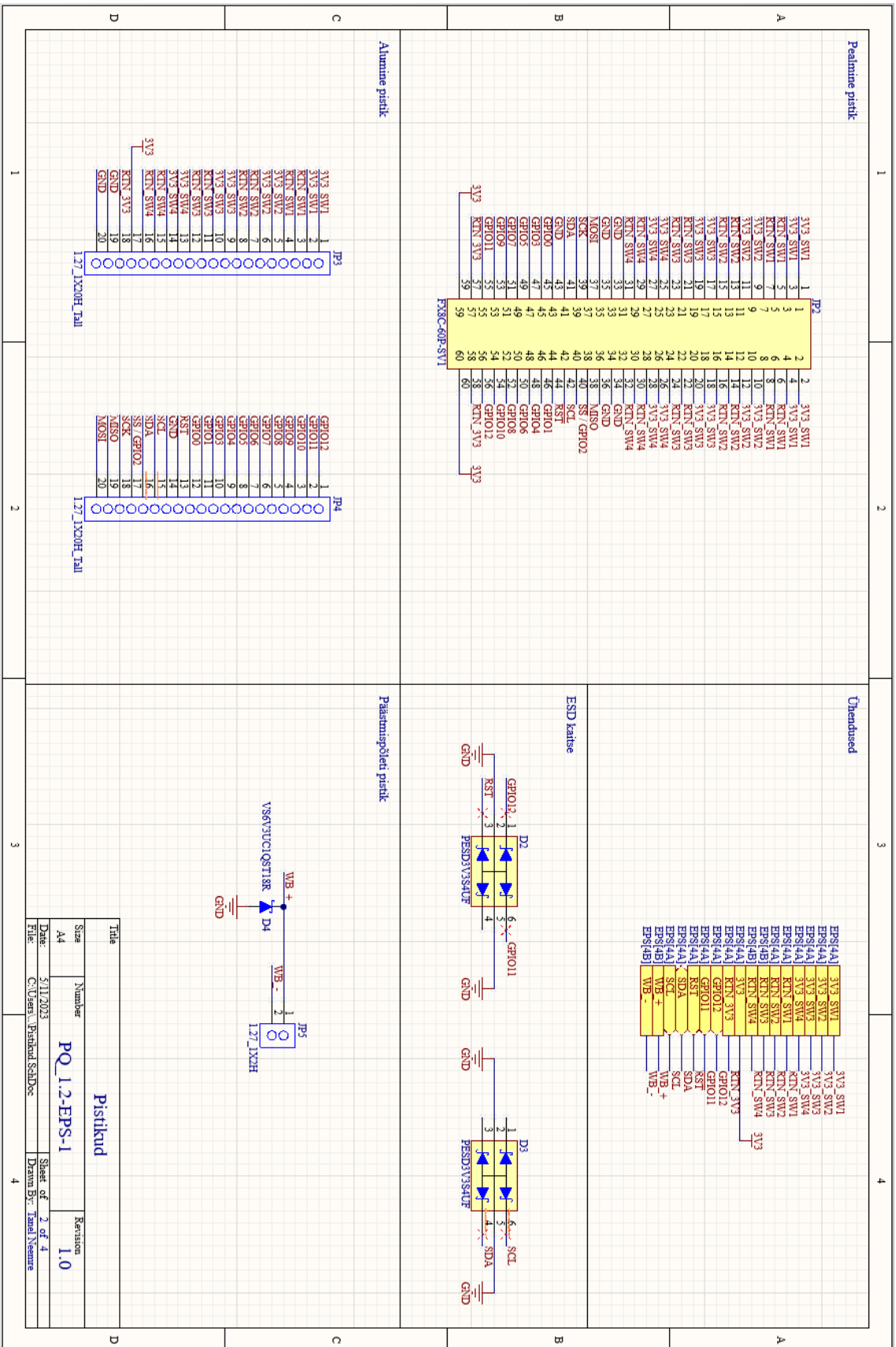
<b>Nõude grupp</b>	<b>Nõude nimi</b>	<b>Nõude kirjeldus</b>	<b>Nõudele vastava testi nimi</b>
Muu	R-EPS-23	Toitesüsteemi kasutegur peab olema vähemalt 75% nimitööalas, milleks on 0,5 A kuni 1,5 A	T-EPS-23
	R-EPS-24	Toitesüsteem kaalub kuni 80 g	T-EPS-24
	R-EPS-25	Toitesüsteemi trükkplaadi kujutegur on vastavalt PocketQube PCB kujutegurile	T-EPS-25

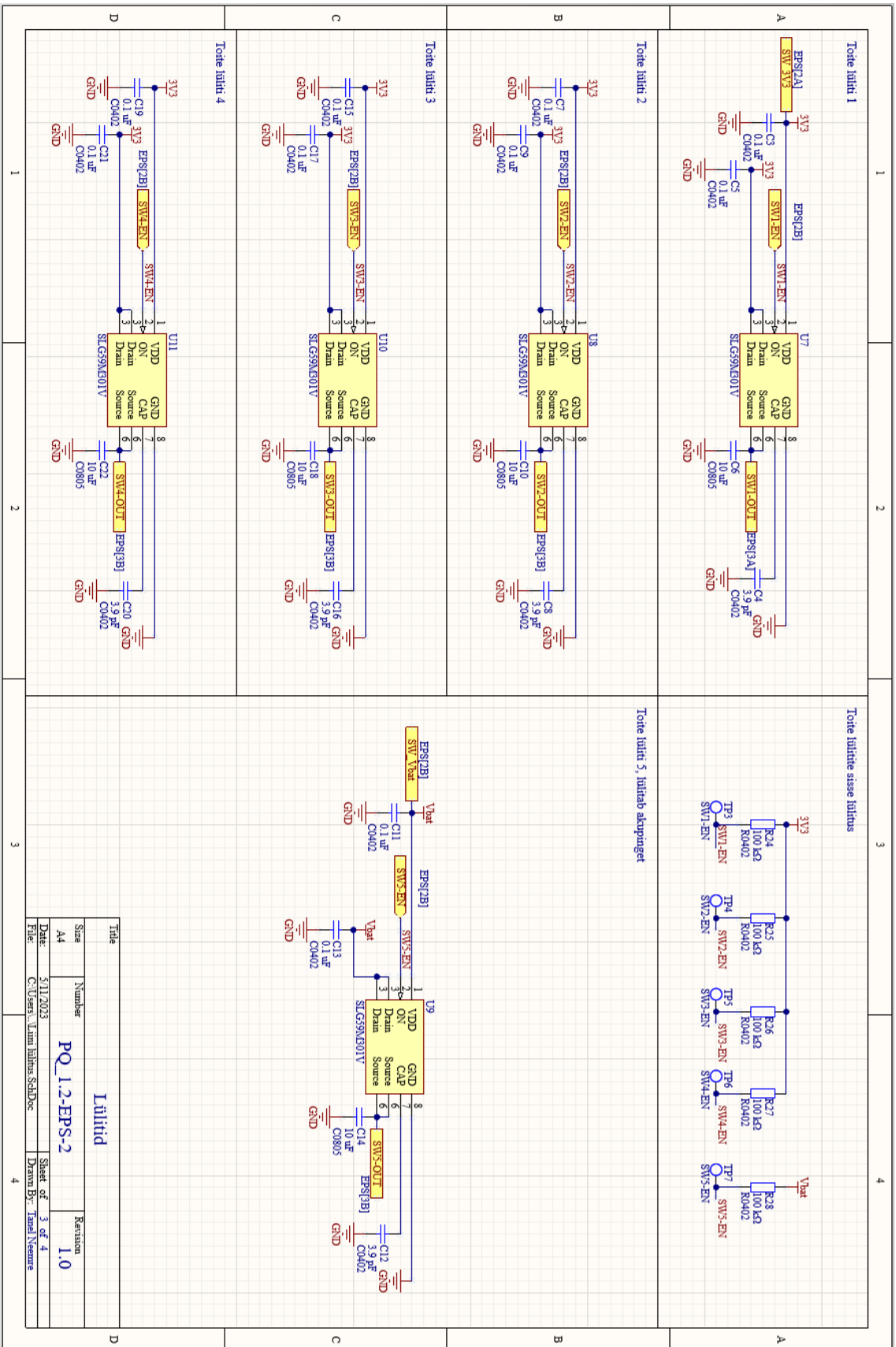
**Lisa 2 Komponenti tasemel toitesüsteemi arhitektuur.**

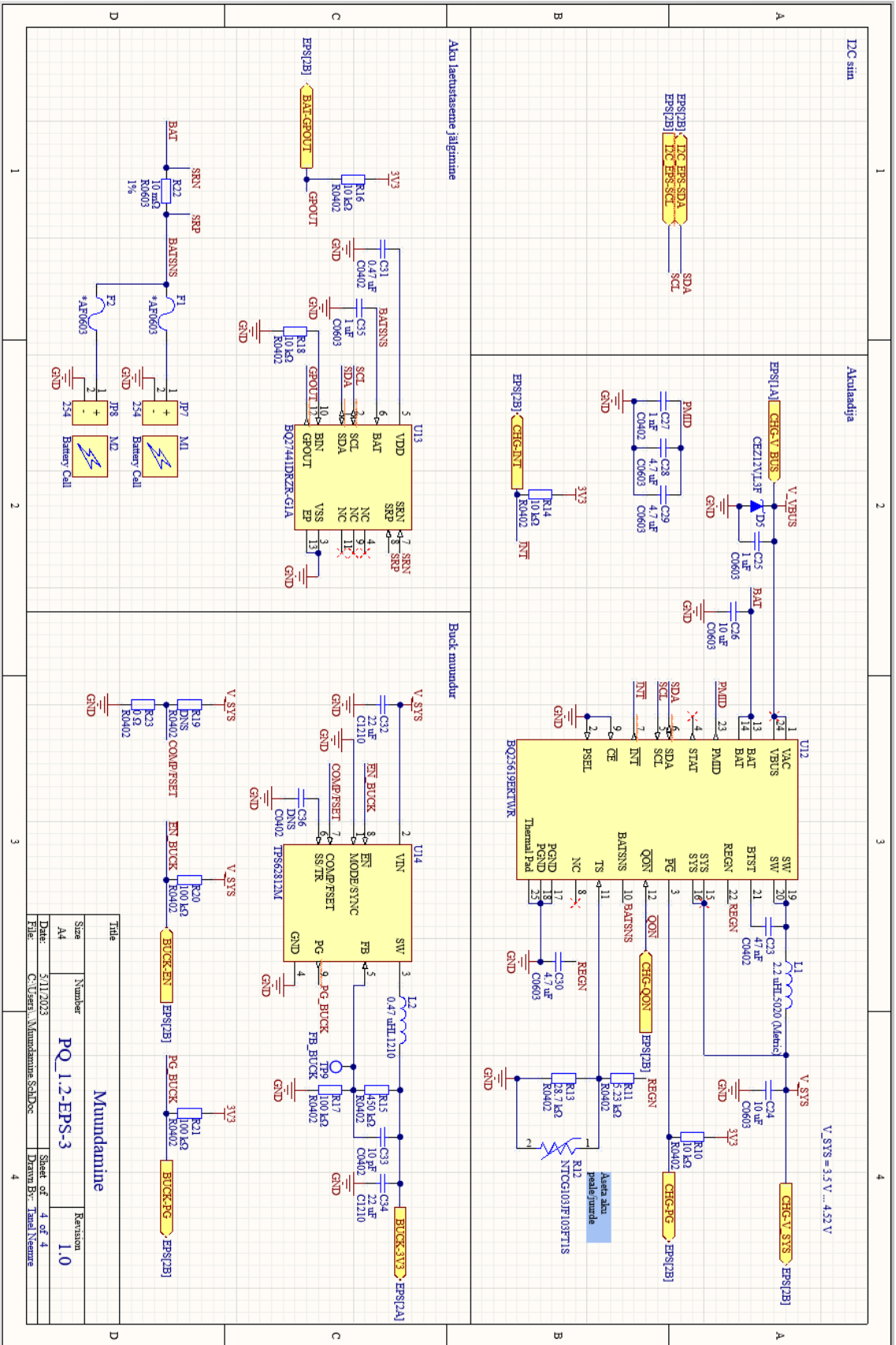


