

LUAS1-NANOSATELLIITIN EPS-INTEGRAATIO

LappiSat-hanke

Kesälahti Sirkku

Opinnäytetyö

Tieto- ja viestintäteknikka
Insinööri (AMK)

2023

Tieto- ja viestintäteknikka
Insinööri (AMK)

Tekijä	Sirkku Kesälahti	Vuosi	2023
Ohjaajat	Ari Karjalainen ja Anssi Ylinampa		
Toimeksiantaja	LappiSat-hanke		
Työn nimi	LUAS1-nanosatelliitin EPS-integraatio		
Sivumäärä	45		

Opinnäytetyön tarkoituksena oli tutkia LUAS1-nanosatelliittia ja suunnitella sille kehitysversiota. Haluttiin yksinkertaistaa nykyistä EPS-versiota integroimalla elektroniikkaa yhdelle piirilevyille, kun nykyisessä versiossa on useita piirilevyjä. Tarkoituksena oli myös tutkia nykyistä EPS-järjestelmää ja tehdä sitä silmällä pitäen kehittämissuunnitelma. Huomioitaisiin tarvittaessa myös elektronisten piirien vaihtotarve, sillä nykyisen järjestelmän virrankäsittelykyky on liian suuri. Toiseen piiriin vaihtamalla tilan tarvetta saataisiin vähennettyä.

Laskettiin energiabudjettia, joka määräytyy aurinkokennojen tehosta ja näin ollen vaikuttaa EPS-järjestelmän suorituskykyyn. Kehityssuunnitelmassa otettaisiin myös kantaa EPS-järjestelmän eri elektroniikkakokonaisuuksien kahdentamisesta eli redundanttisuudesta.

Opinnäytetyössä selitetään CubeSatin missioista ja mille kiertoradoille satelliitit yleensä lähetetään avaruudessa. Avataan nykyistä EPS-versiota ja kerrotaan tietoliikennesatelliitin toiminnasta ja sen perusjärjestelmistä sekä hyötykuormasta.

Työssä pohdittiin CubeSatin energiabudjettia ja miten energia saataisiin riittämään mission suorittamiseen kiertoradalla. Elektroniikan suunnittelussa ja määrittelyssä otettiin huomioon akkujen ja aurinkopaneelien soveltuvuus avaruusympäristöön. Työssä myös otettiin kantaa järjestelmien kahdentamiseen. Opinnäytetyön pohjana käytettiin jo olemassa olevaa LappiSat-projektissa tehtyä LUAS1-nanosatelliittia.

Avainsanat

akku, aurinkokenno, CubeSat, energiabudjetti, EPS, nanosatelliitti, redundanttisuus

Study Programme in Information
and communication technology
Bachelor of Engineering

Author	Sirkku Kesälahti	Year	2023
Supervisors	Ari Karjalainen and Anssi Ylinampa		
Commissioned by	LappiSat		
Title	EPS integration of LUAS1 nanosatellite		
Number of pages	45		

The purpose of the thesis was to study the LUAS1 nanosatellite and design a development version for it. The aim was to simplify the current EPS version by integrating the electronics on one circuit board while the current version has several circuit boards. The purpose was also to study the current EPS system and make a development plan with that in mind. If necessary, the need to replace electronic circuits would also be considered, as the current system's power handling capacity is too large. By switching to the other circuit, the need for space could be reduced.

An energy budget was calculated, which was determined by the power of the solar cells and thus affects the performance of the EPS system. The development plan would also take a position on the duplication of the different electronic components of the EPS system, i.e., redundancy. The suitability of batteries and solar panels for the space environment was considered in the planning and specification of the electronics.

The thesis explains CubeSat's missions and which orbits satellites are usually sent to space. The current EPS version and the operation of the communication satellite and its basic systems and payload are explained. The thesis focuses on CubeSat's energy budget and how to get enough energy to complete the mission in orbit. The duplication of systems is also discussed. The already existing LUAS1 nanosatellite made in the LappiSat project was used as the basis of the thesis.

Keywords battery, CubeSat, energy budget, EPS, nanosatellite, redundancy, solar cell

SISÄLLYS

1	JOHDANTO	8
2	MISSIO	9
2.1	CubeSat.....	9
2.2	Kiertoradat	10
2.3	CubeSat-missioiden ylenkatsaus.....	12
2.3.1	Maan kartoitus.....	12
2.3.2	Tiede- ja viestintämissiot	13
3	TIETOLIIKENNESATELLIITTI	14
3.1	Tietoliikennesatelliitin perusteet	14
3.2	Perusjärjestelmät	14
3.2.1	Asennonhallinta.....	15
3.2.2	Ajotietokoneen toiminta	17
3.2.3	Muisti.....	18
3.2.4	Proessorit ja tiedonsiirtorajapinnat.....	18
3.2.5	Energianhallintajärjestelmä	19
3.2.6	Hyötykuorma	22
3.2.7	Tietoliikenne	22
4	LUAS1-OSAJÄRJESTELMÄT	24
4.1	Aurinkopaneeli	24
4.2	Akut.....	24
4.3	Ajotietokone	25
4.4	Energianhallinta	25
4.4.1	Virranmittauksen hyödyt.....	26
4.4.2	Latausnopeuden hyödyt ja haitat	26
4.4.3	NTC:n ominaisuudet virranhallissa.....	27
5	ENERGIABUDJETTI	28
5.1	Mission kuvaus	28
5.2	Energiantuotto ja varastointi	29
5.3	Energiankulutus	29
5.4	Energiatase mission aikana	30
6	ELEKTRONIIKAN MÄÄRITTELY JA SUUNNITTELU	32

6.1	Satelliittien elektroniikan suunnittelun periaatteita	32
6.2	Akkujen soveltuvuus avaruusympäristöön	32
6.2.1	Säteily	33
6.2.2	Tärinä	33
6.2.3	Lämpötila.....	34
6.2.4	Tyhjiö.....	34
6.3	Aurinkopaneelin soveltuvuus avaruusympäristöön	35
6.4	Järjestelmien kahdentaminen	37
6.4.1	Aurinkokennon tehon maksimointi.....	37
6.4.2	Ehdotettu redundanttinen tehostus-muunnin.....	38
6.4.3	Ehdotettu redundanttinen kuormapuolen muunnin.....	40
7	POHDINTA.....	41
	LÄHTEET.....	42

ALKUSANAT

Suuret kiitokset molemmille ohjaajilleni. Kiitokset Arille, joka neuvoi työn teossa ja antoi ohjeita sekä auttoi oikeaan suuntaan aina vaikeissa paikoissa. Kiitokset myös Anssille korjausehdotuksista työn tekstin kanssa.

Kiitokset myös opettajille ja luokkakavereille!

KÄYTETYT LYHENTEET

ADCS	Attitude Determination and Control System, asennon määritys- ja ohjausjärjestelmä
COTS	Commercial-off-the-shelf, kaupallisia standardituotteita
CUBESAT	10 x 10 x 10 senttimetrinen nanosatelliitti
EPS	Electric Power System, sähkövoimajärjestelmä
GEO	Geostationary Earth Orbit, geostaattinen maan kiertorata
HEO	High Earth Orbit, korkea maan kiertorata
IC	Integrated Circuit, integroitu virtapiiri
LEO	Low Earth Orbit, matala maan kiertorata
MEO	Middle Earth Orbit, keskimaan kiertorata
MPP	Maximum Power Point, maksimitehopiste
MPPT	Maximum Power Point Tracking, maksimitehopisteen seuranta
NTC	Negative Temperature Coefficient, negatiivinen lämpötilakerroin
OBC	On-Board-Computer, ajotietokone

1 JOHDANTO

Opinnäytetyön toimeksiantajana toimii LappiSat-satelliittikeskuksen nanosatelliittihanke. Opinnäytetyön pohjana käytetään Lapin AKM:n LappiSat-satelliittiprojektissa tehtyä LUAS1-nanosatelliittia eli niin kutsuttua CubeSatia. LappiSat-satelliittiprojektin tavoitteena on ollut antaa opiskelijoille parempaa ymmärrystä CubeSat-teknologiasta. LUAS1-prototyypin ympärille voidaan näin rakentaa erikois- töitä sekä opinnäytetöitä.

Opinnäytetyössä käydään läpi EPS, joka on nanosatelliitin sähköntuotantoon sekä regulointiin liittyvä järjestelmä. EPS koostuu aurinkokennosta, akkujen latausjärjestelmästä sekä jännitteiden reguloinnista ja hallinnasta. Tässä opinnäytetyössä on tarkoituksena yksinkertaistaa nykyistä EPS-versiota integroimalla elektroniikkaa yhdelle piirilevyille, kun nykyisessä versiossa on useita piirilevyjä.

Työssä on myös tarkoituksena tutkia nykyistä EPS-järjestelmää ja tehdä sitä varten kehittämissuunnitelma. Kehittämissuunnitelmassa huomioidaan mahdollisesti uusien elektronisten piirien vaihtotarve. On havaittu, että nykyisen järjestelmän virrankäsittelykyky on liian suuri. Tilantarve pienenisi vaihtamalla toiseen piiriin. EPS-järjestelmän suorituskyky riippuu aurinkokennon suorituskyvystä, joka näin ollen määrää energiabudjetin. Suunnitelmassa otetaan huomioon myös redundanttisuus eli EPS-elektroniikan eri kokonaisuuksien kahdentaminen.

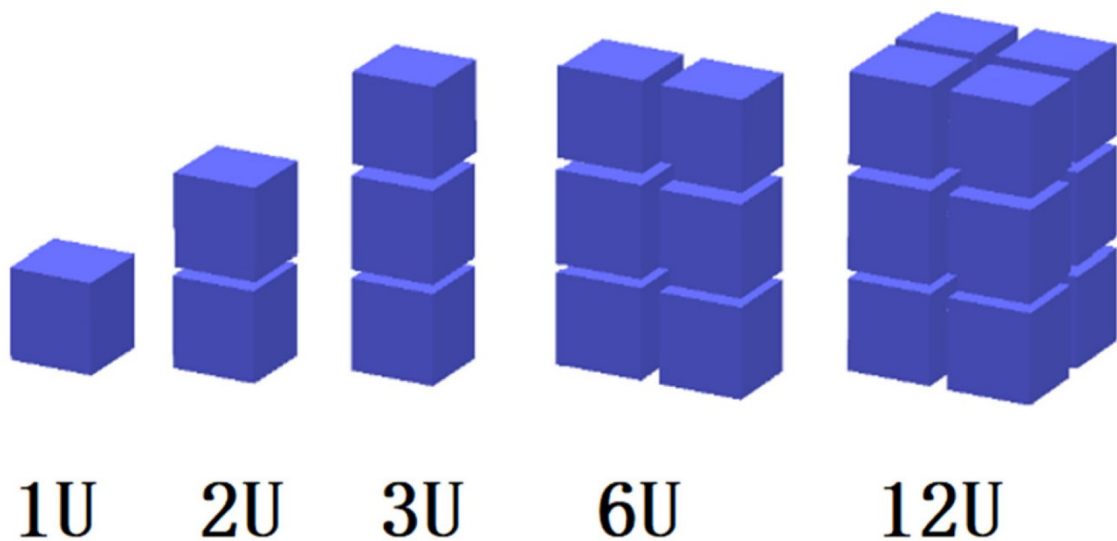
Työn lopputuloksena tulisi syntyä EPS-järjestelmän seuraava kehitysversio, jota voitaisiin käyttää LUAS1 edelleen kehittämisessä. Tavoitteena ei ole tehdä toimivaa avaruuteen lähetettävää nanosatelliittia, vaan ennemminkin lisätä ymmärrystä CubeSat-teknologiasta ja sen mahdollisuuksista.

2 MISSIO

2.1 CubeSat

CubeSatit ovat nopeasti kehittyviä ja yleistyviä avaruusteollisuudessa. Ne ovat nanosatelliitteihin kuuluvia, yleensä pieniä noin 1–10 kilogramman satelliitteja. (Knap, Beczkowski, Verstergaard & Stroe 2022, 4658.)

CubeSat-satelliittin perusyksiköksi on määritelty 1U-kuutio, jonka mitat ovat edellä mainitut $10 \times 10 \times 10$ senttimetriä. Tämän yksikön perusteella CubeSat-satelliitti vaihtelee kooltaan 1U:sta 16U:een. Esimerkiksi 2U CubeSat olisi painoltaan 2,66 kilogrammaa ja mitoiltaan $10 \times 10 \times 20$ senttimetriä. Kuutioiden sivuja hyödyntämällä CubeSatin pinta koostuu kahdeksasta runkoon asennetusta aurinkokennosta tai tehokkaista aurinkopaneelisiivistä. (Edpuganti, Khadkikar, El Moursi, Zeineldin, Al-Sayari & Al Hosani 2022, 3161.) Kuviossa 1 nähdään erikoisia CubeSateja.



