

TARTU ÜLIKOOL
LOODUS- JA TEHNOLOOGIATEADUSKOND
Füüsika instituut

Riho Raabe

ESTCUBE-1 ENERGIATOOTLUSE SIMULAATOR JA TELEMETRIA ANDMETE
ANALÜÜS

Bakalaureusetöö (12 EAP)

Juhendaja: M.Sc. Mihkel Pajusalu

Tartu 2014

Sisukord

Sissejuhatus	3
1. Teooria	4
1.1. ESTCube-1	4
1.1.1. Missioon	4
1.1.2. Energiatootlus.....	4
1.1.3. Orbiit	5
1.2. Olemasolevad tarkvarapaketid	6
1.2.1. GMAT	7
1.2.2. STK	7
1.2.3. STK, GMAT-i ja kirjutatud simulaatori võrdlus.....	7
1.3. TLE.....	8
1.4. Koordinaatsüsteemid	9
1.4.1. ECI TEME.....	10
1.4.2. ICRF	11
1.5. Ajasüsteemid	11
1.5.1. Gregoriuse kalender	11
1.5.2. UNIX UTC ajamärked	12
1.5.3. Juliuse kuupäev	12
2. Energiatootluse simulaatori teooria.....	13
2.1. SGP4 propagaator ja JPL efemeriidid	13
2.2. Päikese lähendamine mustale kehale ja Lambert'i kiirgurile	14
2.2.1. Päike kui Lambert'i kiirgur	14
2.2.2. Päikese musta keha kiirgajana.....	15
2.3. Monte Carlo kiirtejälgimise meetod	15
2.3.1. Päikese pinnale punktide genereerimine	16
2.3.2. Ellipsoidi ja sirge lõikumise kontrollimine	17

2.4.	Satelliidi Maa varjus oleku määramine	19
2.5.	Binaarotsing	20
2.6.	Antud töös tehtav andmetöötlus	21
3.	Määramatuste hindamine	23
3.1.	TLE ajas kasvava määramatuse hinnang	23
3.2.	Varjutatuse astme määramatus	24
4.	Metoodika.....	25
4.1.	Efektiivsuse arvutamine	25
4.1.1.	Satelliidi efektiivse pindala ja satelliidile langeva valguse koguvõimsuse arvutamine	26
5.	Tulemused ja analüüs	28
5.1.	Esmased tulemused.....	28
5.2.	Temperatuuride lahutamine orbitaalaegade järgi	31
5.3.	Energiatootlikkuse sõltuvus orbitaalajast	35
5.4.	Efektiivsuste täpsem uurimine.....	36
5.4.1.	EkspONENTLÄHENDUS efektiivsuse muutuse andmepunktidele.....	37
	Kokkuvõte	38
	Tänuavaldused.....	39
	Kasutatud kirjandus.....	40
	Summary	44

Sissejuhatus

ESTCube-1 on Eesti esimene tudengisatelliit, mis lennutati orbiidile aasta tagasi. Satelliidi eesmärgiks oli uudse kosmoses liikumise vahendi, elektrilise päikesepurje, orbiidil katsetamine. Selleks pidi satelliit välja kerima 10 m pikkuse traadi ja selle elektriliselt laadima. Satelliidi esimene aasta oli väga pingeline ja üheks ootamatuks probleemiks osutus energiatootluse langemine, mida oli ka vaja täpsemalt uurida.

Ei olnud teada kas energiatootluse langust põhjustas satelliidi halb pöörlemistelg Päikese suhtes, kõrge temperatuur või miski muu. Olukorra paremini mõistmiseks oli vaja läbi töötada suur hulk orbiidilt pärit telemeetria andmeid, mis olemasolevate tarkvarapakettide abil on tülikas ja väga aeganõudev.

Käesoleva bakalaureusetöö eesmärk on ESTCube-1 energiatootluse simuleerimise programmi kirjutamine, selle tulemuste kontrollimine, simulaatori abil telemeetria andmete analüüsimine ning tulemuste põhjal satelliidi energiatootluse kohta järelduste tegemine.

Kindlasti saadakse ka tulevaste tudengisatelliidi missioonide käigus palju telemeetria andmeid, mistõttu saab programmi kasutada ka edaspidi. Käesolevas töös kirjeldatud ESTCube-1 energiatootluse simulaatori teiste missioonide analüüsimiseks on vaja ainult arvutada satelliidi koordinaate uuel orbiidil (mille jaoks on valida mitmete propagaatorite vahel) ning valida, milliste taevakehade varju sattumist kontrollida tahetakse. Varjutusoleku kontrollimiseks kasutatakse Monte Carlo kiirtejälgimise meetod, mis töötab universaalselt kõigi kehade korral, olenemata keha asukohast või geomeetriast. Programmi on teoreetiliselt võimalik kasutada ka energiatootluse hindamiseks uuel orbiidil juba enne satelliidi orbiidile viimist.

Käesolev lõputöö koosneb viiest peatükist. Esimene peatükk sisaldab vajalikku teooriat programmi töö mõistmiseks. See osa algab ESTCube-1 missiooni, energiatootluse ja orbiidi tutvustusega ning lõpeb programmi töötamiseks vajalike koordinaat- ja ajasüsteemide kirjeldamisega. Teises peatükis selgitatakse kogu programmi tööd koos kasutatava matemaatika jaoks vajalike lihtsustuste tegemisega ning kirjeldatakse milliseid programmi funktsioone antud töö jaoks kasutati. Kolmandas peatükis hinnatakse programmi arvutuste mõõtemääramatust. Neljandas peatükis kirjeldatakse meetodikat, mida kasutades otsitavad lõpptulemused leiti, ning viiendas peatükis esitatakse tulemused koos järeldustega.

1. Teooria

1.1. ESTCube-1

1.1.1. Missioon

ESTCube-1 on Eesti tudengisatelliidi programmi raames ehitatud ja 7. mail 2013 Guajaana kosmodroomilt Maa orbiidile viidud tehiskaaslane, mille ülesandeks on viia läbi katsetused elektrilise päikesetuulepurje testmooduliga (ingl k *electric solar wind sail*). Päikesetuulepuri on uudne kosmoses liikumise vahend, mis põhineb päikesetuulest impulsi eraldamisel [1, 2, 3]. Orbiidiks valiti teadusliku eksperimendi läbiviimiseks ja satelliidiga sidepidamiseks sobivaim päikesesünkroonne ringikujuline polaarorbiit, mille kõrgus maapinnast on umbes 670 kilomeetrit. Tehiskaaslase kavandamisel ja ehitamisel on järgitud kuupsatelliidi standardeid [4]. Satelliit arendati välja Tartu Ülikoolis, koostöös Eesti Lennuakadeemia ja Tallinna Tehnikaülikooli tudengitega. Päikesetuulepurje idee arendati välja Soome Meteoroloogia Instituudis (FMI), Pekka Janhuneni poolt ja komponentidega aitas Saksa Kosmoseagentuur (DLR). Lisaks oli eesmärkideks pildistada Maad orbiidilt, pakkuda tudengitele võimalust osaleda kosmosetehnoloogiaalases projektis ja muuta kosmoseprogrammid Eestis laiemalt teatavaks. [5]

1.1.2. Energiatootlus

ESTCube-1 saab oma energia kokku 12 päikeseelemendilt, mis on kinnitatud alumiiniumist külgpaneelidele paarikaupa, moodustades päikesepaneelid [6, 7, 8]. Nende paneelide toodetud energia hoiab satelliidi süsteeme töös ja ülejääva energiaga laetakse akusid. Kui kuupsatelliit on Maa varjus, peavad süsteemid töös püsima ainult akudelt saadavast energiast. Samuti muutuvad voolu tarbimise nõuded missiooni eri faasides suurtes vahemikes – mõnes olukorras läheb vaja rohkem energiat kui päikesepaneelid suudavad hetkeliselt toota ja siis võetakse lisaenergia akudelt. Oluline on hoida korraga töös olevate alamsüsteemide arv võimalikult väike, et energiatarve oleks minimaalne. Optimeerimise nõuete hindamiseks on vajalik teada, milline on maksimaalne võimalik energiatootlus erinevatel ajahetkedel. Selleks, et analüüsida satelliidi tööd orbiidil ning hinnata energiatootlikkust tulevikus, tuleb kirjutada simulatsiooni tarkvara, mis jäljendab satelliidi viibimist Maa orbiidil.