# Lisa 3 Koostatud skeemid EPS trükkplaadile.





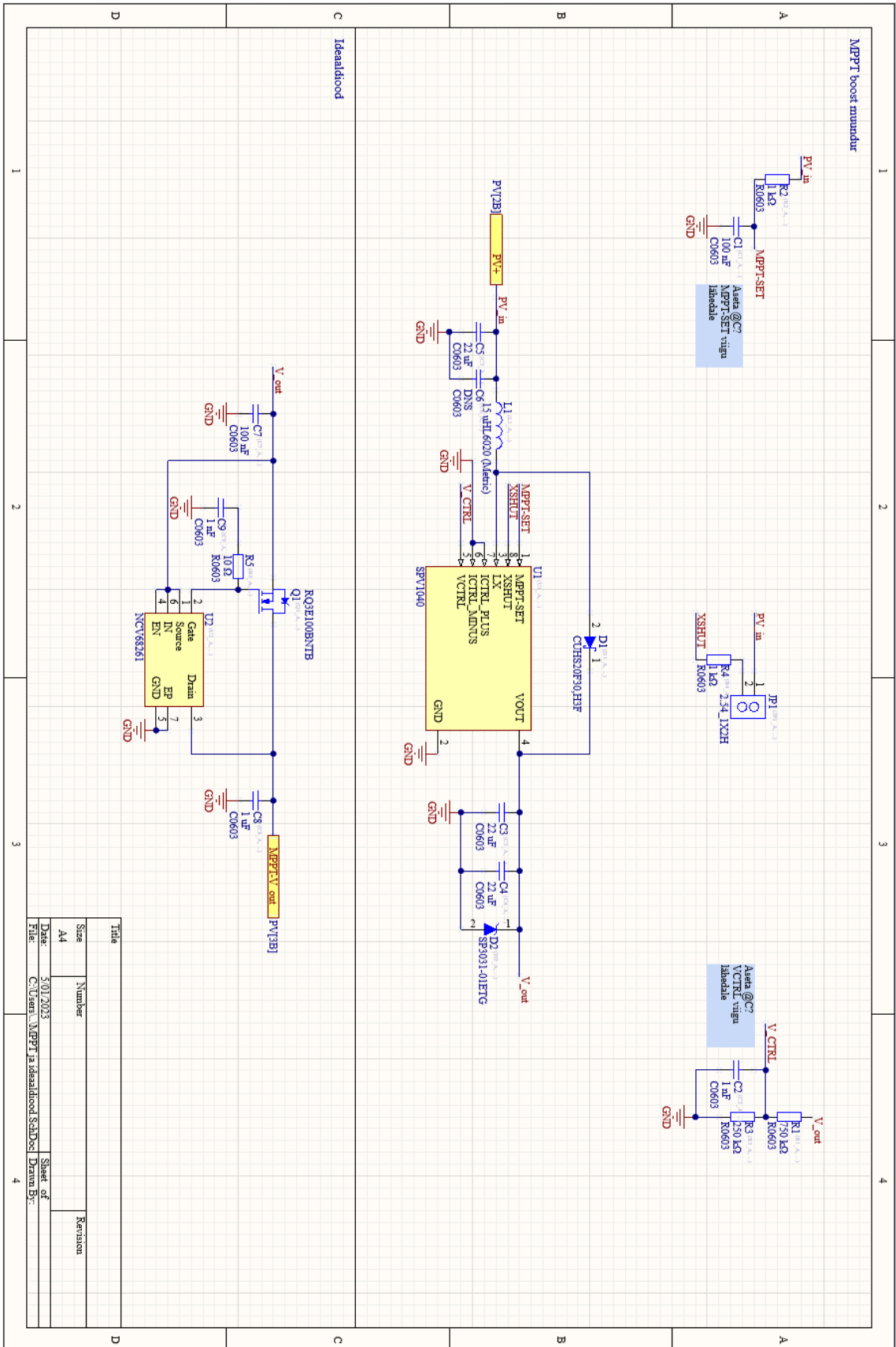




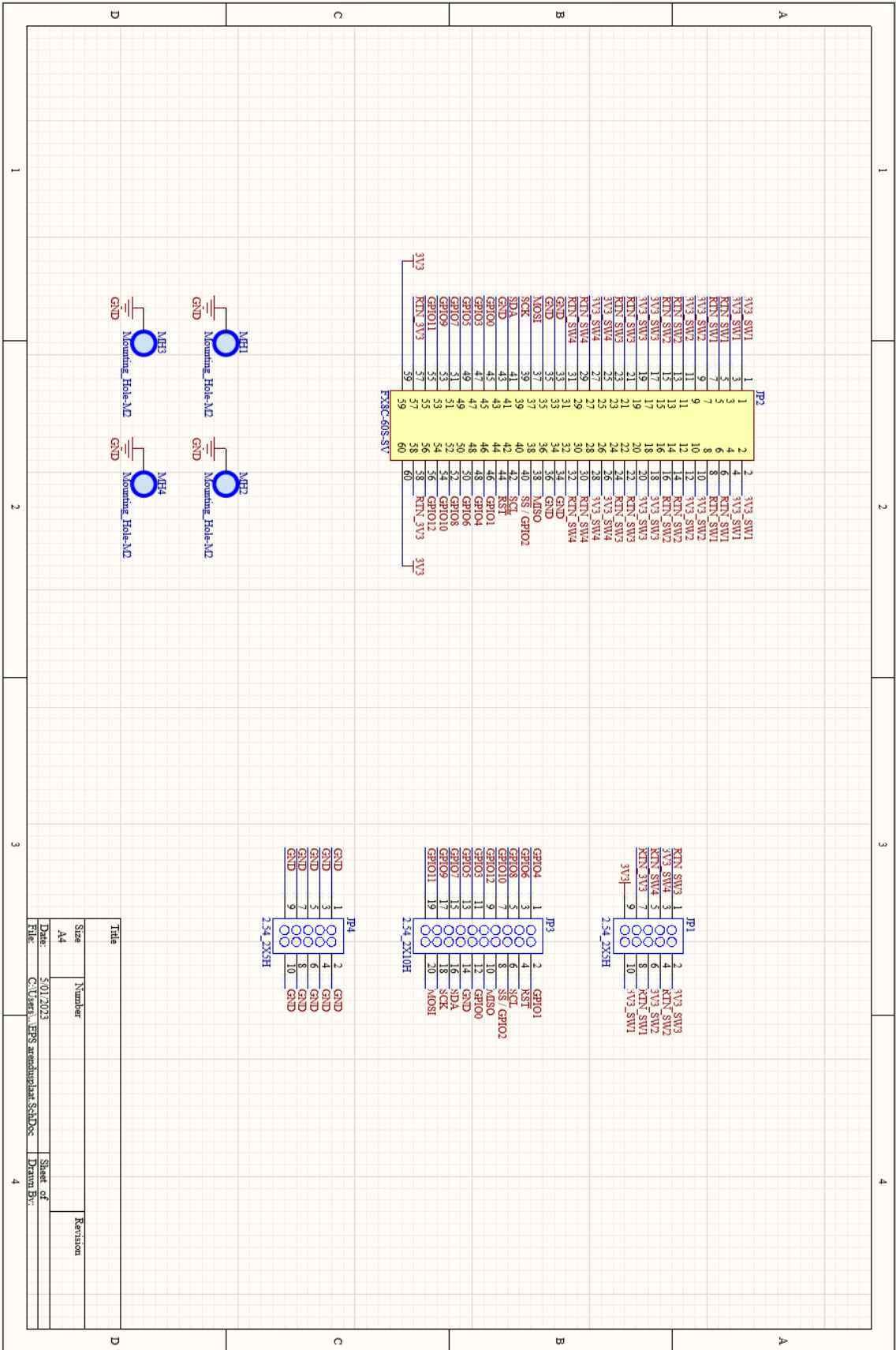
Title	Number	Revision
Muundamine	PQ_1.2-EPS-3	1.0
Size	A4	
Date:	5/11/2023	Sheet of 4 of 4
File:	C:\Users\Muundamine\SchDoc	Drawn By: Israel Nemele



# Lisa 4 Koostatud skeem külgpaneeli trükkplaadile.



# Lisa 5 Koostatud skeem arendusplaadi trükkplaadile.



## Lisa 6 MPPT muunduri komponentide arvutused.

```
%% SPV1040 komponentide arvutused

V_MP = 2.353; % [V], paneelide andmelehest

% C_in kondensatori arvutus