Kuvio 1. Eri CubeSat-standardit (Liu ym. 2022)

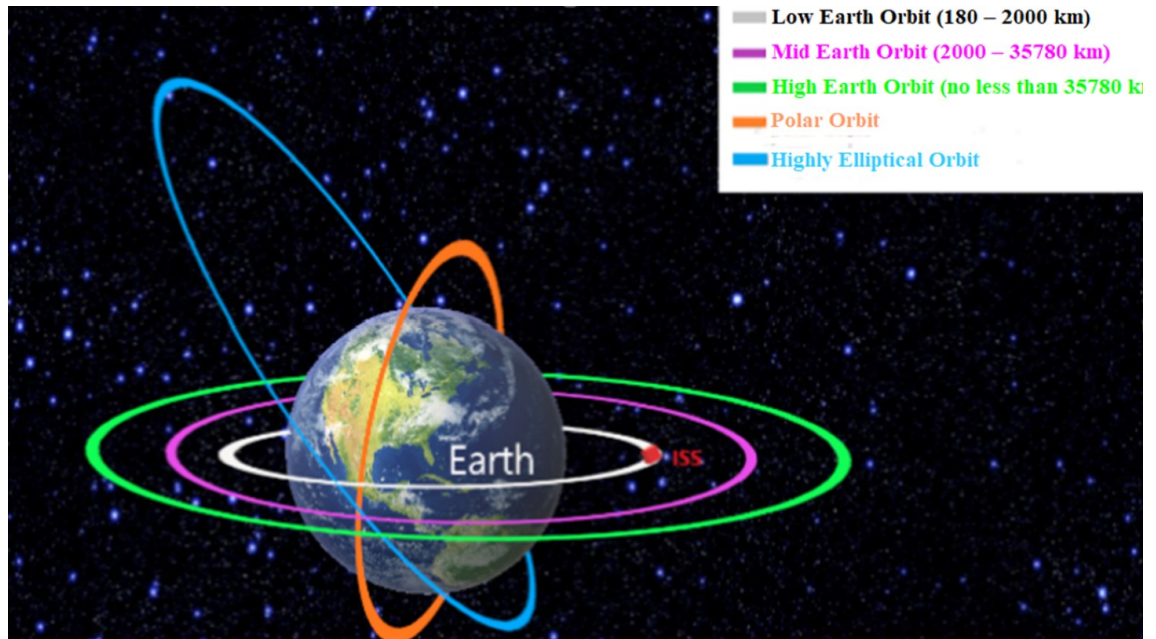
Satelliitin hyötykuorma eli laitteisto, joka liittyy suoraan mission tavoitteisiin ja päämäärään, vaihtelee tarkoituksen mukaan ja siten myös kulutus ja teho vaihtelevat. Yhtä satelliittia ei siis voida käyttää kattamaan kaikkia CubeSat-missioita, vaan satelliitti räätälöidään varta vasten missiota varten. (Knap ym. 2022, 4658.) Toisin kuin suuret satelliitit, jotka ovat kalliita, pitkäkestoisia ja luotu suorittamaan

missionsa mahdollisimman pienellä epäonnistumisen mahdollisuudella, CubeSatit seuraavat tarpeeksi hyvä tätä missiotyyppiä varten periaatetta. (Perea-Tamayo, Fuchs, Ergetu & BingXuan 2018.) Tällä hetkellä useimmat CubeSat-satelliitit, erityisesti ei-tieteellisiä tehtäviä suorittavat, lähetetään LEO-kiertoradalle. (Knap ym. 2022, 4658.)

2.2 Kiertoradat

LEO on kiertorata, jonka korkeus maan keskipisteestä on 2000 kilometriä tai vähemmän ja jonka kierros kestää noin 90 minuuttia. Kiertoradalla ollessaan CubeSat kulkee sekä auringonvalossa että varjossa. Tyypillisellä LEO CubeSatilla pimeyden kesto on noin kolmannes kierroksesta. Pimeyden kesto tulee ottaa huomioon varsinkin EPS:n suunnittelua ajatellen. (Edpuganti, Khadkikar, El Moursi, Zeineldin, Al-Sayari & Al Hosani 2022, 3161.)

MEO-kiertorataa on käytetty perinteisesti GPS- ja muihin navigointisovelluksiin. Nämä satelliitit sijaitsevat vähintään 2000 kilometrin korkeudella. HEO-satelliitit ovat aina vähintään 35 780 kilometrin korkeudella. Polar Orbit tai Naparadalla olevat satelliitit kulkevat yleensä Maan ohi pohjoisesta etelään eivätkä lännestä itään ja kulkevat suunnilleen Maan napojen yli. HEO-satelliitit tarjoavat tietoliikenneviestintää korkeilla leveysasteilla, ja ne voivat korvata GEO-satelliittien peittämän kuolleeseen kulman puutteen. (Liu, Zou & Wang 2016, 483.) Kuviossa 2 nähdään nämä kiertoradat.



Kuvio 2. Geosentristen kiertoratojen korkeusluokitukset (Liu ym. 2022)

CubeSat-missioiden kestot vaihtelevat kiertoradalla, mutta niiden oletetaan kestävän vähintään 180 päivää. Mission päätyttyä CubeSat putoaa ilmakehään ja palaa tuhkaksi, eikä näin ollen jätä ollenkaan avaruusromua jälkeensä. (National Aeronautics and Space Administration 2012.)

CubeSatin tietoliikennemission voidaan siis olettaa kestävän noin puoli vuotta ja noin 1757 kierrosta. Tänä aikana satelliitti kuluttaa ja tuottaa sähköä. Jotta satelliitti ei lakkaisi toimimasta kesken mission halutaan, että virrantuotto olisi suurempi kuin virrankulutus. Luvussa energiankulutus on laskettu energiabudjetti eli kuinka paljon satelliitti tuottaa ja kuluttaa sähköä.

CubeSat sisältää osajärjestelmän, jota tarvitaan kaikkien muiden osajärjestelmien käynnistämiseen. Tämä osajärjestelmä on OBC eli sisäinen tietokone, joka suorittaa tiedonkeruun ja -käsittelyn. Lisäksi OBC ohjaa kaikkia muita CubeSat-toimintoja ja viestintäosajärjestelmiä, jotka muodostavat missioon liittyvät yhteydet maa-asemalle ja/tai muiden CubeSatien kanssa, jotka voivat olla osana missiota. (V. C. K. de Souza, Bouslimani, Ghribi & Boutot 2023, 199.)

LEO-kiertoradalle saapuessaan LUAS1 voi alkaa heti asemansa mukaan joko lataamaan akkujaan. Ollessaan maan varjossa satelliitti joutuu käyttämään akkuja virtalähteenä. Satelliitti voi alkaa lähettää dataa maa-asemalle uplinkin

kautta ja maa-asema voi vastaanottaa dataa downlinkillä. (Popescu 2017, 12621.)

2.3 CubeSat-missioiden ylenkatsaus

Cubesat-satelliiteilla voidaan suorittaa erilaisia missioita. Kuten aiemmassa luvussa 2.1 mainittiin, suurin osa niistä on rajoitettu LEO-kiertoradalle. Mission tavoitteet vaihtelevat mission tyypin mukaan. Näin ollen laitteisto, joka liittyy suoraan satelliitin mission tavoitteisiin eli hyötykuormaan myös vaihtelee tarpeen mukaan. Satelliitin tehoprofiili ja kulutus myös riippuvat mission tyypistä. CubeSat-satelliiteista on tullut suosittuja eritoten pienen kokonsa ja edullisuutensa takia. Niillä voidaan suorittaa monia tieteellisiä kokeita eritoten koulutustarkoituksiin liittyen. (Saeed, ym. 2020, 1839.)

Itse asiassa yli tuhat erilaista CubeSat-missiota on lanseerattu viimeisten 20 vuoden aikana. Nämä tehtävät ovat jakautuneet neljään laajaan alaan: viestintään, maan havainnointiin/kaukokartoitukseen, tieteeseen ja tilan jakamiseen. (Saeed, ym. 2020, 1839.)

2.3.1 Maan kartoitus

Maan havainnoinnissa ja etäkartoituksessa käytetään erilaisia kuvantamistekniikoita, sään seuranta ja ympäristönseuranta, mukaan lukien eri luonnonkatastrofit. Esimerkkejä löytyy FACSAT 1:stä, jossa kameraa käytetään kaupunkikehitykseen, luonnonkatastrofien, kuten tulipalojen tai laittoman maankäytön havaitsemiseen. (Knap ym. 2022, 4658.)

Raincubella varustettuja sadeprofilointilaitteita käytetään sääseurantaan. Lisäksi satelliitin kameralla suoritettavaa laivojen- ja lentokoneiden seuranta voidaan pitää kaukokartoituksena. Historiallisesti lähes 50 prosenttia nano-/mikrosatelliiteista on omistettu maan havainnointiin/etähavainnointiin. (Knap ym. 2022, 4658.)

2.3.2 Tiede- ja viestintämissiot

Tiedemissioita on olemassa monia erilaisia ja niitä suoritetaan sekä syvällä avaruudessa että maan kiertoradalla. Tiedemissioilla keskitytään muun muassa maan ja avaruusympäristön tutkimiseen ja mittauksiin, kuten myös taivaankappaleiden tutkimiseen. (Knap ym. 2022, 4658.)

Viestintätehtävillä tarkoitetaan erilaisia tietoliikennetehtäviä. Tuttuja konsepteja ovat televisio, radio ja internet sekä nykyaikaisemmat keksinnöt, kuten Internet of Things (IoT) ja machine to machine (M2M) datan vaihto. Tietoliikennesatelliitti välittää radiolinkillä tietoa avaruudesta maa-aseamalla. (Knap ym. 2022, 4658.)

Monet tietoliikennesatelliitit ovat geostationaarisella kiertoradalla 35 900 kilometrissä päiväntasaajan yläpuolella. Tämän takia satelliitti näyttää olevan paikallaan samassa taivaan pisteessä; siksi maa-asemien satelliittiantennit voidaan osoittaa pysyvästi yhteen paikkaan, eikä niiden tarvitse liikkua satelliitin jäljittämiseksi. Toiset muodostavat satelliittikonstellatioita LEO-kiertoradalla. Maassa olevien antennien on seurattava satelliittien sijaintia ja vaihdettava satelliittien välillä usein. (Knap ym. 2022, 4658.)

Tietoliikennedyhteyksissä käytetyt suurtaajuiset radioaallot kulkevat näkölinjan kautta, joten kaartuva maapallo on radioaaltojen tiellä. Tietoviestintäsatelliittien tarkoitus on välittää signaali maan käyrän ympäri, mikä mahdollistaa viestinnän erillään olevien maantieteellisten pisteiden välillä. (Knap ym. 2022, 4658.) Tässä opinnäytetyössä on ollut tarkoitus rakentaa tietoliikennesatelliitti, jolla voidaan lähettää CubeSat-satelliitista dataa maa-asemalle.

3 TIETOLIIKENNESATELLIITTI

3.1 Tietoliikennesatelliitin perusteet

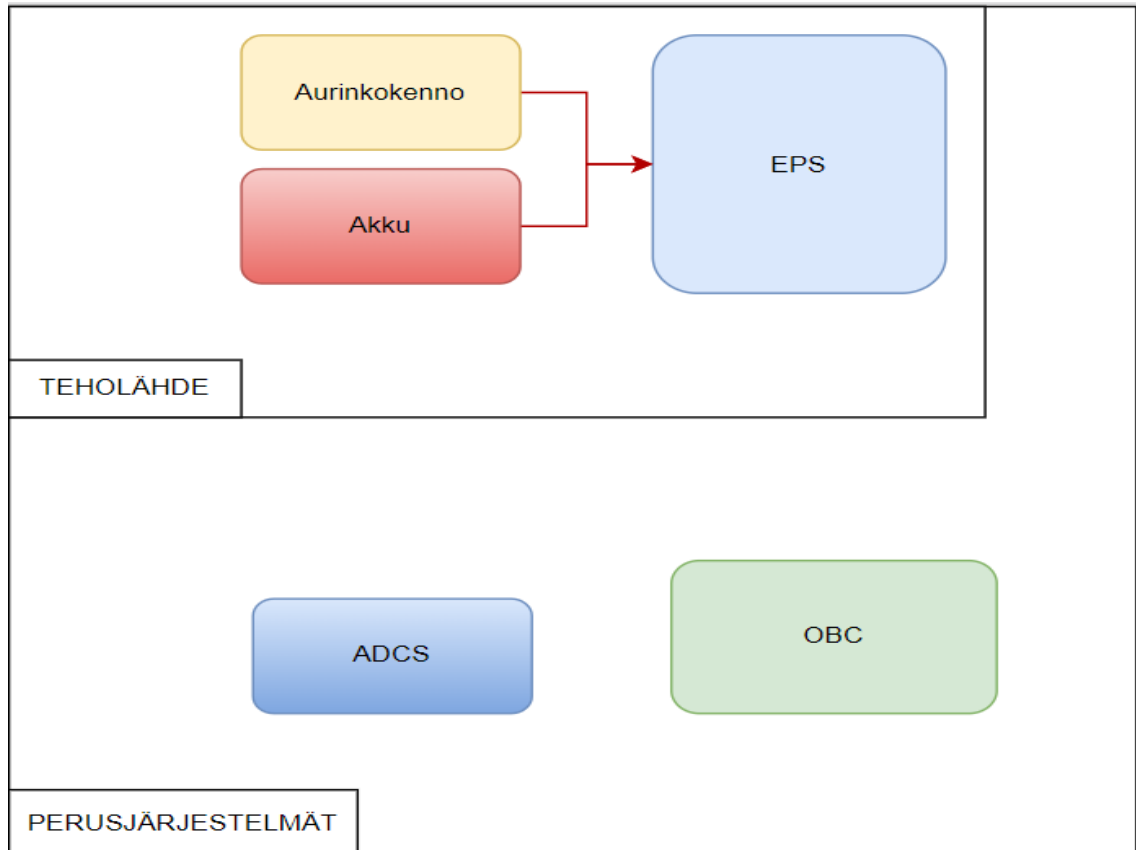
Tietoliikennesatelliitin tehtävänä on välittää satelliitista tulevaa tietoliikennettä radiolinkin kautta maa-asemalle. Tietoliikennesatelliiteilla on useita etuja muihin satelliitteihin verrattuna, kuten pitkä viestintäetäisyys, suuri viestintäkapasiteetti ja hyvä liikkuvuus. (Knap ym. 2022, 4658.)