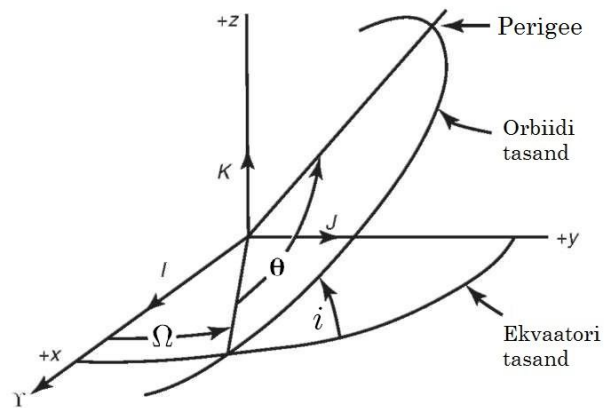
1.1.3. Orbiit

ESTCube-1 tiirleb ringikujulisel päikesesünkroonsel polaarorbiidil. Päikesesünkroonsus säilib aja jooksul tänu satelliidi orbiidi tasandi sobivale pöördumisele Maa suhtes, sooritades aasta jooksul ühe täispöörde. Pöördumist kirjeldab joonisel 1 nurk Ω , mille väärtus

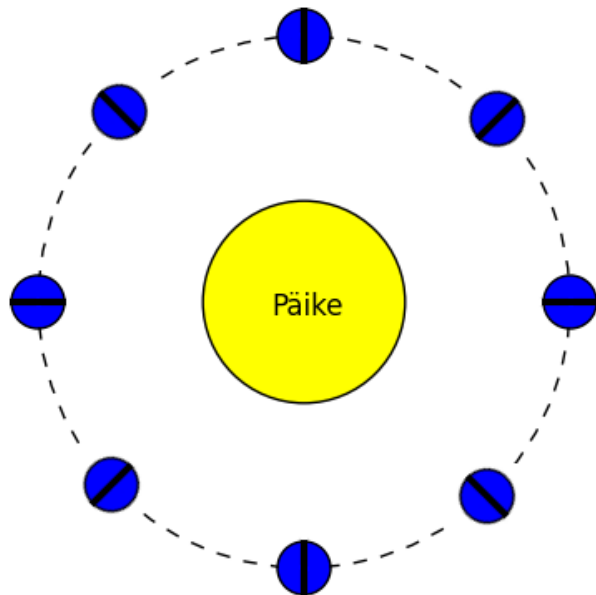
päikesesünkroonsel orbiidil muutub päevas jooksul umbes 1 kraadi võrra. Pöördumine on põhjustatud ekvaatori läheduses satelliidile mõjuvast lisagravitatsioonijõust, mis paneb orbiidi tasandi pretsesseerima [9]. Joonis 2 kirjeldab orbitaaltasandi pöördumist aasta lõikes, näidates kuidas orbiidi tasand (kujutatud paksu musta joonega) püsib sama nurga all Päikese suhtes. Näidatud pöördumine säilitab satelliidi ühtlased valgustusolud kogu missiooni jooksul. Päikesesünkroonsusest ning ESTCube-1 orbiidi 90° lähedastest inklinatsioonist tuleneb ka huvitav

nähtus. Nimelt on ESTCube-1 Tartu raadiojaama sidekaugusel alati perioodidel, mis jäävad vahemikku 10 minutit varjutusperioodi lõpuni kuni esimene pool tundi peale varjust väljumist. Saamaks andmeid terve orbitaalperioodi kohta peab satelliit mõõtmistulemused salvestama parjaarvuti mällu ning sobival hetkel edastama.

ESTCube-1 orbiiti mõjutavad mitmed parameetrid. Näiteks Maa gravitatsiooniväli ei ole ühtlane ning 660 km kõrgusel maapinnast ei ole tingimused veel vaakumi lähedased, mistõttu kõrge atmosfäär aeglustab. Peamiselt nende kahe koosmõjul muutub aja jooksul satelliidi orbiit. Kui missiooni alguses oli orbiidi ekstsentrilisus 0.0014, siis aasta hiljem on selleks 0.002. Põhjuseks on satelliidi aeglustumine, kiirus apogee lähedal on vähenenud

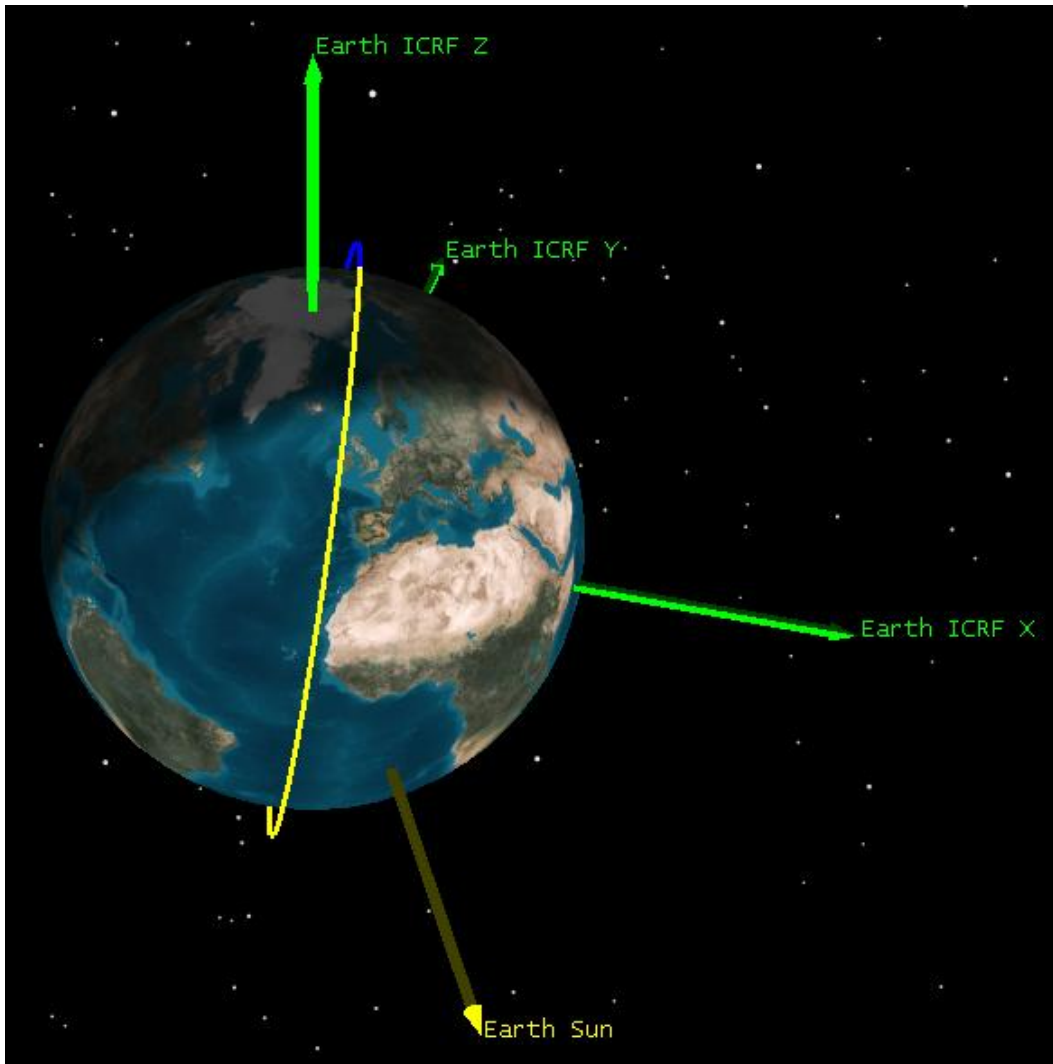


Joonis 1. Tõususõlme (punkt satelliidi orbiidil, kus see lõikub Maa ekvaatori tasandiga) pikkuskraad Ω , inklinatsioon (orbiidi kalle ekvaatori suhtes) i , perigee argument (nurk tõususõlme ja perigee vahel) θ . [37]



Joonis 2. Päikesesünkroonse orbiidi tasandi aastase pöördumise illustratsioon.

aastaga $7,516 \frac{km}{s}$ -lt, $7,506 \frac{km}{s}$ -ni. Samuti kahaneb satelliidi kõrgus maapinnast aja jooksul. Missiooni alguses oli satelliidi kõrguseks perigees 662,702 km ning apogees 682,667 km maapinnast, 2014 maikuuks on need vähenenud vastavalt 652,791 ning 682,128 km-ni. Orbiidi täpseks kirjeldamiseks kogu missiooni jooksul on kõik muutused vaja arvesse võtta



Joonis 3. ESTCube-1 orbiidi paiknemist Maa suhtes illustreeriv pilt. Pilt tehtud tarkvarapaketi STK [10].

1.2. Olemasolevad tarkvarapaketid

Satelliidi orbiidi uurimiseks on olemas mitmeid tarkvarapakette (populaarsemad neist STK ja GMAT). Lõputöö esialgne plaan oli ühte neist kasutades analüüsida ESTCube-1 telemetria andmeid. Nende lühituvustused koos hinnanguga ülesandeks kõlblikkuse kohta on kirjas järgnevalt.

1.2.1. GMAT

GMAT (ingl k *General Mission Analysis Tool*) on NASA arendatud avatud lähtekoodiga programm, millega saab modelleerida ja optimeerida satelliitide trajektoore madala kõrgusega orbiitidelt kuni planeetide vahelise trajektoorini ja teiste süvakosmose missioonideni välja. GMAT-il on ka mitmeid propagaatoreid (matemaatilisi algoritme, mis vajalike algtingimuste ja lihtsustuste korral ennustavad satelliidi asukohta igal ajahetkel),. ESTCube-1 telemetria andmete analüüsimiseks ei sobi GMAT, sest GMAT-i ei saa automatiseerida, igale uuritavale andmepunktile peaks otsima manuaalselt sobiva TLE (*two-line element set*; täpsemalt on sellest räägitud peatükis 1.3) ning GMAT-i väljastatavad tulemused vajavad veel lisatöötlust (hetkel on töötlust vajavaid andmepunkte umbes 50 000). [11]

1.2.2. STK

STK-d (STK - ingl k *Systems Tool Kit*) kasutavad insenerid ja analüütikud, et analüüsida keerukaid süsteeme nagu lennukid, maismaasõidukid või satelliidid koos nende sensorite ja kommunikatsiooniga. STK kasutab hea täpsusega Maa mudelit (WGS84) ning satelliidi koordinaatide ennustamiseks on mitmeid propagaatoreid. STK ei sobi ESTCube-1 telemetria andmete analüüsimiseks, sest STK-d ei saa automatiseerida ning STK väljastatavad tulemused vajavad lisatöötlust, lisaks on STK-ga litsentsiprobleemid. [10]

1.2.3. STK, GMAT-i ja kirjutatud simulaatori võrdlus

Võrdlemaks olemasolevate tarkvarapakettide ning antud töö käigus loodava programmi tulemusi, arvutati kõigiga varjutusajad. Tulemused on järgnevad:

	STK	GMAT	ESTCube-1 energiatootluse simulaator
Poolvarju algus	15:21:48,155	15:21:42,298	15:21:50
Täisvarju algus	15:21:57,824	15:21:51,395	15:21:58
Täisvarju lõpp	15:55:50,991	15:55:58,895	15:55:53
Poolvarju lõpp	15:56:00,705	15:56:07,958	15:56:02

Tulemustest on näha, et antud töös loodava simulaatori varjutusaegade määramise tulemused langevad hästi kokku STK aegadega, erinevus GMAT-i tulemustega võrreldes on suur. Näiteks 8 s erinevus poolvarju alguse määramisel on võrdne ESTCube-1 poolvarju perioodiga.