I_SC = 0.261 * 3; % [A] Liini pikkus on kuni 3 paneeli paralleelselt, I_SC on
paneeli andmelehest
I_MP = 0.251 * 3; % [A] Liini pikkus on kuni 3 paneeli paralleelselt, I_MP on
paneeli andmelehest
F_SW = 100 * 10^3; % [kHz] SPV1040 andmelehest; lülitussagedus
Ripple = 0.1; % pingepulsatsioon kuni x%
V_oc = 2.663; % [V] paneeli maksimaalne pinge. Paneeli andmelehest

V_IN_rp_max = V_oc*Ripple % [V] maksimaalne pingepulsatsioon
C_in_min = I_SC/(F_SW*V_IN_rp_max) % [F] Mahtuvus sisendis. Valem SPV1040
andmelehest

% MPP-SET viik viia PV+ ühenduse külge läbi 1 kOhm takisti. SPV1040 andmelehest
R3 = 1000; % [Ohm]

% C4 (MPP-SET silumise) kondensaatori arvutus
T_MPP = 1 * 10^(-3); % [s] MPPT lugemise periood. SPV1040 andmelehest
C4 = T_MPP * (1/R3) % [F], Maksimaalne suurus. Valem SPV1040 andmelehest.

% Induktori valik kolme erinevat meetodit
I_L_peak = 1.8; % [A], induktori maksimaalne vool. SPV1040 andmelehest

% Antakse ette maksimaalne pinge V_oc ning maksimaalse kasutatud vool I_MP
% ning saadakse vastuseks minimaalse induktori väärtus. Millegipärast
% maksimaalne vool on 2 A siin (2-I_MP)
L1 = 0.5 * (9*10^(-6)*V_oc)/(2-I_MP) % Valem andmelehest

% Antakse ette induktori suurus ja saadakse vastuseks maksimaalne resulteeruv
% vool
L_2 = 14*10^(-6)
L_2_peak = I_SC + (9*10^(-6)*V_oc)/(2*L_2)

% Antakse ette maksimaalne lubatud vool I_L_peak*0.9 ja kasutatav RMS
% vool I_SC ning saadakse vastuseks induktori suurus
syms L3;
L_3 = solve(I_L_peak*0.9 == I_SC + (9*10^(-6)*V_oc)/(2*L3), L3);
L_3 = round(vpa(L_3) * 10^(6), 3) % [uH] minimaalne induktor, et hoida
voolupulsatsiooni 10% alla maksimumi ehk 1.8 A.
% Valitakse induktori selle meetodi järgi, sest võimaldab juhtida kõige rohkem
% parameetreid.