Tietoliikennesatelliitit käyttävät laajaa valikoimaa radio- ja mikroaaltotaajuuksia. Signaalihäiriöiden välttämiseksi kansainvälisillä järjestöillä on määräyksiä, joita varten tietyt organisaatiot voivat käyttää taajuusalueita tai "kaistoja". Tämä kaistojen jako minimoi signaalihäiriöiden riskiä. (Knap ym. 2022, 4658.) Tietoliikennesatelliitit rakentuvat useista perusjärjestelmistä sekä osajärjestelmistä. Seuraavassa luvussa käydään perusjärjestelmät läpi.

3.2 Perusjärjestelmät

LUAS1-CubeSatissa perusjärjestelmät ovat EPS, johon sisältyvät aurinkokenno ja akku sekä OBC ja ADCS. EPS-järjestelmä on vastuussa aurinkoenergian muuttamisesta riittäväksi tehoksi muille alijärjestelmille. (Hussein, Massoud & Khattab 2022, 55396.)

ADCS toimii satelliitin asennon määritys- ja valvontasysteeminä. OBC eli ajotietokone jakaa käskyt ja valvoo CubeSatin toimintoja. (Hussein, Massoud & Khattab 2022, 55396.) Kuvio 3 näyttää kuvauksen näistä järjestelmistä.

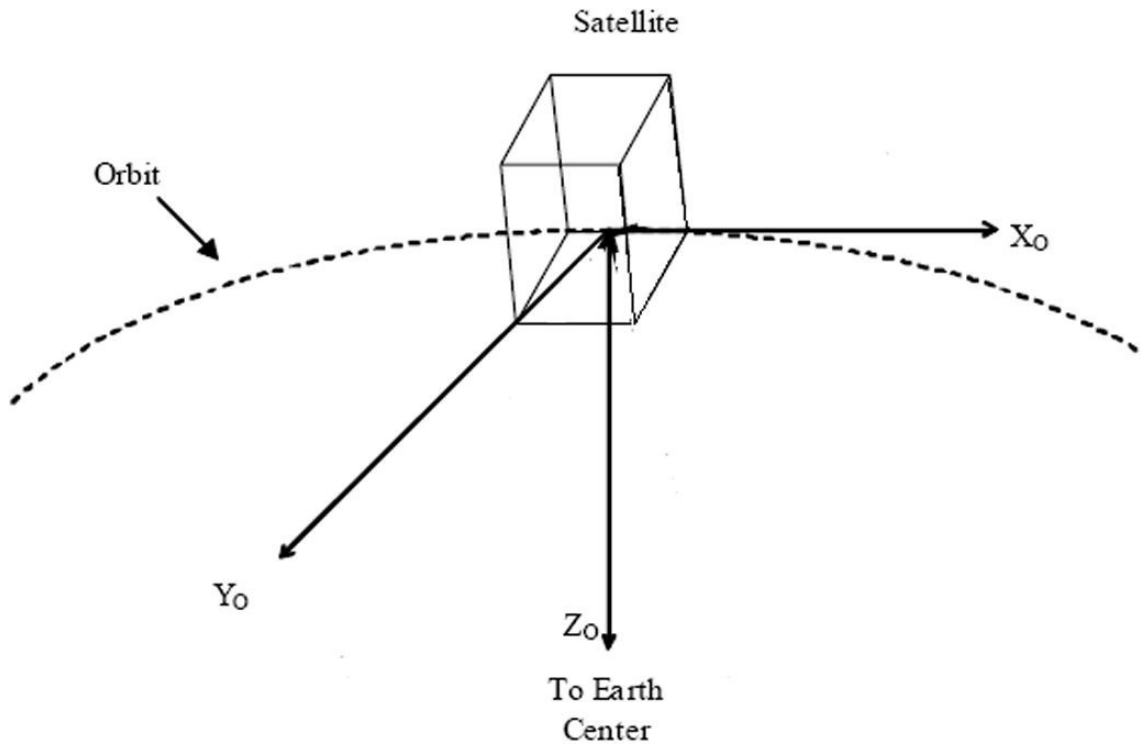


Kuvio 3. LUAS1 CubeSatin perusjärjestelmät

3.2.1 Asennonhallinta

CubeSateissa ADCS on vastuussa satelliitin suunnanohjaamisesta. Halutussa asennossa aurinkopaneelit olisivat aina aurinkoa kohti. Satelliitin suuntauksen tallentamiseen käytetään erilaisia gyroskooppeja ja antureita. Jotta saataisiin tarvittavaa vääntömomenttia satelliitin asennon korjaamiseksi, voidaan esimerkiksi käyttää magneettikeloja ja reaktiopyöriä. (Liu ym. 2022.)

ADCS-ohjaus voi vaihdella magneettisesta ohjauksesta, joka käyttää vähän tai ei ollenkaan tehoa, suuritehoisiin menetelmiin, kuten gyroskooppiseen ohjaukseen. (Liu ym. 2022.) ADCS valinta riippuu mission toiminnallisuusvaatimuksista, ja ADCS:n hyötykuormavaihtoehtoista. Nämä puolestaan perustuvat vaatimuksiin kuten esimerkiksi, suuntaavuus ja antennien sijainti. (Arnold, Nuzzaci & Gordon-Ross 2012, 2.) Kuviossa 4 nähdään satelliitti kiertoradalla ja miten se ohjautuu.



Kuvio 4. Satelliitti kiertoradalla (Mounir Yassin, El Mahallawy & El-Sharkawi 2017)

Yleensä käytetään kahta eri korjausmenetelmää: pyörimisstabilointia ja kolmiakselista stabilointia. Pyörimisstabilointi onnistuu vain, jos yksi satelliitin akseleista on kiinnitetty tiettyyn suuntaan ja tästä syystä satelliitin runko kääntyy vastavasti. Tässä menetelmässä satelliitin runkoon kohdistetaan ensin voima akselin ympäri. Satelliitti jatkaa pyörimistä itsestään avaruudessa vallitsevan hitausmomentin takia. (Liu ym. 2022.)

Kolmeakselisen stabiloinnin avulla taas satelliitti voidaan stabilisoida ja suunnata uudelleen kolmella eri ortogonaalisella akselilla sen sijaan, että se pyörisi yhden akselin ympäri. Tämä pitäisi satelliitin kiinteässä asentosuhteessa maahan. (Liu ym. 2022.)

CubeSateissa käytetään yleensä piiska-antennia, joka on yksielementtinen monopoli-antenni. Antennin pituus voi joskus ylittää CubeSatin mitat, jolloin se on taitettava tai rullattava satelliitin runkoon ja asetettava se siten, että antenni tulee toiminnalliseen kokoonsa vasta laukaisun jälkeen. (Liu ym. 2022.)

3.2.2 Ajotietokoneen toiminta

OBC eli ajotietokonetta voidaan kutsua CubeSatin aivoiksi, sillä se isännöi operaation ohjelmistoa ja valvoo kaikkia CubeSatin toimintoja, käskyjen lähettämistä eri moduuleille, CubeSatin tietojen vastaanottoa ja tallennusta kuin myös näiden tietojen lähettämisestä maa-asemalle. OBC rakentuu mikro-ohjaimesta, joka sisältää mikroprosessorin, muistin ja oheislaitteet. OBC:ssa on yhteyden muodostavat tietoliikenneväylät, jotka ottavat yhteyttä eri moduuleille. (V. C. K. de Souza, Bouslimani, Ghribi & Boutot 2023, 199.)

OBC:n tärkein rooli on varmistaa koko satelliittijärjestelmän toimivuus ja luotettavuus. Näihin tehtäviin kuuluu tiedonsiirto osajärjestelmien välillä, datan käsittely mission tavoitteiden mukaisesti sekä myös helpottaa satelliitin lentokykyä. Satelliitti on hyvin riippuvainen OBC:n toimivuudesta, sillä se on myös vastuussa tietoliikennetoiminnasta, telemetriatietojen hallinnasta, satelliitin ajan synkronoinnista sekä vikojen tunnistamisesta, eristämisestä ja palautumisesta ongelmatilanteissa. (V. C. K. de Souza, ym. 2023, 200.) Kuviossa 5 näkyy esimerkki ajo-tietokoneesta.



Kuvio 5. Kaupallinen ajotietokone (ISISPACE 2023)

OBC:n tärkeimpiin pääkomponentteihin kuuluu muisti, prosessori, viestintäraja-pinnat sekä virheenkorjaus ja palvelurajapinnat. Mikro-ohjaimen on kyettävä kommunikoimaan muiden osajärjestelmien kanssa käyttäen toteutettuja tietoväyliä sekä hallita sähköjakelua lähettämällä komentoja EPS:lle, joka arvioi akun lataustasoa antureiden avulla. Tämän lisäksi OBC sisältää omat anturit nopeiden päätösten tekemiseksi. (V. C. K. de Souza ym. 2023, 200–201.)

3.2.3 Muisti

OBC on varustettu monella erityyppisellä muistilla eri tilanteitten takia. Ensinnäkin käynnistysmuisti on haihtumaton ROM, joka sisältää sisäisen ohjelmiston käynnistyslataimen ja jatkuu jopa OBC:n kovan uudelleenkäynnistyksen (Hard reset) jälkeen virran nollauksen kautta. (V. C. K. de Souza ym. 2023, 200.)

Toinen muisti on RAM (Random Access Memory) ja sitä käytetään sisäiseen ohjelmiston ajonaikaiseen tallentamiseen, tämä koskee käyttöjärjestelmää sekä ohjausohjelmistoa. Käynnistyslatain (Boot loader) kopioi käyttöjärjestelmän sekä kaikki muuttujat ja parametrit EEPROM-muistista RAM-muistiin ja käynnistää sitten OBC:n. (V. C. K. de Souza ym. 2023, 200.)

Kolmatta muistia kutsutaan suojamuistiksi, sillä sitä käytetään käyttöjärjestelmän parametrien tallentamiseen konfigurointitietojen avulla. Laitteessa oleva ohjelmisto sisältää muistialueen, josta voidaan löytää uusimmat satelliitin status- ja kuntotiedot vian sattuessa. (V. C. K. de Souza ym. 2023, 200.)

Neljäs ja viimeinen muisti on olemassa hyötykuormaa ja taloudenpitodataa varten. Sitä käytetään satelliitin telemetria tietojen keräämiseen sekä hyötykuorman tarkan päivämäärän hankkimiseen lennon aikana ilman maakosketusta. Tämä muisti on mahdollista toteuttaa OBC:n sisällä SD kortin avulla tai erillisenä massamuistina nanosatelliitissa. (V. C. K. de Souza ym. 2023, 200.)

3.2.4 Prosessorit ja tiedonsiirtorajapinnat

OBC:n arkkitehtuuri perustuu ensisijaisesti Reduced Instruction Set Computer (RISC) -siru arkkitehtuuriin. RISC-järjestelmillä on tyypillistä käskyn kiinteä pi-

tuus, yleensä 32 bittiä, sekä minimaalinen koodaus. Tämä yleensä helpottaa käs-kyn noutamista muistista eli käs-kyn hakua, purkua ja suorittamista. RISC prosessorien laitearkkitehtuuri on yksinkertaisempi verrattuna Complex Instruction Set Computeriin (CISC) arkkitehtuureihin, joissa yksittäiset käs-kyt voivat tarvita useita matalan tason operaatioita tai vaihtoehtoisesti suorittaa monivaiheisia toi-mintoja tai osoitemoodeja yhden käs-kyn sisällä. (V. C. K. de Souza ym. 2023, 200.)