1.3. TLE

TLE (ingl k *two-line element set*) on standardiseeritud andmeformaad, mis on mõeldud teksti kujul esitamiseks ja sisaldab kahte tekstirida ning mille sisuks on Maa ümber tiirlevate satelliitide orbiitide kirjeldamiseks vajalikud orbitaalparameetrid. Iga TLE sisaldab ühe satelliidi orbitaalparameetreid koos satelliidi tunnuste ja mõõtmise kellaajaga. TLE formaat on määratletud NORAD-i (ingl k *North American Aerospace Defense Command*) poolt ja NORAD sooritab ka vajalikud mõõtmised ning väljastab pidevalt uusi TLE-sid. Nende andmete põhjal on võimalik välja arvutada satelliidi koordinaadid Maa suhtes uuritava ajahetkel. TLE andmete töötlemiseks on palju mudeleid. Näiteks SGP4 on spetsiaalselt TLE-de jaoks mõeldud propagaator, mida kasutab ka NORAD ise (SGP4-st täpsemalt tuleb juttu peatükis 2.1). NORAD kogub tuhandete Maa orbiidil olevate kehade kohta andmed ja suur osa neist on tasuta internetis kõigile saadaval [12, 13].

Kuna TLE koostamisel on tehtud mitmeid lihtsustusi ja orbiit muutub ajas, kehtivad andmed lühikest aega ja koordinaatide püsivaks ning täpseks määramiseks tuleb TLE-d pidevalt uuendada. Näiteks ESTCube-1 asukoha kirjeldamiseks väljastab NORAD ühe ööpäeva jooksul keskmiselt neli uut kaherealist andmekogumit.

TLE sisaldab pealkirja, millele järgnevad kaks rida rangelt määratud formaadis teksti [14].

```
ESTCUBE 1
1 39161U 13021C 14131.46502351 .00001364 00000-0 23600-3 0 879
2 39161 98.0975 212.6308 0010862 145.3277 214.8650 14.69924333 54209
```

Esimene rida:

Väli	Veerg	Sisu	Näidis
1	01–01	Rea number	1
2	03–07	Satelliidi number	39161
3	08–08	Klassifitseerimine (U – salastamata)	U

4	10–11	Orbiidile saatmise aasta kaks viimast arvukohta	13
5	12–14	Vastava aasta stardinumber	021
6	15–17	Stardile viitav tähis	C
7	19–20	Mõõtmise aasta viimased kaks arvukohta	14
8	21–32	Päevanumber koos fraktsiooniga mõõtmise aastal	131.46502351
9	34–43	Pool keskmise liikumise ajalisest tuletisest	.00001364
10	45–52	Kuuendik keskmise liikumise teisest ajalisest tuletisest	00000-0
11	54–61	BSTAR hõõrdumise tegur	23600-3
12	63–63	Number 0 (algselt pidi näitama info tüüpi)	0
13	65–68	Näitab, mitmes TLE uuritava satelliidi kohta	87
14	69–69	Kontrollsumma	9

Teine rida:

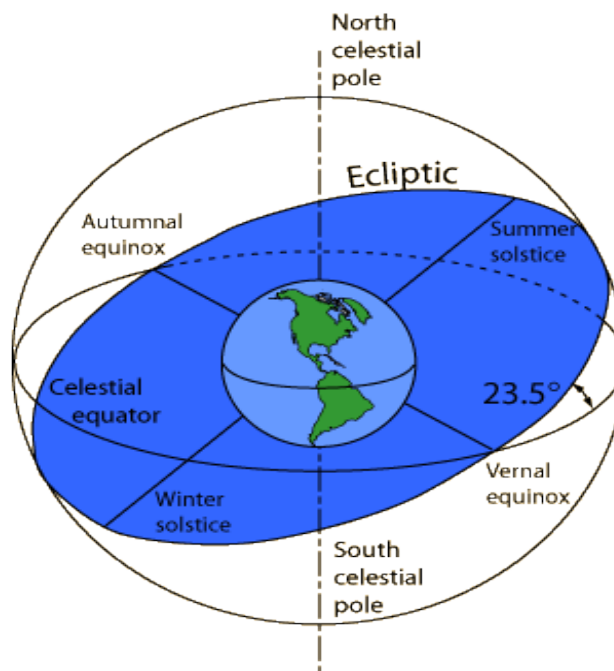
Väli	Veerg	Sisu	Näidis
1	01–01	Rea number	2
2	03–07	Satelliidi number	39161
3	09–16	Inklinatsioon (ingl k <i>inclination</i>)	98.0975
4	18–25	Sõlmpunkti otsetõus (ingl k <i>Right ascension of the ascending node</i>)	212.6308
5	27–33	Ekstsentrilisus	0010862
6	35–42	Periheeli nurk [Kraadides]	145.3277
7	44–51	Keskmine anomaalia Ingl k <i>Mean anomaly</i>	214.8650
8	53–63	Keskmine liikuvus [orbiiti päevas]	14.69924333
9	64–68	Mõõtmise hetkel tiiru number ümber Maa	5420
10	69–69	Kontrollsumma	9

1.4. Koordinaatsüsteemid

Satelliidi koordinaadid Maa suhtes saab TLE abil Maa keskses inertsiaalses koordinaadistikus, mille paiknemist Päikese asukohta kirjeldava koordinaatsüsteemi suhtes on vaja teada. Selleks peab hästi mõistma kuidas on need koordinaatsüsteemid defineeritud ja millised on nende vahelised seosed. Töös kasutatavad koordinaatsüsteemid ja nende vahelised seosed on kirjeldatud järgnevalt.

1.4.1. ECI TEME

Maa keskne inertsiaalne koordinaatsüsteem (ECI - ingl k *Earth-centered inertial*) on üldiselt defineeritud Cartesiuse koordinaatides, kus koordinaadid on määratud kui kaugused Maa keskpunktist mööda kolme üksteise suhtes risti asetsevat sirget. Z-telg on defineeritud kui Maa pöörlemistelg, osutades tõese põhja poole (joonisel 4 *north celestial pole*). X-telg on määratud ekliptilise ja ekvatoriaalse tasandi kevadise



pöörpäeva ajal Päikese poole suunatud Joonis 4. Maa ekliptilist (ingl k *ecliptic equator*) ja ekvatoriaalset (ingl k *celestial equator*) tasandit ning pooluseid illustreeriv joonis [38].

lõikepunkti järgi (joonisel 4 *vernal equinox*). Y-telje suund määratakse paremakäelise Cartesiuse koordinaatsüsteemi reegli järgi [15].

Tõene ekvaator, keskmine võrdpäevsus mingist ajahetkest (TEME – ingl k *true equator and mean equinox of the epoch*) väljendab koordinaatide sõltuvust Maa pöörlemistelje asendi muutusest. Kuna X-telje suund on määratud ekliptilise ja ekvatoriaalse tasandi lõikepunkti järgi, mille asukoht sõltub Maa pöörlemistelje pretsessioonist ja nutatsioonist, sõltuvad telgede suunad uuritavast ajahetkest. TEME puhul arvestatakse telgede suundade ajalise muutuse juures ainult pöörlemistelje pretsessiooniga, nutatsioon keskmitatakse ehk jäetakse arvestamata. [15]

ECI TEME koordinaatsüsteem on kasutusel NORAD-i kaherealistes orbitaalinfo kogumites. Koordinaattelgede suunad on defineeritud Maa suhtes vastavalt Maa keskse inertsiaalse taustsüsteemi reeglitele. Koordinaattelgede suunad ruumis on defineeritud Maa pöörlemistelje asendiga mingil kindlal ajahetkel vastavalt TEME reeglitele. Selleks ajahetkeks on kaherealise andmeseti (TLE) mõõtmiste kellaeg. [15]

1.4.2. ICRF

Rahvusvaheline tähistaeva referentsraamistik (ICRF – ingl k *International Celestial Reference Frame*) [16] on peaaegu inertsiaalne taustsüsteem (telgede suunad sõltuvad liikuvatest galaktikavälistest kiirusallikatest, mis meie jaoks vajaliku mõõtmistäpsuse piires seisavad paigal), mille koordinaatide alguspunktiks on Päikesesüsteemi massikeske. Telgede suunad on määratud ECI põhimõttel, kuid on fikseeritud kindlale epohhi ajale umbes 608 galaktikavälise kiirusallika asukoha abil. Epohhi ajaks on 1. Jaanuar 2000 kell 12:00 TT ajavööndi järgi, sama mis ECI J2000-1 (J2000 on ka defineeritud ECI põhimõttel ja samal epohhi ajal [17]), kuid on fikseeritud optiliselt mõõdetud galaktikasiseste tähtede abil, mille liikumine avaldab suuremat mõju, kui ICRF-i defineerimiseks kasutati). Ehk siis kokkuvõtlikult ICRF koordinaattelgede suunad on defineeritud sarnaselt ECI TEME ja J2000 järgi, kuid kuna on fikseeritud galaktikaväliste kiirusallikate järgi, mis meie jaoks paistavad paigal seisvat, ei ole mõjutatud Maa pöörlemistelje pretsessioonist. Kuna Maa pöörlemistelje pretsessioon on väga aeglane (ühe täisperioodi läbimisele kulub umbes 26 000 aastat [18]) võib antud töös uuritavas ajavahemikus lugeda ICRF ja ECI TEME koordinaatsüsteemid kokkulangevaks. ICRF ja ECI J2000 langevad kokku FK5-e (ingl k *The Fifth Fundamental Catalogue*) määramatuse raames [19].