I_L3_peak = I_L_peak*0.9
% Nende parameetrite alusel valiti induktor, arvestades, et kõrgus on max 2mm:
% - Esimene valik: PM4345.153NLT
% - Teine valik: LMLP0707M220DTAS

% Väljundi kondensaator
V_out = 5; % [V], Väljundpinge on 5 V
Ripple_out = 0.05; % Väljundi pingepulsatsioon on max 2%
V_out_rp_max = V_out * Ripple_out % [%], maksimaalne pingepulsatsioon väljundis
C_out_min = I_SC/(F_SW*V_out_rp_max) % [F], minimaalne mahtuvus väljundis
```

```

V_out_rp = I_MP/(C_out_min*F_SW) % Kontroll pingepulsatsiooni jaoks
nimitööpunktis

% Väljundpinge jälgimine R1 ja R2
I_R1R2 = 5 * 10^(-6); % [A], SPV1040 andmelehest, vool peab olema 2 ... 20 uA

R_total = V_out / I_R1R2;

syms R2;
R2 = solve((R_total-R2)/R2 == V_out/1.25 - 1,R2); % [Ohm], valem SPV1040
andmelehest
R1 = round(R_total - R2,5)
R2 = round(R2, 5)

P_VCTRL = (V_out)^2 / R_total; % R1 ja R2 takistite võimsuskadu

% Väljundpinge jälgimise kondensaator C2 arvutus
C2 = 10 * 1/F_SW * 1/((R2+R1)/10) * 1*10^(9) % [nF] C2 väärtus, valem SPV1040
andmelehest

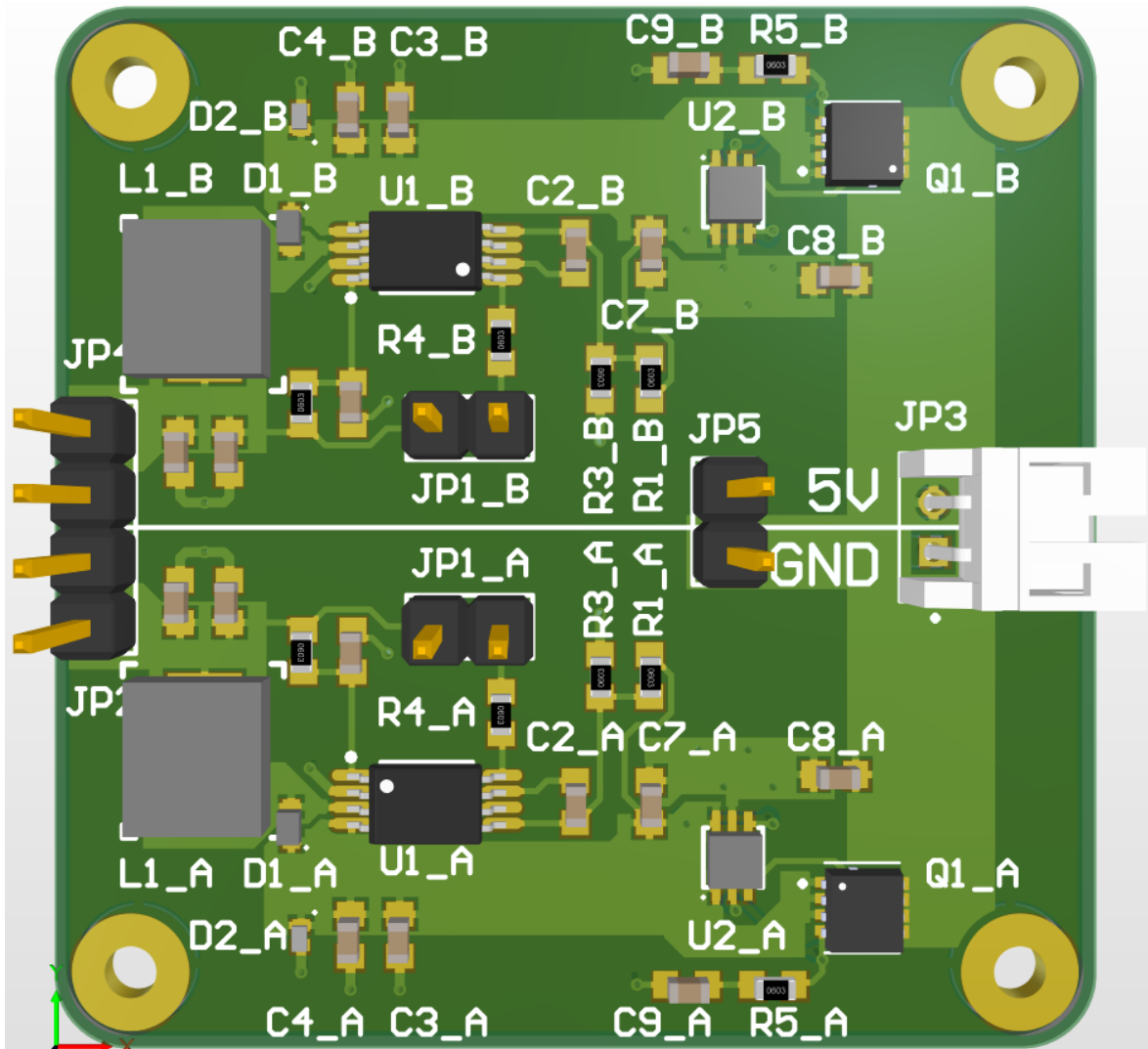
% Väljundvoolu jälgimise filter
% I_out_max = (3.3*0.95)/V_out;
% R_sense = 0.05/I_out_max; % [Ohm], valem SPV1040 andmelehest
% Seda ei kasutata, sest see seab lihtsalt maksimaalse voolu, kuid kuna
% järgmine element on akulaadija siis see piirab ka ise voolu.