Tiedonsiirtorajapinnat: OBC voidaan tehdä integroituna yksikkönä satelliittiväylä-järjestelmään tai modulaarisena laiteena, joka pystyy toimimaan useiden muiden valmistajien kanssa käyttämällä erilaisia standardoituja sarjamuotoisia tiedonsiir-toväyliä kuten CAN, UART, SpaceWire, SDIO, I2C ja SPI. (V. C. K. de Souza ym. 2023, 200.)

3.2.5 Energianhallintajärjestelmä

Robert Burt (2011, 2) on todennut, että, nanosatelliiteissa ja erityisesti Cube-Sateissa EPS on yksi tärkeimmistä perusjärjestelmistä. EPS hoitaa sähköntuo-tannon, varastoinnin, jakelun sekä reguloinnin. Avaruudessa energiaa saadaan aurinkopaneelien kautta auringosta. Aurinkopaneelit muuttavat aurinkoenergian sähköenergiaksi ja tämän virran kulkua säädellään sekä valvotaan muuntimien avulla. Energian varastointiin käytetään ladattavia akkuja. Tehot jaetaan kuor-mille releillä ja kytkimillä. Akuille on keskitetty 8,2 voltin väylä sekä myös reguloitu 3,3 voltia ja 5,0 voltia.

EPS tarjoaa virtaa CubeSatissa satelliitin osajärjestelmille. EPS-järjestelmä huo-lehtii virran tuotannosta, käsittelystä, varastoinnista ja jakelusta. EPS sisältää au-rinkosähköjärjestelmän energian muuntamisen, akun tai akut energian varastoin-tiin, tehon säätelyn reguloinnin ja ohjauksen sekä jakeluverkon että järjestelmän suo-jaukset. (Wan Chek, Zaharah Ali, Huzaimy Jusoh, Abidin Bharun & Ahmad Thaheer 2021, 50.)

Aina kun auringonvalo osuu aurinkopaneeliin, säteilyenergia muutetaan sähkö-energiaksi. EPS tarjoaa sähköenergiaa osajärjestelmille ja hyötykuormalle. Ak-kuja myös ladataan auringonvalon aikana. Pimennysvaiheen aikana EPS antaa akuista järjestelmille virtaa. (Wan Chek ym. 2021, 50.)

Nanosatelliitti kulkee kiertoradalla ja näin ollen sillä on kierto, jonka aikana se on osan ajasta auringossa ja osan maapallon varjossa. Tämä voi mahdollisesti häiritä satelliitin toimintaa, sillä akut voivat tyhjentyä auringon ollessa maan takana pimennossa jättäen loput systeemit ilman virtaa. (Kimura, Ramdhani & Edwar 2021, 238.)

EPS:n tehtävänä on varmistaa, että akkujen lataus ja purku sujuu ongelmitta nanosatelliitin ollessa kiertoradalla. Tässä järjestelmässä on lisäksi IC-latausjärjestelmä, joka säätelee akun purkautumista sekä latausta huolehtien näin akun kunnosta ja mahdollistaen, että satelliitti pysyy toimintakunnossa kiertoradan valo-olosuhteista huolimatta. Satelliitin kiertoradalla olon keston sekä valo-olosuhteiden pituuden voi laskea seuraavilla kaavioilla. (Kimura, Ramdhani & Edwar 2021, 238.)

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} \frac{(R\epsilon + A)^3}{(R\epsilon + A)^2} \quad (1)$$

missä

T	on	kierroksen aika minuutteina
$R\epsilon$	on	maan säde (6378 km)
A	on	kiertoradan korkeus kilometreinä
μ	on	maan painovoiman standardi ($3.986005 \times 10^3 m^3/s^2$).

Yllä olevasta kaavioista (1) nähdään, että orbitaali jakso kestää T-minuuttia. Maan säde on 6378 kilometriä. A on kiertoradan korkeus maan pinnasta mitattuna ja maan painovoima on $3.986005 \times 10^3 m^3/s^2$. Kun halutaan tietää valon ajan kesto, käytetään kaaviota (2) laskemaan muuttuja määrittämään kulman arvo. (Kimura ym. 2021, 238.)

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{R\epsilon}{R\epsilon + A} \right) \quad (2)$$

missä

$R\epsilon$	on	maan säde (6378 km)
A	on	kiertoradan korkeus kilometreinä
α	on	kulman arvo.

Valon keston ja pimeän kesto voidaan laskea käyttämällä kaavoja (3) ja (4).

$$\text{Valon kesto} = \frac{180 + 2\alpha}{360} \quad (3)$$

missä

α on kulman arvo.

$$\text{Pimeän kesto} = \frac{180-2\alpha}{360} \quad (4)$$

missä

α on kulman arvo.

Oletetaan, että satelliitti lentää 410 kilometrin korkeudessa. Käyttämällä kaavoja (1), (2), (3) ja (4) saadaan seuraavat arvot:

$$\text{Valon kesto} = 61 \% = 61,2 \% \times 94 = 59 \text{ min}$$

$$\text{Pimeän aika} = 38 \% = 38,8 \% \times 94 = 35 \text{ min}$$

Nanosatelliittien ensisijaisena energianlähteenä toimivat aurinkokennot. Aurinkokenno on puolijohde, joka koostuu kahdesta piikerroksesta: p-tyypistä sekä n-tyypistä. Kun nämä kaksi kerrosta altistuvat auringonvalolle, niin ne tuottavat sähköenergiaa satelliitille. (Kimura ym. 2021, 239.)

CubeSat-satelliiteilla on pieni lämpömassa, toisin kuin suurilla satelliiteilla, ja niiden lämpötilaan vaikuttaa voimakkaasti ympäristön lämpötila. Akut kokevat huomattavia lämpötilan muutoksia kiertoradalla ollessaan, koska Li-ionakuissa sähkökemiallinen järjestelmä on monimutkainen ja monet kemialliset prosessit ovat erittäin riippuvaisia lämpötilasta. (Knap ym. 2022, 4657.)

Tyypillisesti akun suorituskyky heikkenee alhaisessa lämpötilassa, elektrolyytin lisääntyneen viskositeetin takia ioninjohtavuus alenee. Muut prosessit, kuten varausensiirto ja diffuusio hidastuvat. Nämä muutokset sitten johtavat sekä tehokapasiteetin että purkauskapasiteetin laskuun. (Knap ym. 2022, 4657.)

Akkujen latausta varten on integroitu piiri, joka hallitsee akun latausta ja tyhjentymistä ylilatauksen estämiseksi. Akkujen lataus on toteutettu lithium-Ion tyylisillä LiFePo₄-akuilla. Valinnassa katsottiin eritoten akkujen pitkään käyttöikään sekä turvallisuuteen. (Kimura ym. 2021, 238–239.)

EPS:n suunnittelussa usein käy niin, että ne räätälöidään juuri tiettyyn tarkoitukseen sopiviksi ja näin ollen ainutlaatuisiksi, eivätkä ne siis sovi yleiseen käyttöön

kaikissa CubeSatissa. Useimmat niistä vaativat uudelleensuunnittelua seuraavaa missiota varten. Parempaa käytettävyyttä varten eri kokoonpanoissa on luotu yhteinen standardi CubeSat-teollisuudessa. Kun kaikki osajärjestelmän komponentit jakavat saman rajapinnan vakiona niin silloin näitä komponentteja voidaan käyttää uudelleen eri kokoonpanoissa vähäisellä tai kokonaan tarpeettomalla komponenttien vaihdolla. (Burt 2011, 4.)

3.2.6 Hyötykuorma

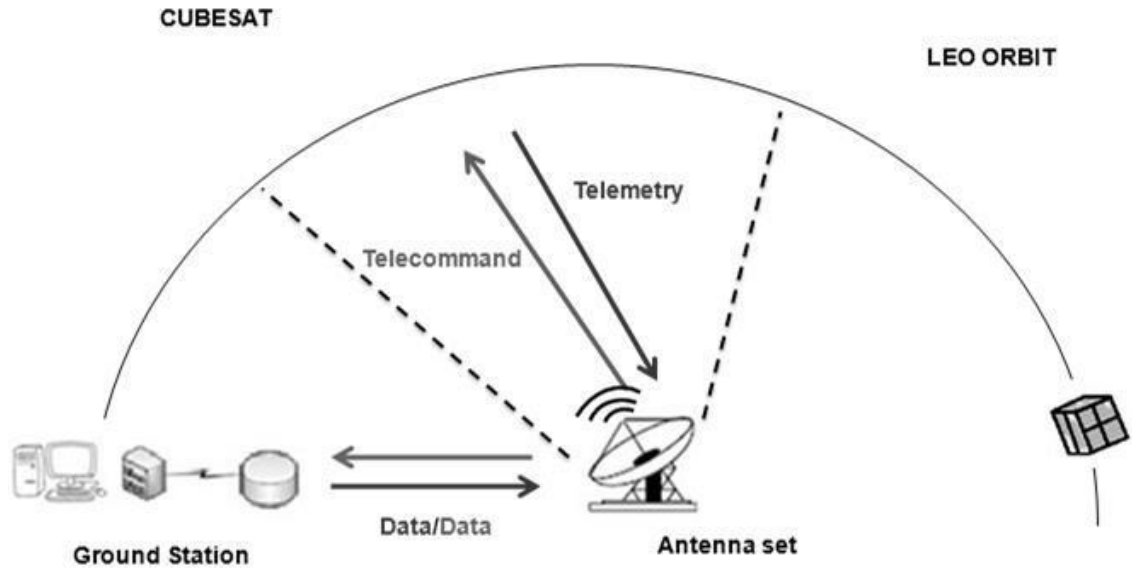
Hyötykuormilla tarkoitetaan sitä osaa satelliitista, joka antaa sille kyvyn suorittaa mission eli sen syyn miksi se ylipäättään on rakennettu. Kaikki muut osajärjestelmät, kuten akut, aurinkopaneelit ja ulkoinen rakenne toimivat hyötykuorman tukena, jotta se voi suorittaa tehtävänsä. Tietoliikennesatelliitin hyötykuormana toimii tietoliikenteen lähettäminen avaruudesta maa-asemalle. (Alén Space 2020.)

Denierin (2010) mukaan satelliittien hyötykuormat voivat sisältää tietoliikennejärjestelmiä tai tieteellisiä mittausantureita. Satelliittimissiot luokitellaan siksi luokkiin viestintä tai tieteelliset tehtävät. Kustannusten minimoimiseksi, tehokkuuden lisäämiseksi sekä integroinnin kannalta on yleistä yhdistää kahden tai useamman tyyppisiä hyötykuormia yhteen satelliittiin.

3.2.7 Tietoliikenne

Tietoliikennesatelliitteihin liittyy kolmenlaisia hyötykuormatietoja, nimittäin ääni, video ja data (esim. tekstitiedostot ja morsekoodi). Signaalit lähetetään maa-asemalta satelliitille ja sen jälkeen ne lähetetään uudelleen joko maahan tai toisen satelliitin (rele) kanavan kautta valitulla taajuuskaistalla. (Denier 2010.)

CubeSat on yleensä kytkettynä maa-asemaan kaksisuuntaisen radiolinkin kautta. Tämä yhteys koostuu uplinkistä, jota kautta CubeSat lähettää tiedot maa-asemalle ja downlink, jonka kautta maa-asema lähettää komentoja CubeSatille. (Popescu 2017, 12621.) Kuviossa 6 nähdään tietoliikenteen meno CubeSatista maa-asemalle.