1.5. Ajasüsteemid

Andmete töötlemiseks loodav programm peab arvutuste teostamiseks oskama teisendada erinevate ajasüsteemide vahel. Näiteks satelliidilt pärinevad andmed on täisarvudest ajamärgetena (UNIX) ning Päikese koordinaate arvutamiseks kasutatav programmijupp tahab sisendiks uuritavat ajahetke Juliuse kuupäevana. Järgnevalt on kirjeldatud kasutatavate ajasüsteemide defineerimiste viisid.

1.5.1. Gregoriuse kalender

Gregoriuse kalender on tsiviilkasutuses kõige levinum kalender. Gregoriuse aasta koosneb 365-st päevast, välja arvatud liigaastatel, mis esinevad iga nelja aasta tagant. Liigaastatel on päevi 366. Gregoriuse aasta on jaotatud kaheteistkümneks kuuks, mis omakorda koosnevad 28-st kuni 31-st päevast. Iga päev koosneb 24-st tunnist, iga neist jaotub 60-ks minutiks ning minutid omakorda samaks arvuks sekunditeks. Energiatootluse simulaatori primaarseks ajasüsteemiks on Gregoriuse kalender. [20]

1.5.2. UNIX UTC ajamärked

Universaalne aeg (UTC - ingl k *Universal Time Coordinated*) on alates 1972. aastast kehtiv maailmaaeg. See koordineeritud maailmaaeg asendab varem kasutusel olnud Greenwichi kohalikku keskmist päikeseaega GMT (Greenwich Mean Time). [21] UNIX ajamärked on ajasüsteem, mis kirjeldab ajahetki kasutades ühte täisarvu, loendades sekundeid alates 1. Jaanuarist, 1970 kell 00:00:00 UTC ajavööndi järgi, mitte arvestades liigsekundeid (ingl k *leap seconds*). Orbiidilt pärit telemeetria andmed on UNIX UTC ajasüsteemis. Näide UNIX UTC ajamärkest: 1368088383, millele vastab 2013.05.09 08:33:03 Gregoriuse kalendris. [22]

1.5.3. Juliuse kuupäev

Juliuse kuupäev (ingl k *Julian date*) kirjeldab aega ühe ujukomaarvuga, mille täisarvuline osa loendab päevi alates 1. Jaanuarist, 4731 e.m.a., kell 12:00:00 UTC. Kellaega mingil päeval kirjeldab fraktsioon täisarvu järel. Päikese koordinaatide arvutamiseks vajalik teek kasutab Juliuse kuupäeva. Näiteks 2013.05.09 08:33:03 Gregoriuse kalendris on 2456421.8562847222 Juliuse kuupäevana. [23]

Juliuse kuupäev võeti kasutusele 1583 Joseph Justice Scaliger-i poolt ning süsteem võis saada nime tema isa, Julius Caesar Scaliger-i järgi. Teine võimalus on nimetamine Juliuse kalendri järgi, mis võeti kasutusele Julius Caesari poolt 45 aastat e.m.a. [24]

2. Energiatootluse simulaatori teooria

Energiatootluse simulaator on võimeline määrama erinevate Maa orbiidil olevate kehade koordinaate Maa suhtes. Samuti on võimalus leida tähtsamate Päikesesüsteemi kehade koordinaate Maa suhtes. Nende abil saab arvutada näiteks ESTCube-1 Maa varjus oleku kellaegu, mida ka antud töös tehakse, kuid võimalusi teistsuguste olukordade analüüsimiseks on palju. Näiteks kaasates arvutustesse Kuu, saaks ennustada ette hetki, mil satelliit võib Maa varjust otse Kuu varju siseneda, mis omakorda paneks suuremat rõhku satelliidi akude kestvusele. Simulaatori võimaluste ja antud töös tehtud arvutuste teostamiseks kasutatu kirjeldus koos teooriaga on kirjas järgnevalt.

2.1. SGP4 propagaator ja JPL efemeriidid

SGP4 (SGP – ingl k *Simplified General Perturbations*) propagaatorit kasutatakse Maa orbiidil olevate satelliitide ja kosmoseprügi, mille orbitaalperiood ei ületa 225 minutit, koordinaatide arvutamiseks Maa keskses inertsiaalses taustsüsteemis (pikemate orbitaalperioodidega orbiitide uurimiseks on teised propagaatorid) [25]. Oma arvutusmudel is arvestab SGP4 Maa kujust, atmosfääri hõõrdejõust, Päikese radiatsioonist ja ka teiste taevakehade gravitatsioonidest põhjustatud häiritustega, mis avaldavad mõju satelliidi orbiidile [26]. Maa gravitatsiooniandmeid saab antud töös kasutatav SGP4 propagaator WGS-72 [27] (WGS - ingl k *World Geodetic System*) andmetest. Töös loodav energiatootluse simulaator kasutab ESTCube-1 koordinaatide leidmiseks SGP4 propagaatorit, mis omakorda kasutab ESTCube-1-e TLE-sid (vajadusel on võimalus arvutada ka teiste sobival orbiidil olevate kehade koordinaate).

JPL (ingl k *Jet Propulsion Laboratory*) efemeriidid on sisuliselt tabelid, mis esitavad Päikesesüsteemi suuremate taevakehade koordinaate, kiiruseid ja kiirendusi võrdsete ajaintervallide tagant rahvusvahelises tähistaeva referentsraamistikus. Tabelid on koostatud n-keha probleemi numbrilise integreerimisega, kus algväärtused on valitud suure hulga vaatluste põhjal. Kuna JPL efemeriidides on andmed võrdsete intervallide tagant, peab iga ajahetke kirjeldavate andmete saamiseks efemeriide interpoleerima, mida teeb jplephem teek [28]. Antud töös kasutatakse DE421 efemeriide, mille abil on võimalik arvutada Merkuuri, Veenuse, Maa, Marsi, Jupiteri, Saturni, Uraani, Neptuuni, Pluuto, Kuu ja Päikese andmeid aastate vahemikus 1900 kuni 2050, ICRF koordinaatsüsteemis [29]. Töös loodav simulaator kasutab JPL efemeriide siiski ainult Päikese koordinaatide Maa suhtes arvutamiseks. [30]

2.2. Päikese lähendamine mustale kehale ja Lambert'i kiirgurile

Lisaks vajalike koordinaatide leidmisele suudab energiatootluse simulaator kontrollida satelliidi viibimist mõne taevakeha varjukoonuses. Selleks kasutatakse Monte Carlo kiirtejälgimise meetodit, mille kasutamiseks tuleb teha teatud eeldused Päikese kohta, mis on kirjas järgnevalt.

2.2.1. Päike kui Lambert'i kiirgur

Vastavalt. [31]: Kirkust L_e kasutatakse mittepunkt-valgusallikate iseloomustamiseks ja mõõdetakse kiirgusvooga $d\phi_e$ mingi ruuminurga $d\Omega$ suunas, sõltuvana ainult nähtava pinna suuruselt:

$$L_e = \frac{d\phi_e}{d\Sigma \cdot \cos(\theta) \cdot d\Omega}$$

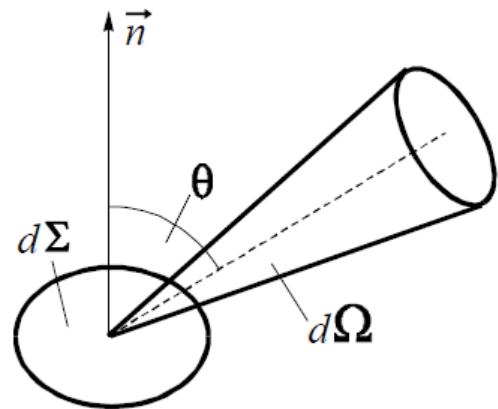
Kirkuse mõõtühik on $\left[\frac{W}{m^2 \cdot sr}\right]$. Kui allika kirkus igas suunas on ühesugune, ehk $L_e(\theta) = const$, siis

$$d\phi_e = d\Sigma \cdot \cos(\theta) \cdot d\Omega \cdot L_e,$$

mis tähendab, et kiirgusvoog igas suunas sõltub ainult nähtava pinna suuruselt $d\Sigma \cdot \cos(\theta)$, seega sisuliselt vaid $\cos(\theta)$ -st. Selliste kiirgurite korral kehtib Lamberti seadus ja neid nimetatakse kas Lambert'i või koosinuskiiirguriteks. [31]

Kuna Päikese võib lähenduses lugeda sfääriliseks (Päikese elliptilisus tegelikkuses on umbes 0,00005 [32]), on Päike ka isotroopne kiirgaja, ehk $L_e(\theta) = const$. Sellisel juhul võib Päikese lugeda Lambert'i kiirguriks, mis tähendab, et sõltumata vaatenurgast on kirkus sama (olguigi, et vaatenurga suurenedes kiirgusvõimsus mingilt ühikuliselt pinnatükilt väheneb, väheneb pinnatüki näiv pindala sellele vastavalt, jättes kirkuse samaks).