% Väljundi D_out kaitsedioid
V_out_max = 10; % [V] Maksimaalne lubatud väljundpinge, tuleb akulaadija ning
ideaaldiodi maksimaalsetest pingetest
V_clamp = 5; % [V]
P_max_D = I_SC*V_clamp
% Diod, valitud kuna peab kannatama P_max_D: SMM4F5.0A-TR
% Sobiks, kuna on kasutatud ka näidiskenduses ning mulle sobivad ka need
% parameetrid
% Valiti aga SP3031-01ETG diodi, sest on odavam ning paremate
% parameetritega

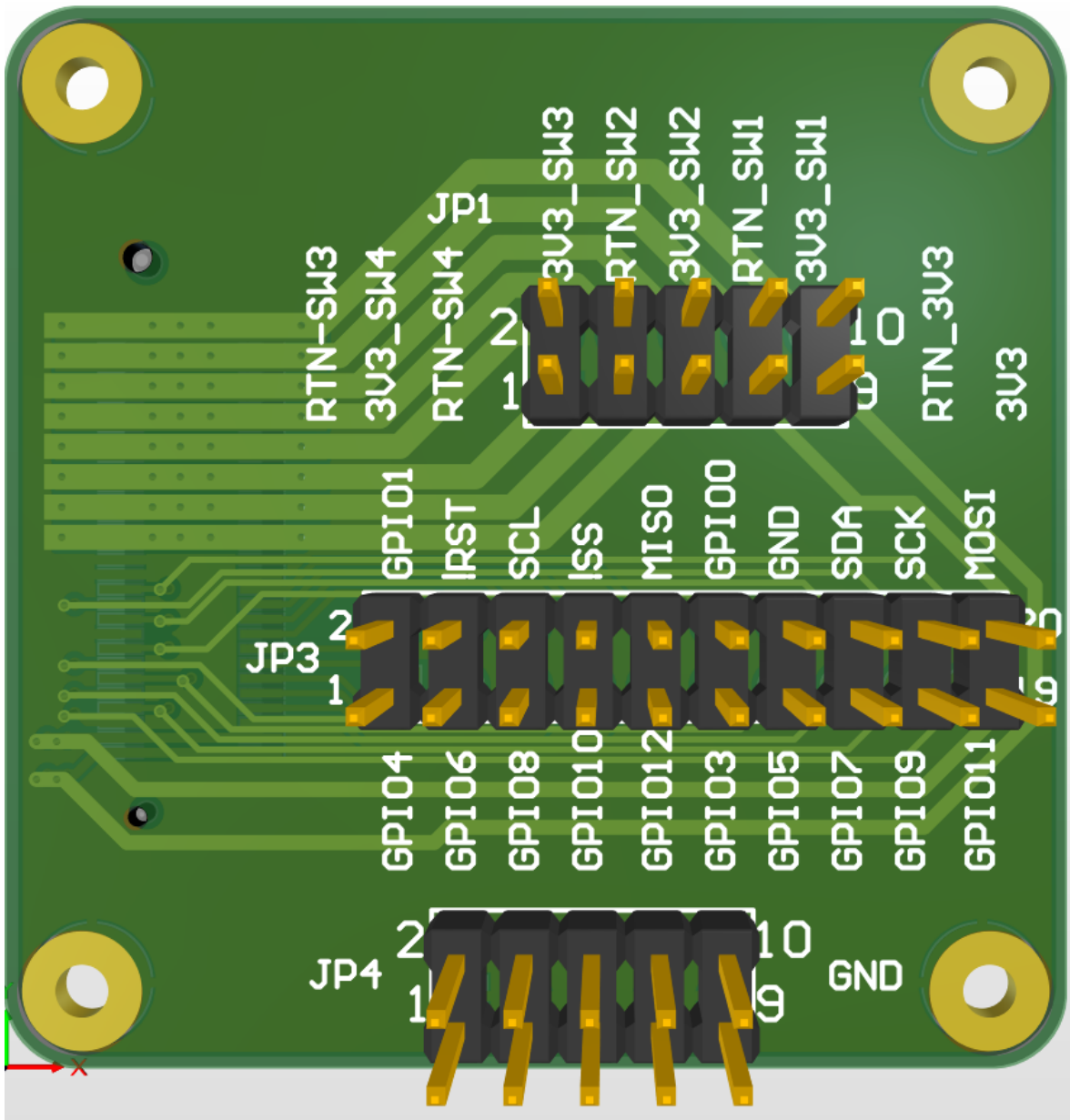
% Valikuline schottky
% CUHS20F30,H3F , sest V_F < 5.5 V - V_out ja I_F > I_L_max

```