Kuvio 6. CubeSatin tietoliikenne maa-asemalle LEO-radalta (Orduy, Dos Santos, Loureiro & Zambrano Carrera 2014)

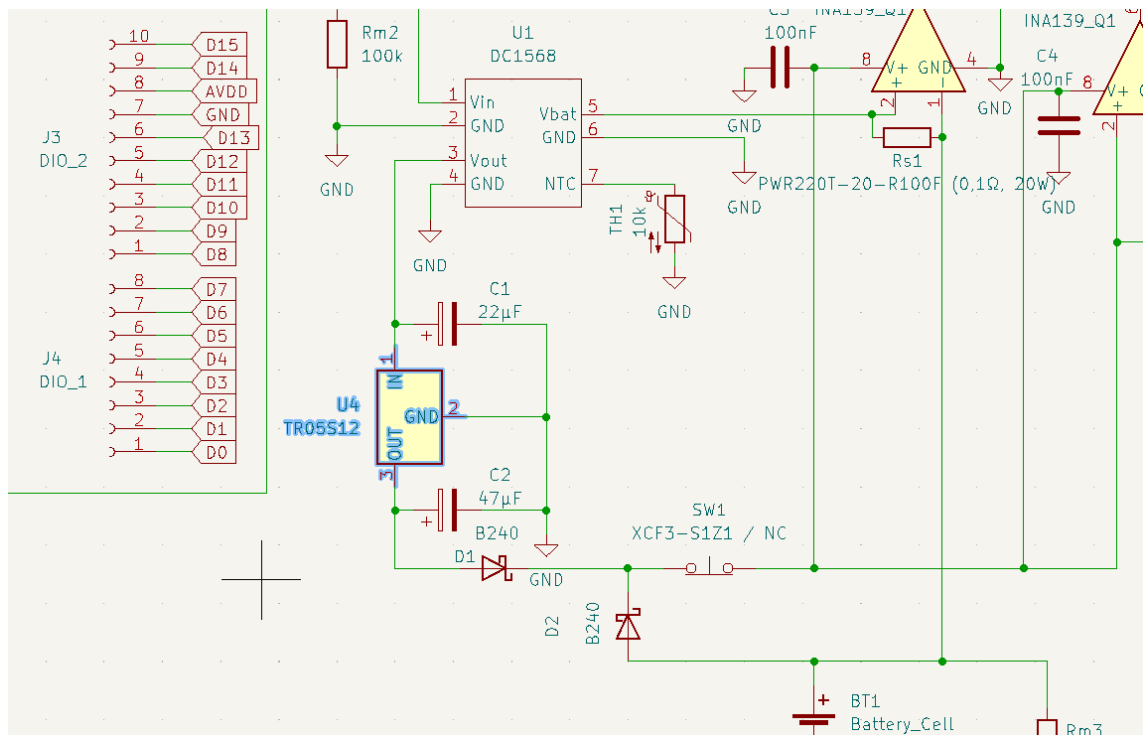
LUAS1-satelliitti käyttää ajotietokoneen bluetooth-yhteyttä tietoliikenteen lähettämiseen esimerkiksi matkapuhelimeen. Tällä tavalla voidaan simuloida radiolinkkiä nanosatelliitin ja maa-aseman välillä opetusmielessä.

4 LUAS1-OSAJÄRJESTELMÄT

4.1 Aurinkopaneeli

LUAS1:n EPS-piirilevyssä nykyinen aurinkopaneeli toimii maksimissaan 20 voltin tasajännitteellä. Auringonvalosta saatu tasavirta kulkee Solar Panel-liittimen kautta DC1568-akkulatauksen Vin-pinniin.

Vout-pinnistä tulee ulos 20 voltia mutta tämä on aivan liian korkea jännite projektissa käytettävälle Nucleo-boardille. Kuviossa 7 nähdään, miten TR05S12-regulaattori reguloi jännitteen sopivampaan 12 volttiin. D1-diodi varmistaa, että virta ei kulje takaisinpäin.



Kuvio 7. LUAS1 CubeSatin EPS-piirikaavion TR05S12-jänniteregulaattori

4.2 Akut

LUAS1 käyttää kahta LiFePO4-akkua, jotka on kytketty sarjaan. Akkujen valinnassa huomioitiin niiden kapasiteetti ja kemia, sillä on tärkeää, että akut kestävät avaruudessa oloa sekä pystyvät lataamaan ja antamaan tarpeeksi virtaa satelliitille joka kierroksella mission keston ajaksi. Myös akkujen turvallisuus oli yksi tärkeä kriteeri.

Alun perin LT3652 valittiin tutkimalla, millaisia latauselektronikkoja on käytetty CubeSat-projekteissa ja niistä valittiin St. Claran Yliopiston toteuttama ratkaisu. (Lynch & Wallace 2014, 12.) Järjestelmässä on toteutettu muun muassa akun lämpötilan valvonta, latausvirran ohjelmointi ja syöttöjännitteen säätö.

4.4.1 Virranmittauksen hyödyt

CubeSatin virrankulutuksen määrästä voidaan päätellä kuluttaako joku paikka liikaa virtaa tai liian vähän. Tämä voidaan mitata INA:n avulla. Voidaan katsoa jännitteen määrästä, paljonko virtaa kuluu.

Esimerkiksi jos aurinkokennon pitäisi ladata virtaa mutta virtaa ei tulekaan. Satelliitti voisi lähettää tästä tietoa maahan ja jos satelliitissa on kahdennettu järjestelmä, voidaan vaihtaa rikkiäinen osa toimivaan. Virranmittaus on siis toteutettu, jotta voidaan diagnosoida CubeSatin toimintaa ja kahdennetussa järjestelmässä vaihtaa rikkiäinen toimivaan järjestelmään.

4.4.2 Latausnopeuden hyödyt ja haitat

LT3652-latauspiiriin kuuluu ominaisuus, jossa akuille tuleva virta on niin sanottua valuvaa virtaa. Latausnopeus C/10, jossa C tarkoittaa ampeerituntia ja 10 on kymmenen prosenttia sen Ah-luokituksesta, latausnopeus voidaan kirjoittaa myös 0,1C. Tällainen latausnopeus ei ole kovin nopea, mutta hidas lataus on hyvä käyttöiän pitkittämisen sekä turvallisuuden kannalta. Akkujen lataus ja purkamisen ovat molemmat kemiallisia prosesseja, joissa syntyy lämpöä latauksen aikana.

Kuten aiemmassa luvussa 4.2 mainitaan, akkuja valitessa tulee ottaa huomioon niiden koko, kemia ja missä ympäristössä ne laitetaan käyttöön. Kiertoradalla ollessaan akkuja ladattaisiin useasti sen mission aikana eli ne olisivat jatkuvassa käytössä, eikä akuissa syntyvä lämpö pääsisi haihtumaan riittävästi avaruudessa, kuormittaen akkuja ja mahdollisesti aiheuttaen jopa tulipalon.

C/10-latausnopeudella ylilataus ilmenisi vieläkin akkujen kuumenemisellä, mutta lämpöä ei pitäisi syntyä paljon. Käytännön syitten takia latausnopeutta joudutaan

siis rajaamaan, jotta akuille saadaan mahdollisimman pitkä käyttöikä ja vältetään akkujen ylikuumentumiselta.

4.4.3 NTC:n ominaisuudet virranhallissa

NTC:tä käytetään akun latausvirran rajoitukseen ja sen tarkoituksena on suojata akkua. NTC siis estää latausvirran kasvua liian suureksi, latausvirta pienenee, jos NTC huomaa akun lämpenevän. Tällä tavalla estetään yllilataus.

LT3652 voi siis käyttää NTC:tä apuna lämpötilan ohjauksessa. Tämä ominaisuus aktivoituu, kun NTC-pinnan 10k-termistori menee maahan. Lämpötilan säätö onnistuu käyttämällä jännitettä lämpötilan indikaattorina. (Kimura ym. 2021, 240.)

5 ENERGIABUDJETTI

Energiabudjetti perustuu alajärjestelmien teho vaatimukseen kuin myös akkuihin tallennetun energian määrään. Jos yhden kierroksen aikana tuotettu energia on suurempi tai yhtä suuri kuin kulutettu energia, niin saadaan aikaan positiivinen energiabudjetti. Kulutuksen ylittäessä energian tuottamisen kierroksen aikana saadaan aikaan negatiivinen energiabudjetti, jolloin akut ehtivät tyhjäntyä maan varjossa oltaessa. (Dahbi ym. 2017, 1–2.)

5.1 Mission kuvaus

Jotta voidaan laskea tarvittavan energian kokonaismäärä yhteen LEO-kiertoradan kierrokseen, pitää ensin katsoa mission asettamia rajoituksia sekä tehdä oletuksia hyötykuorman energiankulutuksesta. Tässä opinnäytetyössä oletetaan, että CubeSat palvelee yhtä maa-asemaa, kymmenen minuuttia kestäväällä lähetysjaksolla kierrosta kohden. Taulukossa 1 on esitetty oletettuja rataparametrejä, joita voidaan käyttää energiabudjetin laskussa.

Kuten aiemmassa luvussa 2.2 kerrotaan LEO-kiertoradalla yksi kierros kestää noin 90 minuuttia. Satelliitin joutuessa maan varjoon niin tämän kesto on yleensä noin kolmannes koko kierrosajasta. Luvussa 3.2.5 on laskettu tarkemmat ajat- ja ne näkyvät taulukossa 1.

Taulukko 1. Cubesat-rataparametrit

Kierroksen kesto	94 minuuttia
Valon kesto	59 minuuttia
Pimeän kesto	35 minuuttia
Lähetysaika	10 minuuttia

5.2 Energiantuotto ja varastointi

CubeSatin energiabudjetti määrittyy aurinkopaneelien tehosta. Mitä enemmän virtaa aurinkopaneeli pystyy tuottamaan, sitä enemmän hyötykuormakomponentteja voidaan käyttää kuluttamaan virtaa.

CubeSatin missio onnistuu vain, jos energiabudjetti on otettu huomioon suunnittelu- ja rakennusprosessin aikana. (Arnold ym. 2012, 1–2.) Oletetaan, että aurinkopaneeli tuottaa 900 milliwattia eli 0,9 wattia reguloitua tehoa. Joten auringossa olon aikana kennon tuottama energia on:

$$0,9 \text{ W} \times 0,983 \text{ h} = 0,82 \text{ Wh}$$

Tämä tarkoittaa sitä, että satelliitin maksimienergiankulutus koko kierroksella voi olla 0,82 wattituntia, jotta energiabudjetti on positiivinen. Käytännössä energiankulutuksen ja tuoton välissä pitää olla reilusti marginaalia.

Valittujen LiFepo4-akkujen kapasiteetti on 1600 milliampeerituntia eli 1,6 ampeerituntia = 1C. Latausnopeus = 1,6 ampeeria virtaa. Nimellisjännite akuilla on 3,2 voltia ja suurin sallittu latausvirta 1,6 ampeeria.

Tästä voidaan päätellä että $3,2 \text{ V} \times 1,6 \text{ A} = 5,12 \text{ Wh}$. Akkuja on kaksi eli $5,12 \text{ Wh} \times 2 = 10,24 \text{ Wh}$ on maksimimäärä, minkä kaksi akkua voi ottaa vastaan energiaa tunnin aikana. EPS:lle menee noin 0,4 wattia tehoa eli auringonvalossa ollessaan akut saavat $0,4 \text{ W} \times 0,983 \text{ h} = 0,3932 \text{ Wh}$ eli noin 0,4Wh.

$0,4 \text{ Wh} / 10,24 \text{ Wh} \times 100 = 3,906$ eli noin neljä prosenttia akuista täyttyy. Akku latautuu neljä prosenttia 59 minuutin aikana. Kestää 25 kierrosta ilman kulutusta saada tyhjät akut täyteen. Varjossa ollessa satelliitti kuluttaa akkuja $1 \text{ W} \times 0,583 \text{ h} = 0,583 \text{ Wh}$ eli 0,6Wh. Näin ollen $0,6 \text{ Wh} / 10,24 \text{ Wh} \times 100 = 5,859 \%$ satelliitti kuluttaa noin kuusi prosenttia akuista yhdellä kierroksella.

5.3 Energiankulutus

Taulukossa 2 on esitetty satelliitin kunkin osajärjestelmän tarvitsema teho milliwatteina. (Dahbi ym. 2017, 2.) Oletetaan, että EPS- ja OBC-osajärjestelmät ovat koko ajan päällä.

COM-Rx on aina päällä, paitsi lähetyksen aikana ollessaan yhteydessä maa-asemaan. Hyötykuorma on päällä kymmenen minuuttia yhden kierroksen aikana, koska hyötykuormana toimii satelliitin tietoliikenne.

Taulukko 2. Osajärjestelmien oletettu tehon tarve (Dahbi ym. 2017, 2)

Osajärjestelmä	Arvo (mW)
EPS	432
OBC	130
HYÖTYKUORMA	2820
AURINKOKENNO	10
KOKONAISKULUTUS	3392

Näin ollen tietoliikenne kuluttaa kymmenessä minuutissa sähköenergiaa, $2820 \text{ mW} \times 0,167 \text{ h} = 470,94 \text{ mWh}$ eli 0,4 wattia. Loppukulutus lasketaan yhteen $432 + 130 + 10 + 470 = 1042 \text{ mWh}$ eli 1 wattia. Kulutus 94 minuutin aikana:

$$1 \text{ W} \times 1,56 \text{ h} = 1,56 \text{ Wh}$$

Lopputuloksena on $0,82 \text{ Wh} - 1,56 \text{ Wh} = -0,74 \text{ Wh}$, eli satelliitti kuluttaa 94 minuuttia kestävästä kierroksella enemmän energiaa, kuin aurinkokennot tuottavat, tällöin saadaan negatiivinen energiabudjetti. Tämän vuoksi tarvitaan kaksi kierrosta latausta yhden kierroksen operointia varten.

5.4 Energiatase mission aikana

Idealisesti satelliitin haluttaisiin tuottavan enemmän energiaa reilulla marginaalilla, kuin se kuluttaa ja näin sillä olisi positiivinen energiabudjetti. Näin satelliitti pystyisi suorittamaan missionsa joka kierroksella ja olemaan mahdollisimman tehokas.