Lugedes Päikese Lambert'i kiirguriks, võib selle kiiritustihedust mingile risti asetsevale pinnale hinnata nähtava Päikese osa pindala järgi. Et olla Lambert'i kiirgur, peaks Päike meile ühtlaselt heledama paistma. Reaalsuses on Päikese kirkus keskosa lähedal suurem kui äärtes, seda efekti nimetatakse limbi tumenemiseks (ingl k *limb darkening*) [33]. Antud



Joonis 5. Pinnatüki suurus $d\Sigma$, ruuminurk $d\Omega$ ja nurk pinnanormaali ning vaatesihi vahel θ . [31]

töös siiski loetakse lihtsustuse mõttes Päike Lambert'i kiirguriks. (Limbi tumenemise arvestamine on plaanis tuleviku laiendusena.)

2.2.2. Päikese musta keha kiirgajana

Musta keha kiirguse kohaselt kiirgab iga absoluutsest nulltemperatuurist suuremal temperatuuril oleva absoluutselt must keha elektromagnetkiirgust. Kiiratav võimsushulk ja elektromagnetlainete sagedusvahemik sõltuvad ainult keha temperatuurist. Toatemperatuuril olev must keha näib musta värvi, sest enamik kiiratavast energiast on infrapunase sagedusvahemikus, mida inimese silm ei taju. Teatud lähenduses võib ka Päikese lugeda mustaks kehaks ning vastavalt sellele saab kasutada Stefan – Boltzmanni seadust [34]:

$$j^* = \sigma T^4$$

Kus σ on Stefan – Boltzmanni konstant ning valem iseloomustab temperatuuril T oleva ühikulise absoluutselt musta pinna kiirguse koguvõimsust. Päikese summaarse kiirgusvõimsuse arvutamiseks tuleb arvesse võtta Päikese pindala ja pinnatemperatuuri.

Võttes lihtsustusena, et Päike kiirgab kõigis suundades võrdselt (Päike on lihtsustatult Lambert'i kiirgur), saab satelliidini jõudva kiiritustiheduse kätte, arvestades ainult Päikese ja satelliidi vahelist kaugust, valemiga:

$$E_e = \frac{j^* 4\pi R_{Päike}^2}{4\pi D^2},$$

kus E_e on kiiritustihedus $\left[\frac{W}{m^2}\right]$ ning D tähistab Päikese keskpunkti ja satelliidi vahelist kaugust. Näiteks, võttes kauguseks $149 \cdot 10^6 km$, on satelliidini jõudev kiiritustihedus umbes $E_e \approx 1377 \frac{W}{m^2}$. Ehk teades satelliidi kaugust Päikesest on võimalik satelliidini jõudev kiiritustihedus igal ajahetkel leida.

2.3. Monte Carlo kiirtejälgimise meetod

Antud töös peamiseks uuritavaks probleemiks on satelliidi Maa varju sisenemise ja varjust väljumise kellaegade täpne määramine. Selleks vajalikud koordinaadid (Päikese ja satelliidi koordinaadid Maa suhtes) saab teada osas 3.1 kirjeldatu abil. Järgmisena on vaja nende abil reaalselt satelliidi varjus või varjust väljas olekut määrata.

Universaalne viis varjutuse määramiseks kõigi taevakehade korral on Monte Carlo kiirtejälgimise meetod, mis genereerib Päikese risttasandile ühtlase jaotusega kindla hulga punkte, moodustab nende abil sirgete võrrandid, millest igaüks läbib ühte punkti risttasandil ja satelliidi keskpunkti ning kontrollib saadud sirgete lõikumist defineeritud taevakehadega. Alljärgnev kirjeldab meetodi realiseerimist täpsemalt.

2.3.1. Päikese pinnale punktide genereerimine

Lugedes Päikese Lambert'i kiirguriks, sõltub satelliidini jõudev kiiritustihedus suhtarvust, mis võtab arvesse maksimaalse satelliidilt vaatlejale nähtava Päikese osa pindala ning selle vähenemise varjutatuse korral. Kuna eemalt näib Päike olevat ring, on efektiivsem punkte genereerida poolsfääri pinna asemel selle kujuteldava ringi sisse. Tehtud lihtsustusest tekkivad vead on väikesed, sest arvestamata jääb ainult punktide kauguse muutus Maast Päikese poolsfäärilise mudeli ulatuses ning kuna Päikese raadius on umbes 0,46% Maa ja Päikese vahelisest kaugusest [32], on vea maksimaalne suurus 0,46% katsepunkti kohta. (Päikese kiiritustiheduse sõltuvusest kaugusena Päikesest on täpsemalt juttu punktis 5.1.1.)

Ringi keeruka paiknemise tõttu ruumis ei ole ratsionaalne punkte otse sellele tekitada, sest sobivate koordinaatide vahemike leidmine ja punkti sobiva ringi sees paiknemise kontrollimine on keerukad ülesanded ning mõistlikum kasutada järgnevalt kirjeldatud lahendust.

Kasutades ühtlase jaotusega juhuslike arvude generaatorit, saadakse kaks arvu vahemikus $[-1 ; 1]$, millest esimene on 2D ruumis punkti x-koordinaadi väärtus ning teine y-koordinaadi väärtus. Järgmisena kontrollitakse punkti paiknemist ühikringi sees. Kui tulemuseks on mitte paiknemine, kordab kood eelnevat tsüklit, genereerides uuesti kaks arvu samas vahemikus. Tõese vastuse korral, ehk punkti paiknemisel ühikringis, lisab programm tulemuse sobivate koordinaatide järjendisse. Kirjeldatud protsessi korratakse kuni on olemas vajaliku arvu punktide koordinaadid.

Järgmisena teisendatakse saadud punktid x , y koordinaadistikust ümber polaarkoordinaatidesse. Moodulid arvutatakse vastavalt Pythagorase teoreemile. Faaside arvutamiseks kasutatakse arkustangensit.

Peale ühikringis paiknevate punktide polaarkoordinaatide arvutamist, paigutatakse need Päikese risttasandile, kasutades 3D rotatsioonimaatriksit:

$$R(\theta) = \begin{pmatrix} \cos(\theta) + u_x^2(1 - \cos(\theta)) & u_x u_y(1 - \cos(\theta)) - u_z \sin(\theta) & u_x u_z(1 - \cos(\theta)) - u_y \sin(\theta) \\ u_x u_y(1 - \cos(\theta)) + u_z \sin(\theta) & \cos(\theta) + u_y^2(1 - \cos(\theta)) & u_y u_z(1 - \cos(\theta)) - u_x \sin(\theta) \\ u_z u_x(1 - \cos(\theta)) - u_y \sin(\theta) & u_z u_y(1 - \cos(\theta)) - u_x \sin(\theta) & \cos(\theta) + u_z^2(1 - \cos(\theta)) \end{pmatrix},$$

kus $\hat{u} = (u_x, u_y, u_z)$ on pöörlemistelge defineeriv ühikvektor.

Punktide õigele tasandile paigutamiseks defineeritakse pöörlemistelg ühikvektoriga, mis on suunatud satelliidilt Päikese keskpunkti poole. Kasutades eelnevalt saadud polaarkoordinaatide faasiinfot, mooduleid ning Päikese näivat raadiust, paigutatakse pöörlemisteljega risti oleva ühikvektori ning rotatsioonimaatriksi abil punktid õige orientatsiooniga tasandile ning sobivatele radiaalkaugustele. Punktisarve nihutamiseks õigesse ruumiossa, liidetakse punktide koordinaatidele juurde Maa keskpunktist Päikese keskpunkti suunatud vektor, kust on maha lahutatud teine vektor, pikkusega ΔD (Maa keskpunkt on koordinaatide alguspunktiks).

2.3.2. Ellipsoidi ja sirge lõikumise kontrollimine

Satelliidi varjutatuse astme määramiseks uuritakse kui suur osa Päikesest on satelliidilt vaatlejale näha. Selleks kasutatakse osas 3.2.2. leitud punktide koordinaate, moodustatakse sirgete võrrandid, kus iga sirge läbib ühte punkti Päikesel ja satelliidi keskpunkti ning kontrollitakse nende lõikumist Maaga. Varjutusaegade täpsemaks määramiseks kasutatakse programmis sfäärilise kujuga Maa asemel ellipsoidaalset. Teostus on kirjeldatud järgnevalt.

Analüütilises geomeetrias võivad sirge ning ellipsoid lõikuda kolmel eri viisil: lõikumine puudub, lõikumine toimub ainult ühes punktis (puutujasirge) ning sirge lõikab keha kahes erinevas punktis. Viis nende eristamiseks ja lõikepunktide koordinaatide leidmiseks 3D ruumis vektorite abil on kirjeldatud järgnevalt.

Sfääri võrrand on:

$$\|\vec{x} - \vec{c}\|^2 = r^2 \Leftrightarrow (\vec{x} - \vec{c}) \cdot (\vec{x} - \vec{c}) = r^2$$

- \vec{c} - tähistab keskpunkti asukohta
- r^2 - sfääri raadius
- \vec{x} - punktid sfääri pinnal

Kuna Maa on ellipsoid, kirjutatakse sfääri võrrand ümber, skaleerides sfääri raadiust kahe telje suunas. Valitud koordinaatsüsteemis on Maa pöörlemisteljeks z-telg, järelikult x- ja y-telgede suunalised raadiused on suuremad. IERS 2003 [35] mudeli järgi on Maa ekvatoriaalraadiuseks 6378,1366 km ning polaarraadiuseks 6356,7519 km.