## Lisa 7 Projekteeritud külgpaneeli trükkplaat.



**Lisa 8 Projekteeritud arendusplaadi trükkplaat.**



## Lisa 9 Hindamiseetodid hindamaks nõuetele vastavust.

Katse nimi	Meetod	Katse kirjeldus	Katse tulemus
T-EPS-01	Projekti alusel	SPV1040 maksimaalne sisendvõimsus on 3,3 W. Viie paneelise külje peal on rööbiti kaks SPV1040 mikroskeemi, mistõttu P_MAX = 6,6 W	Läbitud
T-EPS-02	Mudeli alusel	Arvutatud päikeseenergia genereerimise mudeli alusel, mille alusel genereeritakse 1,96 Wh orbiidi kohta	Läbitud
T-EPS-03	Projekti alusel	Projekteeritud ideaaldiodid kaitsevad päikesepaneele vastupidise pinge eest	Läbitud
T-EPS-04	Arvutus	Akude mahtuvus kokku on 6,12 Wh	Läbitud
T-EPS-05	Projekti alusel	Valitud akusid saab laadida temperatuurivahemikus 0 °C kuni 45 °C	Läbitud
T-EPS-06	Projekti alusel	Valitud akusid saab tühjendada temperatuurivahemikus -20 °C kuni 60 °C	Läbitud
T-EPS-07	Projekti alusel	Valitud akulaadija mikroskeem kaitseb akut üle- ja alatemperatuuride eest	Läbitud
T-EPS-08	Projekti alusel	Valitud akulaadija mikroskeem kaitseb akut ülevoolu eest	Läbitud
T-EPS-09	Projekti alusel	Valitud akulaadija mikroskeem kaitseb akut üle- ja alapinge eest	Läbitud
T-EPS-10	Projekti alusel	Valitud laetavuse jälgimise mikroskeem võimaldab jälgida aku laetavustaset	Läbitud
T-EPS-11	Katse	Rakendada koormus 3,3 V pingesiinile 1,5 A juures 1 min	Katse sooritamata
T-EPS-12	Katse	Rakendada koormus akupinge siinile 1,5 A juures 1 min	Katse sooritamata
T-EPS-13	Katse	Rakendada toitesüsteemile koormus 6 W 1 min	Katse sooritamata
T-EPS-14	Projekti alusel	Võimaldab lülitada nelja alamsüsteemi toidet ning akupinge siini	Läbitud
T-EPS-15	Projekti alusel	Projekti alusel suudab varustada ühe alamsüsteemi siini peal kuni 1 A pidevalt, rahuldades seejuures R-EPS-13	Läbitud
T-EPS-16	Projekti alusel	Suudab varustada ühe alamsüsteemi siini peal kuni 1,5 A hetkeliselt (kuni 1 sekund, millele järgneb 5 sekundit R-EPS-15 järgne vool), rahuldades seejuures R-EPS-13	Läbitud
T-EPS-17	Katse	Lühistada akupinge siin ning jälgida süsteemi käitumist	Katse sooritamata
T-EPS-18	Projekti alusel	Suudab varustada 1,17 Wh elektrienergiat orbiidi kohta, ehk 17,5 Wh 24 tunni kohta	Läbitud
T-EPS-19	Projekti alusel	On juhitav teistest alamsüsteemidest läbi I2C andmesiini ja/või digitaalsete signaalide	Läbitud
T-EPS-20	Projekti alusel	Väljastab summaarse siinide pinge hetkväärtuse	Läbitud
T-EPS-21	Projekti alusel	Väljastab summaarse siinide voolu hetkväärtuse	Läbitud

<b>Katse nimi</b>	<b>Meetod</b>	<b>Katse kirjeldus</b>	<b>Katse tulemus</b>
T-EPS-22	Projekti alusel	Valitud mikroskeemidel on võimalik seada veaolukordi, mille esinemisel kommunikeerivad neid OCB-le	Läbitud
T-EPS-23	Katse	Rakendada toitesüsteemile koormus, mis tagab voolu 1 A 3,3 V pingel ning mõõta sisend- ja väljundvõimsuse alusel kasutegur	Katse sooritamata
T-EPS-24	Katse	Kaaluda toitesüsteemi	Läbitud
T-EPS-25	Projekti alusel	Toitesüsteemi trükkplaadi kujutegur on vastavalt PocketQube PCB kujutegurile	Läbitud