Luvussa 5.3 nähdään, että satelliitin energiankulutus on suurempi kuin energiantuotto. Näin ollen on mahdotonta suorittaa missiota joka kierroksella. Ratkaisu tähän on suorittaa missio vain joka toisella kierroksella, jotta voidaan säästää energiaa. Kahden kierroksen aikana satelliitti tuottaisi $0,82\text{Wh} \times 2 = 1,64\text{Wh}$. Näin ollen se kattaisi kulutuksen hyvin pienellä marginaalilla $1,64\text{ Wh} - 1,56\text{ Wh} = 0,08\text{Wh}$.

6 ELEKTRONIIKAN MÄÄRITTELY JA SUUNNITTELU

6.1 Satelliittien elektroniikan suunnittelun periaatteita

Satelliitin rakentaminen ja valmistaminen on usein aikavievää ja hankalaa. Käynnistyksen jälkeen satelliitin huollot voidaan suorittaa vain maasta käsin viestintälinkin kautta tai osana järjestelmän suunnittelua, sisäänrakennettuna autonomisena strategiana. (Larsen & Nielsen 2011, 777.)

Nanosatelliittien elektroniikan määrittelyssä ja suunnittelussa tulee siis ottaa huomioon ympäristön vaikutukset satelliittiin mission aikana. Satelliitin halutaan pysyvän toimintakunnossa koko sen elinkaaren ajan.

CubeSat-missioiden epäonnistumisen yksi suurimmista tekijöistä on usein ollut EPS-vika. Tästä syystä EPS:n vikasietoinen toiminta on hyvin tärkeää mission onnistumisen kannalta. Yleensä EPS:ia ei voida enää kunnostaa tai huoltaa laukaisun jälkeen. EPS:n vikaantuvuutta voidaan minimoida ylimitoittamalla avainkomponentit, mikä vähentäisi sähkön, lämmön ja mekaniikan aiheuttamaa rasi-tusta. (Edpuganti, Khadkikar, Elmoursi, Zeineldin & Al Hosani 2020, 1.) Luvussa 6.2 käsitellään enemmän avaruusympäristön vaikutuksista CubeSatiin.

6.2 Akkujen soveltuvuus avaruusympäristöön

CubeSatin akkujen valinnassa keskitytään akkujen solun sähkökemialliseen suorituskykyyn, mekaaniseen rakenteeseen, käyttöikään sekä turvallisuuteen. Akkupaketti koostuu tarvitusta määrästä akkusoluja ja siinä on tyypillisesti perustoi-mintoja (esim. sähköliitännöiden reititys, tasapainotus, ohjaus, turvallisuus jne.)

CubeSateissa käytettävistä akkukennoista COTS-akkukennot ovat kaikkein suosituimpia. Akkupaketti koostuu avaruuskäyttöön tarkoitetuista Li-ionsoluista. Niitä ei kuitenkaan ole tehty ensisijaisesti avaruusympäristöä varten. Akkujen sovelta-vuus vaatii testausta, ennen kuin niitä voidaan käyttää nanosatelliitissa. Kaikkein yleisimpiä haittoja akuille aiheuttavat avaruuden säteily, värinä, lämpötila sekä tyhjiö. (Knap, Beczkowski, Verstergaard & Stroe 2020.)

COTS-komponentteja käytetään erityisesti pienien satelliittien tekoon. Niiden suosio johtuu niiden hyvästä hinnasta, saatavuudesta ja soveltuvuudesta LEO-missioihin. (Secondo ym. 2018. 1694.)

6.2.1 Säteily

Avaruusympäristö sisältää hiukkasia kuten ioneja ja elektroneja. Nämä hiukkaset voivat aiheuttaa vahinkoa satelliiteille. (Knap ym. 2020.) Suurin osa avaruudessa kiertoradoilla olevasta säteilystä koostuu pääasiassa aurinkoenergiahiukkasista, loukkuun jääneestä säteilystä sekä kosmisista säteistä. (Lei ym. 2002. 2788.)

Säteilyn vaikutuksista satelliitteihin mainittakoon Total Ionizing Dose (TID). Säteilyllä on kumulatiivinen vaikutus, joka johtaa ajan myötä komponenttien hajoamiseen. Single Event Effects (SEE) tarkoittaa sitä, kun säteily aiheuttaa häiriöitä ja salpauksia elektroniikassa. Displacement Damage Dose (DDD) tarkoitetaan säteilystä atomeille aiheutuvia siirtymävaurioita eli atomit voivat siirtyä pois alkuperäisistä sijanjeistaan. (Knap ym. 2020.)

Viimeiseksi mainittakoon, että säteilyn aiheuttama dielektrinen syvävaraus, jossa energinen elektroni tunkeutuu eristeisiin. Tämä johtaa purkaukseen, mikä vahingoittaa materiaaleja sekä piirejä. (Knap ym. 2020.)

Satelliitteja tyypillisesti suojellaan säteilyltä käyttämällä suojausta. CubeSateilla on kuitenkin hyvin rajallinen mahdollisuus suojautua säteilyltä niiden pienen koon ja painorajoitusten takia. (Knap ym. 2020.)

6.2.2 Tärinä

Satelliitin laukaisun aikana akut altistuvat tärinälle. Tämä voi aiheuttaa sisäisen oikosulun vaaran kennoissa tai mekaanisia vaurioita akkupakkauksissa. (Knap ym. 2020.)

Satelliitin rakenteen päätehtävänä on kestää laukaisun aiheuttama tärinä ja avaruudessa kantoraketista irtautuminen. Tämän lisäksi sen on kestettävä myös aurinkopaneeleista, mahdollisista antennista ja muista mekanismeista tulevaa tä-

rinää. Kestävyyttä koetellaan maassa tehtävillä mekaanisilla testeillä, joilla katsotaan miten järjestelmät kestävät tärinää ja kuormitusta. (Tiseo, Quaranta, Bruno & Sisinni 2019, 296.)

6.2.3 Lämpötila

Kuten aiemmassa luvussa 3.2.5 mainittiin, tyypillisesti akun suorituskyky heikenee alhaisessa lämpötilassa, elektrolyytin lisääntyneen viskositeetin takia ioninjohtavuus alenee. Muut prosessit, kuten varauksensiirto ja diffuusio hidastuvat. Nämä muutokset sitten johtavat sekä tehokapasiteetin että purkauskapasiteetin laskuun. (Knap ym. 2022, 4657.)

Kaikille satelliiteissa käytettäville materiaaleille ja laitteille tulee suorittaa lämpötestit niiden kaikissa elinvaiheissa ennen avaruuteen lähettämistä. Testeillä tarkistetaan suorituskykyä avaruuden lämpötiloissa sekä yritetään ennakoida mahdollisia vikoja ja poikkeavuuksia, joita lämpötilat voivat aiheuttaa. Satelliittien lämpötasapainoon liittyvät ongelmat todennäköisesti vahingoittavat satelliitin hyötykuormaa ja vaikuttavat sen käyttöikään. (Fernandes, Santos, Silva, Almeida & Nogueira 2016, 1–7.)

6.2.4 Tyhjiö

Akkujen ollessa tyhjiössä on otettava kaksi asiaa huomioon. Ensimmäinen asia liittyy akkujen kaasunpoistoon. Akkujen kemiat voivat avaruuteen mennessä muuttua kaasuksi, minkä takia niiden on läpäistävä lämpöpoistoprosessi, jotta mahdollinen haihtuminen tai sublimaatio käynnistyy maatestin aikana. Tällä esitetään kaasuja saastuttamasta satelliitin herkkiä komponentteja ja siten vaarantamasta missiota. (Knap ym. 2020.)

Toinen huomioon otettava asia on akkujen toimivuus tyhjiössä. Akkujen solut voivat kokea elektrolyyttivuotoja ja turpoamista pelkästään altistumalla tyhjiölle. (Knap ym. 2020.)

6.3 Aurinkopaneelin soveltuvuus avaruusympäristöön

Kolmiliitosaurinkokennot, jotka perustuvat III-V yhdistepuolijohteisiin ovat olleet suositussa käytössä avaruusaurinkopaneeleina jo monta vuotta. Näille aurinkokennoille on ominaista korkea muunnostehokkuus, säteilyn kestävyys ja luotettavuus avaruusympäristössä. (Campesato ym. 2017, 79.)

Aurinkokennojen integrointi muihin satelliitin olennaisiin komponentteihin, kuten energianvarastointijärjestelmiin parantaa satelliittijärjestelmien luotettavuutta sekä autonomiaa. Tämä johtaa satelliitin suorituskyvyn paranemiseen. (Savio Pessoa & Amorim Fraga 2023.)

Aurinkokennojen käyttö avaruudessa aiheuttaa monia haasteita. Näihin haasteisiin kuuluu kennojen altistuminen voimakkaalle säteilylle, joka heikentää aurinkokennojen suorituskykyä sekä lyhentää niiden käyttöikää. (Savio Pessoa & Amorim Fraga. 2023.)

Avaruudessa tapahtuvat äkilliset ja äärimmäiset lämpötilan muutokset voivat myös vahingoittaa kennoja ja aiheuttaa toimintahäiriöitä. Tämän lisäksi avaruudessa lentävä avaruusjäte voi aiheuttaa törmätessään fyysistä vahinkoa aurinkokennoilla ja vaikeuttaa niiden kykyä tuottaa energiaa satelliitille. (Savio Pessoa & Amorim Fraga 2023.)

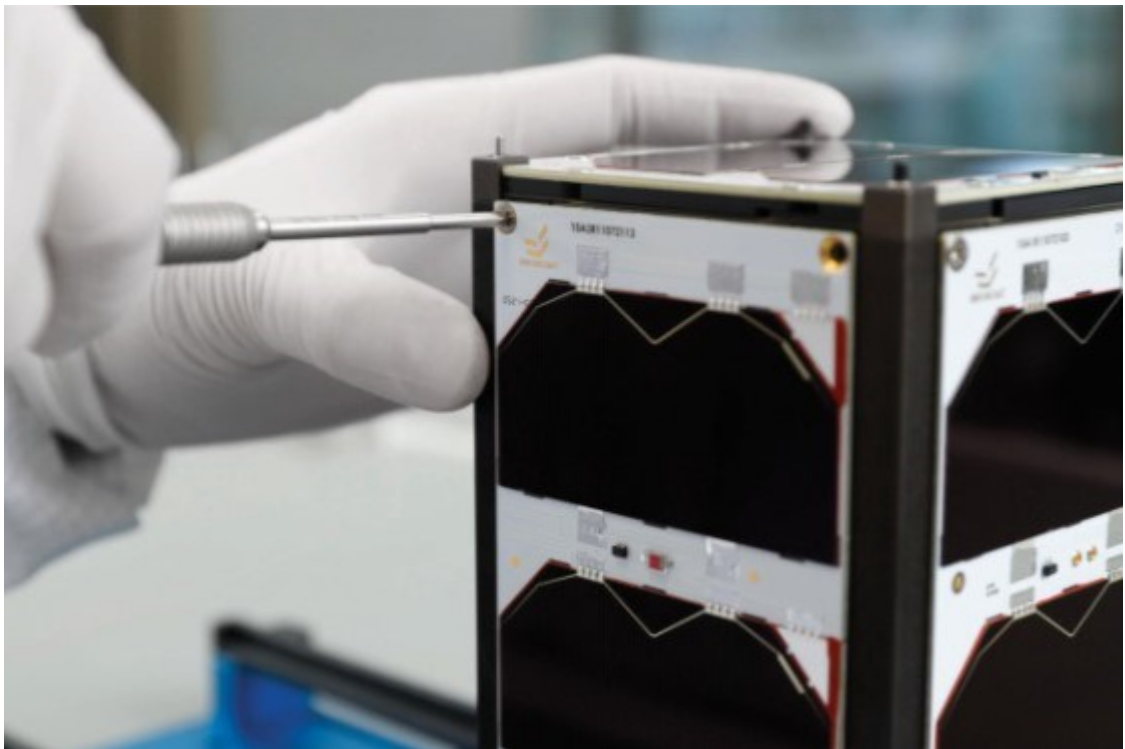
Avaruusmarkkinoilla on esimerkiksi CubeSatien parissa tarve yhdistää aurinkokennojen korkea hyötysuhde ja luotettavuus, mutta halvempaan hintaan kuin tavallisilla kolmiliitosaurinkokennoilla. Piiaurinkokennot ovat yleensä edullisia, mutta niiden tehokkuus ei ole korkea. Ne kestävät säteilyä epätydyttävästi avaruusmarkkinoiden vaatimuksiin. (Campesato ym. 2017, 79.)