Maa ellipsoidse lähenduse võrrand (vektorkuju lahti kirjutatult):

$$\left(\frac{x_x - c_x}{K}\right)^2 + \left(\frac{x_y - c_y}{K}\right)^2 + (x_z - c_z)^2 = R_{Polaar}^2$$

- c_x, c_y ja c_z on keskpunkti koordinaadid
- x_x, x_y ja x_z on punktide koordinaadid ellipsoidil
- R_{Polaar} on Maa polaarraadius
- K on skaleerimiskonstant (1,0033640922811538)

Sirge, alguspunktiga \vec{o} võrrand:

$$\vec{x} = \vec{o} + d\vec{l}$$

- \vec{l} - sirge suunda defineeriv ühikvektor
- \vec{o} - sirge alguspunkt
- $d\vec{l}$ - tähistab kaugust alguspunktist mööda sirget
- \vec{x} - punktid sirgel

Sirge ja ellipsoidi lõikepunktide leidmiseks asetatakse sirge valem sfääri võrrandisse:

$$\left(\frac{o_x + dl_x - c_x}{K}\right)^2 + \left(\frac{o_y + dl_y - c_y}{K}\right)^2 + (o_z + dl_z - c_z)^2 = R_{Polaar}^2$$

X-telje suunalise osa lahti kirjutamine ja lihtsustamine:

$$\begin{aligned} \left(\frac{o_x + dl_x - c_x}{K}\right)^2 &= \\ &= \frac{1}{K}(o_x^2 + dl_x o_x - c_x o_x + dl_x o_x + d^2 l_x^2 - dl_x c_x - c_x o_x - dl_x c_x + c_x^2) = \\ &= \frac{1}{K}(d^2(l_x l_x) + 2dl_x(o_x - c_x) + (c_x - o_x)^2) \end{aligned}$$

Terve võrrand peale lihtsustamist:

$$\begin{aligned} &\frac{1}{K}(d^2(l_x l_x) + 2dl_x(o_x - c_x) + (c_x - o_x)^2) \\ &+ \frac{1}{K}(d^2(l_y l_y) + 2dl_y(o_y - c_y) + (c_y - o_y)^2) \\ &+ (d^2(l_z l_z) + 2dl_z(o_z - c_z) + (c_z - o_z)^2) - R_{Polaar}^2 = 0 \end{aligned}$$

Mis on tavaline ruutvõrrand ($ad^2 + bd + c = 0$), kus:

- $a = \left(\frac{l_x l_x}{K} + \frac{l_y l_y}{K} + l_z l_z \right)$
- $b = \frac{(l_x(o_x - c_x))}{K} + \frac{(l_y(o_y - c_y))}{K} + (l_z(o_z - c_z))$
- $c = \frac{(o_x - c_x)^2}{K} + \frac{(o_y - c_y)^2}{K} + (o_z - c_z)^2 - R_{Polaar}^2$

Diskriminant arvutatakse valemiga:

$$D = b^2 - 4ac.$$

Saadud väärtusest sõltub kas sirge lõikub ellipsoidiga või mitte.

- Kui $D > 0$, siis sirge lõikub sfääriga kahes punktis.
- Kui $D = 0$, siis sirge lõikub sfääriga ainult ühes punktis (puutuja).
- Kui $D < 0$, siis sirge ei lõiku sfääriga üheski punktis.

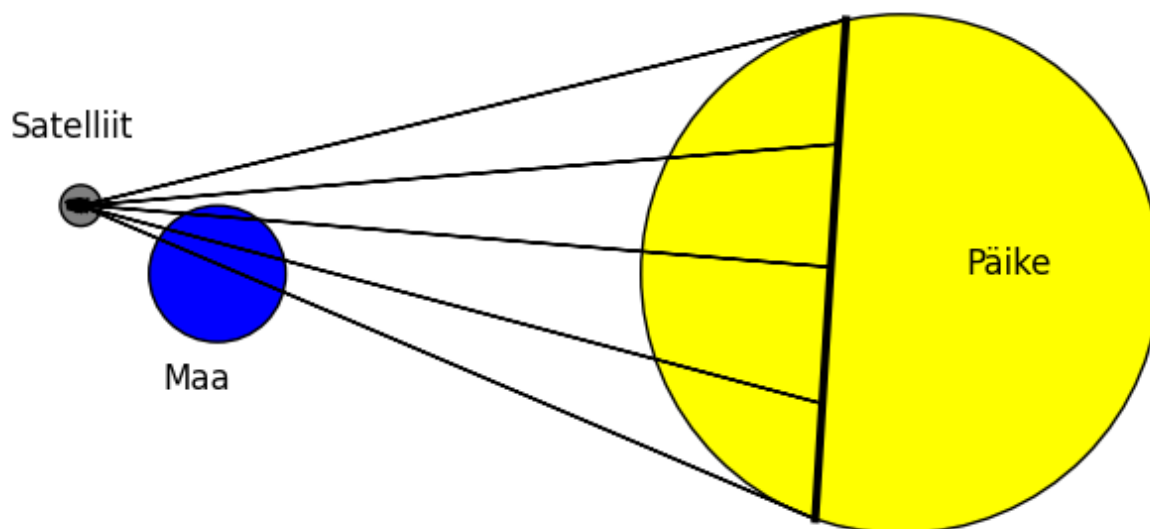
Vajadusel täpsete lõikepunktide koordinaatide saamiseks tuleb leida väärtused:

$$d_{1,2} = \frac{-b \pm \sqrt{D}}{2a},$$

ning asendada saadud $d_{1,2}$ väärtused esialgse sirge võrrandisse.

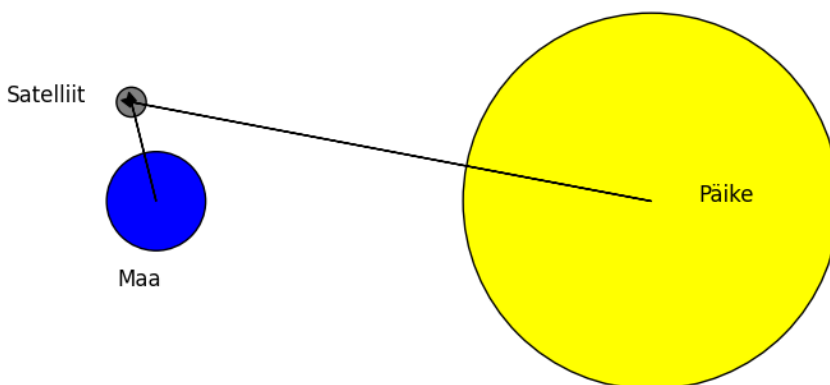
2.4. Satelliidi Maa varjus oleku määramine

Kasutades eelnevates punktides kirjeldatud lähenemist, genereerib programm Päikese risttasandile, näiva raadiusega ringi sisse, ühtlase jaotusega sobiva arvu punktide koordinaadid. Järgmisena moodustab programm sirged, millest igaüks läbib ühte genereeritud punkti Päikesel ja satelliidi keskpunkti ning kontrollib sirgete lõikumist ellipsoidse Maaga. Kuna punktid Päikesel on tekitatud ühtlase jaotuse kohaselt, hinnatakse varjutatuse astet Maaga mittelõikuvate ja kogu sirgete arvu suhte alusel. Näiteks joonisel 6 on kokku 5 sirget, neist 3 lõikuvad maaga, järelikult satelliidini jõudev kiiritustihedus on $\frac{2}{5} Kiiritustihedus_{Max}$, kus $Kiiritustihedus_{Max}$ iseloomustab satelliidini jõudvat kiiritustihedust täielikult varjust väljas oleku korral. (Tegelikkuses antud näide 5 sirgega pole päris korrektne, sest arvestades ka limbi tumenemisega, on Päikese äärmiste punktide kiiritustihedus satelliidile nulli lähedane. Lisaks on väga ebatõenäoline, et programm genereerib punkti väga ääre lähedale.)



Joonis 6. Illustratsioon satelliidi varjutatuse astme määramisest vastavalt sirgete (mida näitavad sirgete suunalised sirglõigud) Maaga löikumiste arvule.

Sirgete ja sfääri löikumine ei tee vahet, kas satelliit viibib Maa ja Päikese vahel või Maa taga, Päikese varjus. Satelliidi poole suunatud sirged lõikuvad Maaga mõlemal juhul. Probleemi kõrvaldamiseks kasuta-



Joonis 7. Illustratsioon satelliidi Maa ja Päikese suhtes paiknemise määramiseks kasutatavatest vektoritest.