CESI on yhdistänyt säteilykovuuden, korkean hyötysuhteen sekä luotettavuuden edulliseen hintaan InGaP/GaAs/Ge-tyyppisessä kolmiliitoksisessa aurinkokennossa. Niille on tunnusomaisia seuraavat piirteet (Campesato ym. 2017, 79.):

- korkea säteilykestävyys (piirre, joka on tyypillinen III-V aurinkokennoille)
- hinnaltaan noin 30–50 % halvempia kuin tavalliset kolmiliitosaurinkokennot

- tuotantokapasiteetiltaan korkea. Tämä on saatu aikaan vähentämällä tuotantoaika
- tehokkuus 28 % AM0:ssa, 25 °C (vain 1 piste pienempi kuin tavalliset TJ-aurinkokennot), (SatSearch 2023).

Kuviossa 9 näkyvän EnduroSat 1U CubeSatin sivuihin on kiinnitetty kaksi CTJ30-tyyppin CESI-aurinkopaneelia. Niiden hyötysuhde yltää jopa 29,5 prosenttia. Leveäksi suunniteltu kennoalue on suurin mahdollinen aurinkopaneelleille, jotka soveltuvat 1U CubeSateille ja tarjoaa jopa 2,4 wattia paneelia kohden LEO-kiertoradalla. (SatSearch 2023.)



Kuvio 9. EnduroSat 1U-CubeSat (SatSearch 2023)

1U CubeSatin sivuihin laitettavat aurinkopaneelit ovat myös yhteensopivia EnduroSatin 3U- ja 6U-rakenteiden kanssa. Piirilevyllä anturiverkko ja magnetometri voidaan liittää asenteen määrittämis- ja ohjauksjärjestelmään. (SatSearch 2023.)

6.4 Järjestelmien kahdentaminen

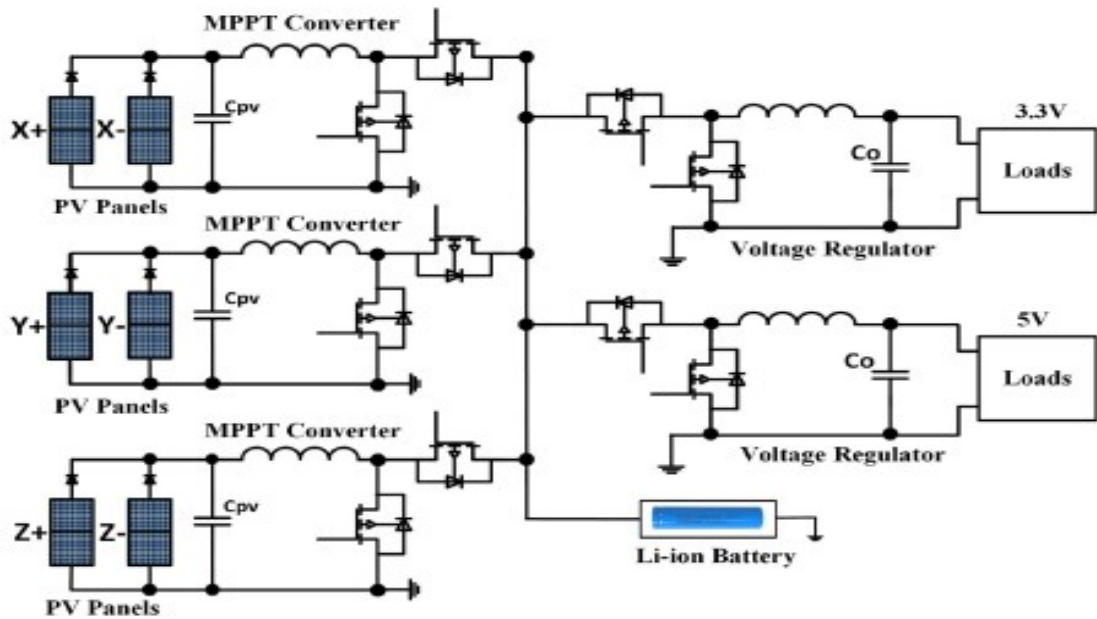
Mahdollisia järjestelmävikoihin on olemassa ratkaisu. Järjestelmän kahdentamisella voidaan vaihtaa järjestelmää toimivuuden jatkamiseksi komponenttivikojen sattuessa.

Seuraavan esimerkin arkkitehtuuri on hajautettu. Osa elektronisista komponenteista on sijoitettu aurinkopaneelin taakse.

6.4.1 Aurinkokennon tehon maksimointi

Aurinkopaneelin tehokkuuden lisäämiseksi käytetään MPPT-muunninta, joka on tehoelektroniikkalaite. MPPT-muuntimen avulla järjestelmä alkaa toimimaan MMP eli maksimitehopisteellä. Se auttaa aurinkopaneelia havaitsemaan suurimman auringonsäteilyn ja ottaa siitä maksimitehon. (Tulika, Reeny, Shristi & Bikramjit 2018,1–2.)

1U-CubeSateissa tila on yleensä hyvin rajallinen. Tämän takia käytetään yhtä MPPT-muunninta, jota voidaan käyttää kahden vastakkaisen puolen aurinkopaneelin sarjaan. Tällöin saadaan yhteensä kolme MPPT-muunninta. Esimerkki näkyy kuviossa 10. Tässä kokoonpanossa on kuitenkin vaarana, että muunnin hajoisi ja heikentäisi sähköntuotantoa kolmanneksella. (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 905.)



Kuvio 10. Kolme MPPT-muunninta EPS-arkkitehtuurissa (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 902)

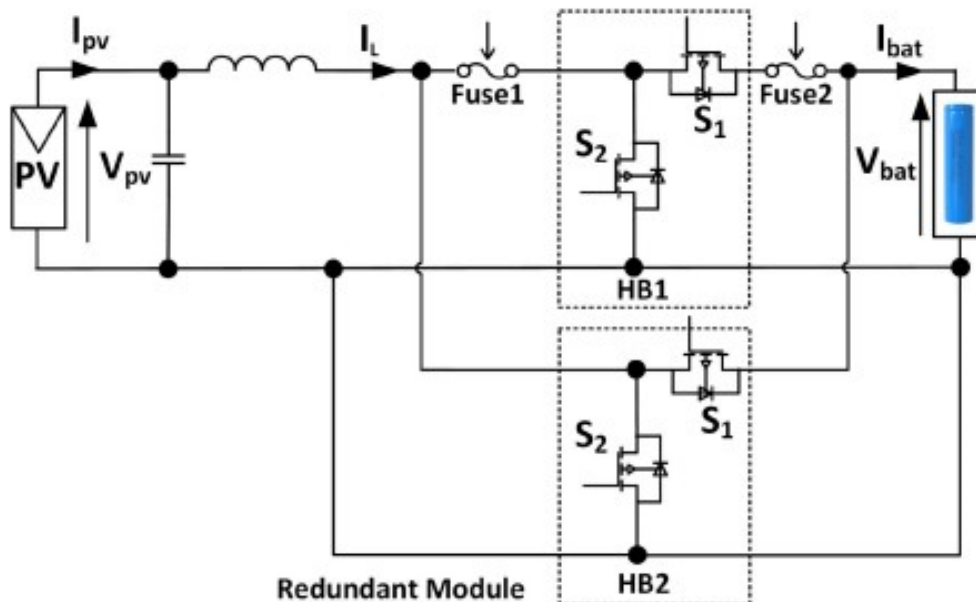
Tämän ongelman ratkaisemiseksi oli ehdotettu, että käytettäisiin yksittäistä muunninta jokaiselle paneelille. Kolmea ylimääräistä MPPT-muunninta voidaan käyttää olemassa olevaan tilaan asettamalla MPPT-muunnin aurinkopaneelin takapuolelle sen sijaan, että ne kiinnitettäisiin pääpiirilevylle. Tästä olisi apua vähentämään lämmön sekä sähkön aiheuttamaa kuormitusta MPPT-muunninta kohti. Niiden tarvitsee toimia vain niitä vastaavan aurinkopaneelin valossa. Tämä myös vapauttaisi pääpiirilevylle tilaa, jota voidaan käyttää redundanttisten komponenttien sijoittamiseen. (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 905.)

MPPT-muunnin toiminta pysyy samana kuin perinteisillä malleilla. Ainut asia mikä pitää ottaa huomioon on, että jokaisella muunnimella tulee olla oma porttiohjain ja mikro-ohjain sekä myös säädetyt virtalähteet. (Edpugant ym. 2022, 905.)

6.4.2 Ehdotettu redundanttinen tehostus-muunnin

Suuremmissa satelliiteissa on mahdollista käyttää täysin redundanttisia muuntimia laitevikojen käsittelyyn, mutta pienemmissä CubeSateissa se ei ole mahdollista. Tila ei riittäisi kookkaammille passiivisille komponenteille. (Edpugant ym. 2022, 905.)

Artikkelissa oli tämän takia ehdotettu kuviossa 11 näkyvää N-1 redundanttia MPPT-muunninta, joka sopii CubeSatille. Ehdotetussa konfiguraatiossa on yhteinen kela, joka käyttää kahta puolisiltamoduulia (HB), joissa on molemmissa oma mikro-ohjain ja säädetyt virtalähteet. HB-moduulin käyttö on hyödyllisempää verrattuna erillisiin kytkimiin. Syy tähän on, että piirilevyssä on rajoitettu tila, ja se on sijoitettava aurinkopaneelin takaosaan. (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 905.)



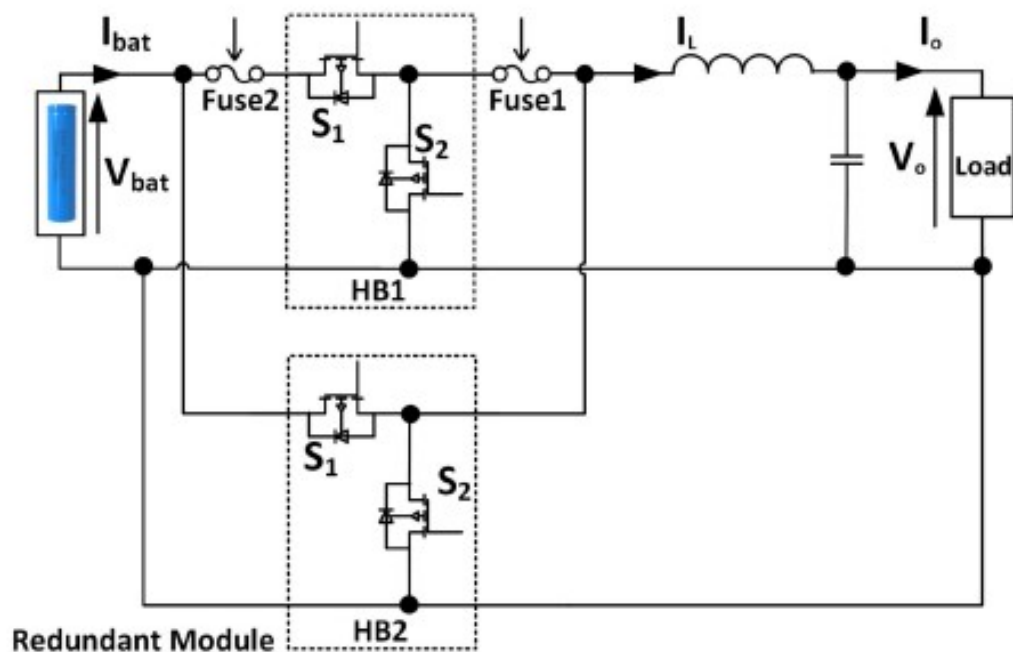
Kuvio 11. Ehdotettu redundantti konfiguraatio aurinkopaneelipuolen tehostusmuuntimelle (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 905)

Vain yksi puolisiltamoduuleista on koko ajan toiminnassa. Ehdotetussa redundantissa muuntajassa on kaksi sulaketta. Yksi sulakkeista sijaitsee kytkimen S1 ja akun välissä ja toinen taas sijaitsee kelan ja HB-moduulin keskipisteen välissä. (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 905.)

6.4.3 Ehdotettu redundanttinen kuormapuolen muunnin

Tässä luvussa esiteltävä redundanttinen buck-muunnin tulee kuorman puolelle. Se rakentuu yhteisistä HB- ja induktorimoduuleista, joissa on säädetyt virtalähteet sekä oma mikro-ohjain. (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 905.)

Redundanttinen muunnin on mahdollista sisällyttää ehdotettuun arkkitehtuuriin. Tämä voidaan tehdä siitä syystä, että pääpiirilevyllä on vapautunut tilaa, koska MPPT-muuntimet on siirretty aurinkopaneelin takapuolelle. (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 905.) Aiemmin mainittu buck-muunnin näkyy kuviossa 12.



Kuvio 12. Ehdotettu redundantti konfiguraatio kuormapuolen muuntimelle (Edpuganti, Khadkikar, Zeineldin, Shawky El Moursi & Al Hosani 2022, 905)

7 POHDINTA

Tässä opinnäytetyössä käytettiin pohjana Lapin AKM:n LappiSat-satelliittiprojektissa tehtyä LUAS1-nanosatelliittia eli niin kutsuttua CubeSatia. Tarkoituksena oli käydä läpi EPS, jota käytetään nanosatelliitin sähköntuotantoon sekä regulointiin.

Opinnäytetyön teossa käytettiin erilaisia tieteellisiä artikkeleita ja tutkimuksia, jotka löydettiin Google Scholarin ja IEEE/IET elektronisen kirjaston avulla. Näistä artikkeleissa löytyi useita eri EPS-versioita, joista voitaisiin ottaa mallia tulevissa CubeSat-kehitysversioissa. Tässä opinnäytetyössä keskityttiin suurimmaksi osaksi LUAS1-nanosatelliitin EPS-versioon.

Tässä työssä tutkittiin myös nanosatelliittien aurinkokennoja. Selvisi, että markkinoiden hintalaatu ja tehokkuussuhteeltaan yksi suosituimmista malleista on CTJ30-tyyppin CESI-aurinkopaneeli. Näillä aurinkopaneeleilla oli korkea säteilykestävyys, ne olivat hinnaltaan halvempia kuin tavalliset kolmiliitosaurinkokennot. Tämän lisäksi ne olivat muodoltaan sopivia kiinnittää 1U-CubeSat kokoisen- ja muotoisen satelliitin sivuihin.

Nykyinen energiabudjetti on laskettu sen oletuksen mukaan, että satelliitti kuluttaa energiaa yhden kierroksen aikana enemmän kuin tuottaa. Ratkaisuksi tähän on ehdotettu, että satelliitti suorittaa mission vain joka toisella kierroksella ja näin säästäisi energiaa. Tähän voitaisiin vielä jatkaa sillä oletuksella, että akkujen suorituskyky heikkenee mitä pitempää niitä käytetään. Tällöin missiota voidaan alkaa rajaamaan joka kolmanteen kierrokseen tai joka neljänteen kierrokseen energiatuoton mukaan.

Mahdollisiin järjestelmävikoihin on ehdotettu ratkaisuksi järjestelmien kahdentamisesta. Järjestelmien redundanttisuudesta on hyötyä, sillä komponenttivikojen sattuessa voidaan vaihtaa järjestelmää toimivuuden jatkamiseksi.

Tässä opinnäytetyössä ehdotetaan teoreettisia kehitysideoita. Opinnäytetyötä voisi viedä vielä eteenpäin tulevaisuudessa ottamalla mekaniikan mukaan ja rakentaa näin nanosatelliitista seuraavaa versiota.

LÄHTEET

Alén Space 2020. Q&A on CubeSat Payloads: What Can You Put in a Small Satellite? Viitattu 16.4.2023 <https://info.alen.space/cubesat-payloads-what-can-you-put-in-a-small-satellite>.

Arnold, S., Nuzzaci, R. & Gordon-Ross, A. 2012. IEEE Aerospace Conference: Energy budgeting for CubeSats with an integrated FPGA. Viitattu 14.4.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=6187240&tag=1>.

Burt, R. 2011. Distributed Electrical Power System in CubeSat Applications. Viitattu 14.3.2023 <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2070&context=etd>.

Campeato, R., Greco, E., Gabetta, G., Casale, M., Gori, G., Puthanveetil, S., Uma, B., Ravindra, M. & Krishnan, S. 2017. 44th Photovoltaic Specialist Conference (PVSC): Radiation resistance of low cost high efficiency triple junction solar cells. Viitattu 31.5.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=8366589&tag=1>.

Dahbi, S., Aziz, A., Zouggar, S., El Hafyani, M., Morocco, O., Hanafi, A., Karim, M., Latachi, I. & Rachidi, T. 2017 International Conference on Advanced Technologies for Signal and Image Processing (ATSIP): Power budget analysis for a LEO polar orbiting nano-satellite. Viitattu 2.5.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=8075580>.

Denier, W. 2010. Satellite Payload Systems: Satellite Operations and 3D modeling. Viitattu 18.4.2023 <http://waynedenier.com/?p=144>.

Edpuganti, A., Khadkikar, V., Elmoursi, M., Zeineldin, H. & Al Hosani, M. 2020. IEEE Industry Applications Society Annual Meeting: A Novel EPS Architecture for 1U/2U Cubesats with Enhanced Fault-Tolerant Capability. Viitattu 31.5.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=9334817>.

Edpuganti, A., Khadkikar, V., Zeineldin, H., Shawky El Moursi, M. & Al Hosani, M. 2022. IEEE Transactions on Industry Applications: Enhancing Lifetime of 1U/2U CubeSat Electric Power System With Distributed Architecture and Power-Down Mode. VOL 58, Issue 1. Jan. -Feb. 901–913. Viitattu 29.5.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=9616442&tag=1>.

Edpuganti, A., Khadkikar, V., El Moursi, M., Zeineldin, H., Al-Sayari, N. & Al Hosani, K. 2022. IEEE Transactions on Power Electronics: A Comprehensive Review on CubeSat Electrical Power System Architectures. Introduction. Vol 37 Nro 3 March (2022). 3161–3177. Viitattu 16.3.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=9528921>.

Fernandes, G. F., Santos, M. B., Silva, V. D., Almeida, J. S. & Nogueira, P.R.M. 2016. Thermal Tests for CubeSat in Brazil: lessons learned and the challenges for the future. Viitattu 3.8.2023 <http://mtc-m21b.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/12.15.11.54/doc/IAC-16,B4,1,14,x35463.pdf>.

Hussein, B., Massoud, A. & Khattab, T. 2022. Centralized, Distributed, and Module-Integrated Electric Power System Schemes in CubeSats: Performance Assessment. Viitattu 2.9.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=9779753>.

ISISPACE ISIS 2023. On Board Compute. Viitattu 15.8.2023 <https://www.isispace.nl/product/on-board-computer/>.

Knap, V., Beczkowski, S., Verstergaard, L. & Stroe, D. 2020. A Review of Battery Technology in CubeSats and Small Satellite Solutions. Viitattu 27.5.2023 <https://www.mdpi.com/1996-1073/13/16/4097>.

Knap, V., Beczkowski, S., Verstergaard, L. & Stroe, D. 2022. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems: Battery Current and Temperature Mission Profiles for CubeSats at Low Earth Orbit. CubeSat Mission Overview. Vol 58 Nro 5 (2022). 4656–4668. Viitattu 16.3.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=9749855>.

Kimura, S., Ramdhani, M. & Edwar. 2021. Charging System For Nanosatellite. Viitattu 27.3.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=9650460>.

Larsen, J. & Nielsen, J. 2011. Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies: Development of cubesats in an educational context. Viitattu 30.5.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=5966948&tag=1>.

Lei, F., Truscott, P. R., Dyer, C. S., Quaghebeur, B., Heynderickx, D., Nieminen, P., Evans, H. & Daly, E. 2002. A Geant4-Based Multilayered Shielding Simulation Tool. Vol 49, NO. 6 (2002). 2788–2793. Viitattu 17.6.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1134221>.

Liu, L., Zou, Y. & Wang, S. 2016. 16th International Symposium on Communications and Information Technologies (ISCIT): The Ka-band phased array antenna system of the highly elliptical orbit communication satellite. Viitattu 17.4.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=7751679>.

Liu, S., Ioannis, P., Raad, R., Tubbal, F., Theoharis, A., Iranmanesh, S., Abulgasem, S., Usman Ali Khan, M. & Matekovits, L. 2022. Electronics 2022: A Survey on CubeSat Missions and Their Antenna Designs. 2022. Viitattu 2.4.2023 <https://doi.org/10.3390/electronics11132021>.

Lynch, B. & Wallace, C. 2014. Electrical Engineering Senior Theses: CubeSat electronic power system. Viitattu 17.5.2023 <https://core.ac.uk/download/pdf/72853039.pdf>.

- Mounir Yassin, Y., El Mahallawy, A. & El-Sharkawi, A. 2017. The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science. Review Article: Real time prediction and correction of ADCS problems in LEO satellites using fuzzy logic. Volume 20, Issue 1, June. Viitattu 14.8.2023
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1110982316300023>.
- National Aeronautics and Space Administration. 2012. CUBESAT ELaNa VI LAUNCH ON L-36 Mission. Viitattu 2.4.2023
https://www.nasa.gov/pdf/687141main_CubeSat_Fact_Sheet_ElaNa-VI.pdf.
- Orduy, J., Dos Santos, W., Loureiro, G. & Zambrano Carrera, H. 2014. System Engineering Applied to the Development of National CubeSat Ground Stations. Viitattu 29.4.2023 https://www.researchgate.net/figure/CONOPS-for-cubesats-ground-stations_fig2_308795568.
- Perea-Tamayo, R., Fuchs, C., Ergetu, E. & BingXuan, L. 2018 IEEE MTT-S Latin America Microwave Conference (LAMC 2018): Design and Evaluation of a Low-Cost CubeSat Communication Relay Constellation. Viitattu 3.4.2023
<https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=8699047>.
- Popescu, O. 2017. IEEE Access: Power Budgets for CubeSat Radios to Support Ground Communications and Inter-Satellite Links. Volume 5. 12618–12625. Viitattu 27.4.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=7964683&tag=1>.
- Saeed, N., Elzanaty, A., Almorad, H., Dahrouj, H., Al-Naffouri, T. & Alouini, M. 2020. IEEE Communications Surveys & Tutorials: CubeSat Communications: Recent Advances and Future Challenges. Volume: 22, No 3, thirdquarter (2020). 1839–1862. Viitattu 20.3.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=9079470>.
- SatSearch 2023. 1U Cubesat solar panel X/Y. Viitattu 10.8.2023
<https://satsearch.co/products/endurosat-1u-cubesat-solar-panel>.
- Savio Pessoa, R. & Amorim Fraga, M. 2023. Journal of Aerospace Technology and Management. Recent Advances in Solar Cells for Aerospace Applications: Materials and Technologies. Viitattu 15.7.2023
<https://www.scielo.br/j/jatm/a/nvGmqnfZPSCV6MgJhZc6hnj/?lang=en#>.
- Secondo, R., García Alía, R., Peronnard, P., Brugger, M., Masi, A., Danzeca, S., Merlenghi, A., Chesta, E., Vaillè, J. R., Bernard, M. & Dusseau, L. 2018. IEEE TRANSACTIONS ON NUCLEAR SCIENCE: System Level Radiation Characterization of a 1U CubeSat Based on CERN Radiation Monitoring Technology. VOL. 64, NO. 8, AUGUST 2018. 1694–1699. Viitattu 3.7. 2023
<https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=8268561>.

Tiseo, B., Quaranta, V., Bruno, G. & Sisinni, G. 2019. World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering: Tailoring of ECSS Standard for Space Qualification Test of CubeSat Nano-Satellite. Vol:13, No:4. Viitattu 22.6.2023 https://d1wqtxts1xzle7.cloudfront.net/100457077/10010253-libre.pdf?1680196293=&response-content-disposition=inline%3B+filename%3DTailoring_of_ECSS_Standard_for_Space_Qua.pdf&Expires=1691532767&Signature=d8P-1jK4mpo5OkObS4-kSQMNv53ef8K9u2huZcNpgcl5hBqqoZoJmMJZFO4jU275gPyUsFs5R-YNxLA4jl2-qrgaRt5g-kKHN26cMb1daqa6qdgw~Wdw-wx4Aj7oBQz8tqhB7iGBex-n88t8Hlt2Z0lg~j1V7a7R9e3iNRG~SgmuFlsTMqdjrrlsmHtIO2PVxCI-3S9EZ~ICzJxuD0eIJ550lgQGTLp1ha91ieLO0WqbnQLS4F~x1Z0fw5hoJenpe6iULXtd1HVWowQIK3b-urCXsoy6ZTd0mNpebxdoCNxGaG7fgkT~ZKEuxPe2GA922oQ6nfSFpjgLQodIOzYLMg__&Key-Pair-Id=APKAJLOHF5GGSLRBV4ZA.

Tulika, M., Reeny, D., Shristi, R. & Bikramjit, G. 2018, ADBU Journal of Electrical and Electronics Engineering (AJEEE): Solar Charge Controllers using MPPT and PWM: A Review. Volume 2, Issue 1, February. 1–4. Viitattu 2.8.2023 <https://journals.dbuniversity.ac.in/ojs/index.php/AJEEE/article/view/547/509>.

V. C. K. de Souza, K., Bouslimani, Y., Ghribi, M. & Boutot, T. 2023. IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems: On-Board Computer and Testing Platform for CubeSat Development. VOL. 4, NO. 2, JUNE. 199–211. Viitattu 11.4.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=10056299>.

Wan Chek, W., Zaharah Ali, F., Huzaimy Jusoh, M., Abidin Bharun, A. & Ahmad Thaheer, A. 2021. IEEE 15th Malaysia International Conference on Communication (MICC): 1U CubeSat ASEANSAT Electrical Power Subsystem Design Review. Viitattu 31.3.2023 <https://ieeexplore-ieee-org.ez.lapinamk.fi/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=9642096&tag=1>.