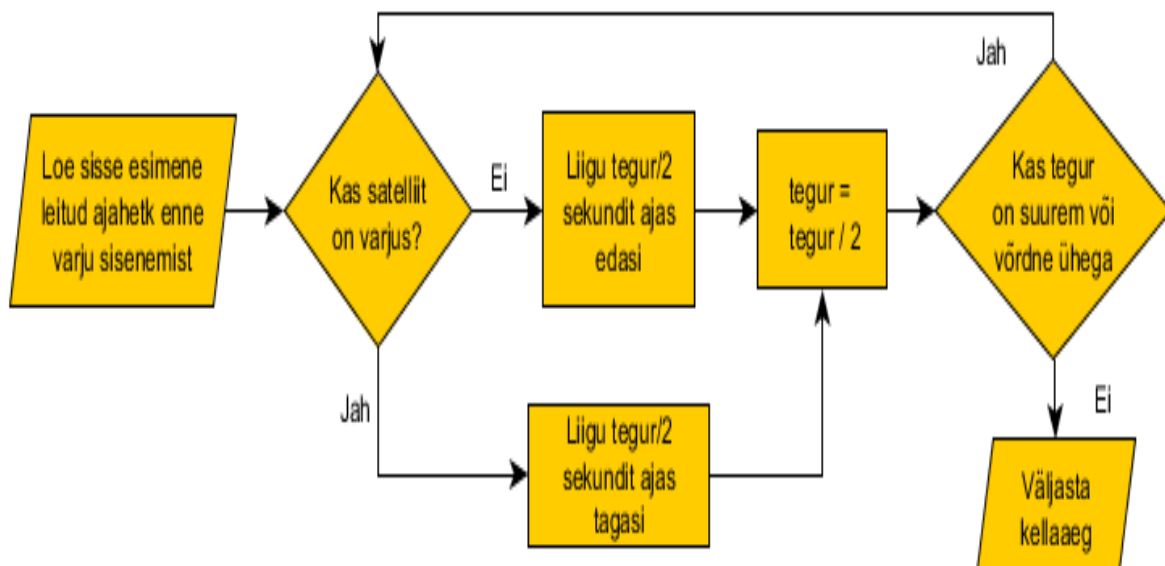
takse kahe vektori vahelist skalaarkorrutist. Üks neist on suunatud Päikese keskpunkti satelliidini ning teine Maa keskpunkti satelliidini. Kui satelliit viibib Maa tagumisel poolel (tagumisel poolel on vari), on kahe vektori vahelise skalaarkorrutise väärtus positiivne. Vastasel juhul on skalaarkorrutise väärtus negatiivne. Kombineerides skalaarkorrutise väärtuse ja lõikuvate sirgete arvu, selgitatakse välja täpsed varjutuste ajad. Vektorid, mille vahel skalaarkorrutis leitakse, on illustreeritud joonisel 7.

2.5. Binaarotsing

Programmi üks eesmärk on satelliidi orbitaalaja leidmine kõigi katsepunktide jaoks. Orbitaalajaks loetakse antud töös sekundeid, mis on möödunud uuritava andmepunkti kellaajale eelnevast satelliidi täisvarju sisenemisest hetkest. Üks võimalus selle leidmiseks on liikuda ajas teatud suuruses sammudega ning ära tabada muutuse hetk, mil satelliit sisenes

varju. Tulemuse täpsus antud meetodil sõltub sammupikkusest. Arvestades ühe orbitaalperioodi ligi 6000 sekundilist kestvust, on mõistetav antud lähenemise ebaefektiivsus hea täpsuse korral.

Parem lähenemine on binaarotsing, mida ka antud programm kasutab. Binaarotsingu rakendamiseks leiab programm esmalt sobiva ajahetke, kust on optimaalne binaarotsingut alustada. Täpsemalt, peale uuritava kellaaja sisestamist kontrollib programm satelliidi viibimist varjus või Päikese käes. Varjus oleku korral liigub 512 sekundiliste sammudega ajas tagasi kuni jõuab Päikese kätte. Kui algselt oli satelliit Päikese käes, liigub programm 512 sekundiliste sammudega ajas tagasi, läbides varjutuse aja ning peatub uuesti Päikese kätte jõudes. Kuna liikumise sammuks on 512 sekundit, ei saa otsitav ajahetk olla kaugemal. Nüüd rakendub binaarotsing, mille töö on kirjeldatud ka joonisel 8. Esmalt kontrollib binaarotsing,



Joonis 8. Vookeem kasutatava binaarotsingu põhimõttest.

kas satelliit on varjus. Ei vastuse korral liigub $\frac{512}{2}$ sekundilise sammu võrra ajas edasi ning kontrollib uuesti varjus olekut. Kui nüüd on vastuseks jah, liigub programm $\frac{256}{2}$ sekundilise sammu ajas tagasi. Sellisel põhimõttel tsüklil jätkub kuni teguri väärtus on väiksem kui 1 ning viimane saadud väärtus on otsitav kellaageg.

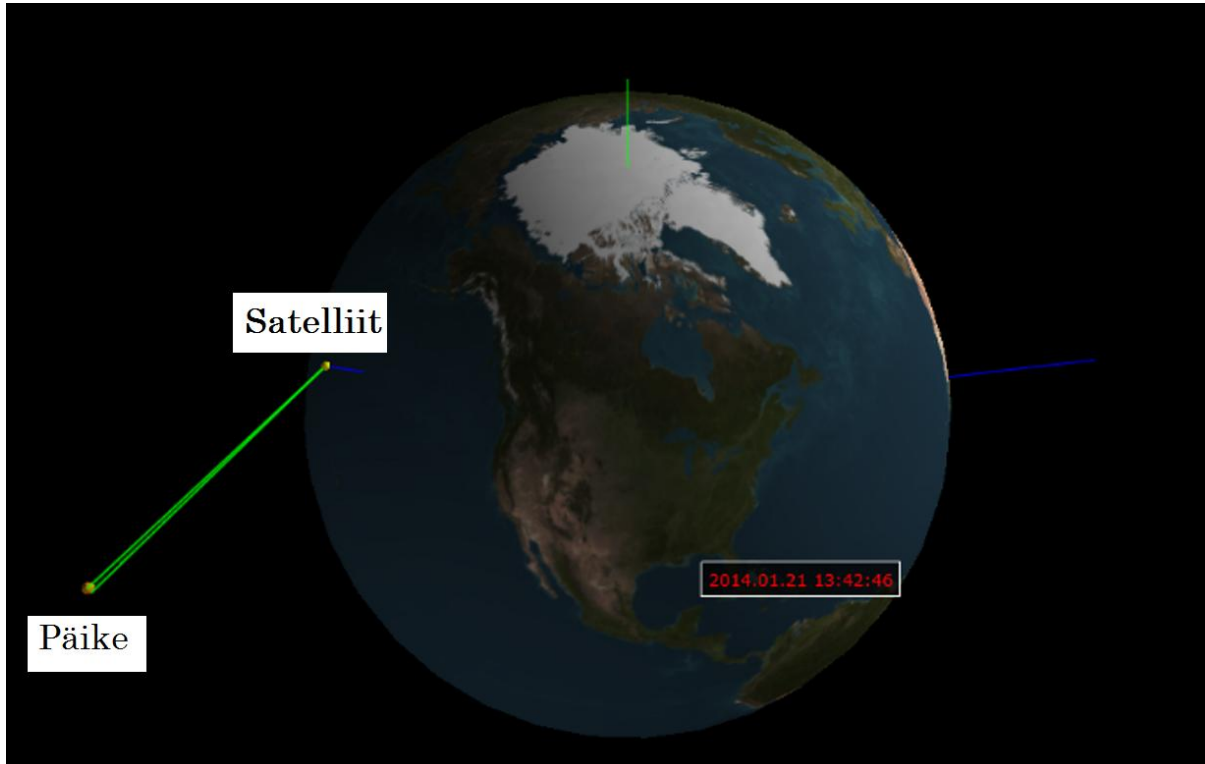
2.6. Antud töös tehtav andmetöötlus

Programm loeb sisse kaks tekstifaili. Esimeses on reaalsed satelliidilt saadud telemeetria andmed. Teises on kõik missiooni vältel koostatud ESTCube-1 TLE andmesetid. Kuna programmi töö käigus on vaja automaatselt uuendada SGP4 poolt kasutatavat TLE-d,

koostatakse nende otsimiseks aja järgi eraldi järjend, kus on kirjas kaherealiste andmesettide kehtivusaja algus ning programmi töö käigus otsitakse *bisect* teegi abil sobivaimat TLE-d.

Uuritavate kellaegade sisestamisel (mis loetakse sisse andmefailist) otsib programm sobiva TLE ja arvutab satelliidi koordinaadid Maa suhtes. Samal ajal arvutab ka Päikese koordinaadid Maa suhtes. Need on piisavad andmed Monte Carlo kiirtejälgimise meetodi rakendamiseks, mis arvutab satelliidi varjutatuse astme.

Edasi käivitub tsükkel kus vastavalt varjutusastmele liigub programm automaatselt ajasammudega vajalikus suunas (eesmärk on leida kellaeg, kus satelliit viimati sisenes Maa taha, Päikese varju). Iga tehtud sammu jaoks otsitakse uuesti sobivaim TLE ning arvutatakse vajalikud koordinaadid. Tsükkel kestab kuni otsitav ajahetk on leitud ning saab arvutada kulunud sekundeid, mis ka tulemusena väljastatakse. Standardset toimub orbitaalaja arvutamine alates satelliidi viimasest täisvarju sisenemisest, kuid vajadusel võimalik on leida iga täis- ja poolvarju algus- ning lõpphetk. Sedasi käiakse kõik andmepunktid läbi ja salvestatakse neile juurde orbitaalaeg. Lisaks arvutab programm leitud kellaajal satelliidi kauguse Päikesest, leiab musta keha kiirguse valemi abil Päikese keskmise kiiritustiheduse satelliidi kaugusel ning salvestab ka selle tulemuse andmefaili.



Joonis 9. Pilt ESTCube-1 energiatootluse simulaatori visuaalsest osast, millega veenduti programmi töö korrektsuses. Pildilt on näha kuidas Päikese tasandilt on satelliidi poole suunatud vektorid ning kuna ükski vektorite suunalistest sirgetest ei löiku Maaga, on kiiritustihedus satelliidile maksimaalne.

3. Määramatuste hindamine

3.1. TLE ajas kasvava määramatuse hinnang

TLE ajalise määramatuse hinnangu saab jooniselt 10, kus on erinevaid orbiite kirjeldavate TLE-de abil samal ajahetkel arvutatud satelliidi koordinaadid ning nendest moodul võetud (orbiiti 541 kirjeldava TLE mõõtmiste sooritamise ajal). Hälbed arvutati number 541 orbiidi suhtes.



Joonis 10. TLE ajas tekkiva määramatuse hinnang. Graafik A näitab erinevaid orbiite kirjeldavaid

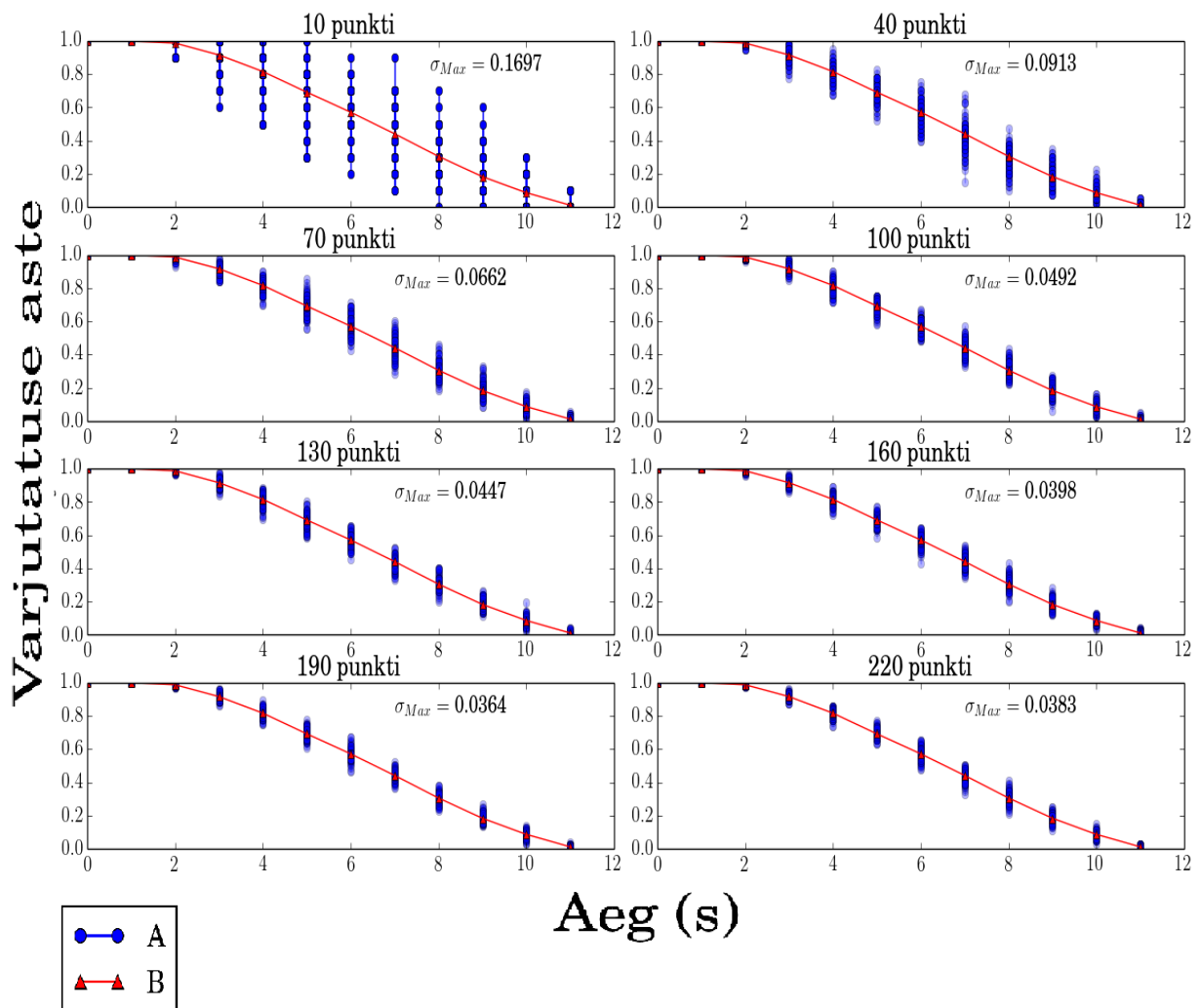
Jooniselt 10 on näha kuidas orbiidile number 541 viis lähimat katsepunkti jäävad ühe kilomeetrise asukoha erinevuse piiridesse. Kuna programm kasutab alati igal uuritaval ajahetkel satelliidi koordinaatide arvutamiseks ajalisel kõige sobivamat (uuritava ajahetkele minevikus lähimat) TLE-d ning kuna ajaliseks määramatuseks üks sekund peaks hälve ületama 3,4 km, ei tohiks TLE-de väikesest ebatäpsusest tekkida programmile märgatavat lisamääramatust (programmi tundlikkus ehk väikseim ajaline samm on 1 sekund).

3.2. Varjutatuse astme määramatus

Eelnevas osas kirjeldati kuidas satelliidi varjus oleku määramiseks tekitatakse Päikese risttasandile, näiva raadiusega ringi sisse sobiv arv punkte. Programmi efektiivseks töötamiseks tuleb leida see sobiv arv, mille juures varjutatuse määramatus on piisavalt väike ning punktide arv ei vähenda arvutuskiirust. Kuigi tegemist on võrdlemisi subjektiivse hinnanguga, saab selle põhjal nägemuse tulemuste usaldatavusest valitud punktide arvu korral.

Joonisel 11 on illustreeritud varjutatuse astmed koos määramatusega satelliidi varjust väljumise perioodil, erinevate genereeritud punktide arvude korral. Y-teljel vahemik [0; 1] näitab satelliidi varjutatust Päikese käes olekust kuni täisvarju sisenemiseni. Punased jooned (B) on saadud 10 000 punkti Päikesele genereerimisel, mille juures $\sigma_{Max} \approx 0,006$, ning neid kasutatakse hälvete visuaalseks hindamiseks graafikutel. σ_{Max} tähistab maksimaalset standardhälvet, mis on saadud igal sekundil genereeritud varjutusastmete standardhälvete arvutamisel ja nende seast maksimaalse välja filtreerimisel (igal sekundil tehti 100 korduvkatset). Näiteks joonisel 11, graafikul pealkirjaga „10 punkti“ on σ_{Max} saadud igal sekundil 10 juhuslikult genereeritud katsepunkti abil varjutusastme arvutamisel ning pärast 100 kordset samadel tingimustel varjutusastmete arvutamist, nendest standardhälbe arvutamist, korrates sama protseduuri igal sekundil. Tulemusena väljastatakse saadutest maksimaalne. Sinised täpid (A) on vastavalt graafiku pealkirjas olevale punktide arvule arvutatud varjutusastmete korduvkatsete tulemused.

Graafikutelt on näha kuidas Päikese risttasandil olevale ringile genereeritud punktide arvu suurendamisel varjutusastme määramatus väheneb. Programmis kasutatavaks punktide arvuks valiti 100, sest sellest alates punktide arvu suurendamisel määramatuse vähenemise kiirus aeglustub (70 ja 100 punkti standardhälvete vahe on 0,017 [osa täisvarjutatusest], kui 100 ja 130 vahe on 0,0045 [osa täisvarjutatusest]) ning hea programmi kiiruse ning määramatuse suhte saavutamiseks on see sobilik valik.



Joonis 11. Varjutatuse astme standardhälbed (σ_{Max}) satelliidi varjust väljumise perioodil sõltuvalt Päikesele genereeritud punktide arvust.

4. Metoodika

Käesoleva töö üheks peamiseks lõppeesmärgiks on andmepunktide ning energiatootluse simulaatori tulemuste põhjal satelliidi efektiivsuse ajas muutumise analüüsimine ja saadu põhjal edasise muutuse ennustamine. Järgnevalt on kirjeldatud efektiivsuse leidmise ja graafikutele kandmise metoodika.

4.1. Efektiivsuse arvutamine

Efektiivsuse arvutamiseks on vaja teada reaalset satelliidini jõudvat Päikese kiiritustihedust ning seda, kui suure osa satelliit sellest võimsuseks muutis. Kuna satelliit pöörleb ümber oma telje, ei saa kasutada efektiivsuse arvutamisel konstantset

päikeseelementide pindala vaid tuleb leida andmepunktide abil efektiivne pindala. Nende probleemide lahenduskäigud on kirjas järgnevas.

4.1.1. Satelliidi efektiivse pindala ja satelliidile langeva valguse koguvõimsuse arvutamine

Satelliidi telemeetria põhjal saab arvutada satelliidi külgede energiatootlikkused vattides, mille põhjal on võimalik välja arvutada päikeseelementide efektiivne pindala. Efektiivseks pindalaks antud töös nimetatakse satelliidi paneelidele langevate kiirtekimpude ristlõigete summaarset pindala.

Kui defineerida satelliidi koordinaatsüsteem, kus iga külje pinnanormaali suunaline ühikvektor on baasivektoriks ning koordinaatide alguspunktiks on satelliidi keskpunkt, saab iga külje tootlust hinnata skalaarkorrutisega. See tuleb skalaarkorrutise definitsioonist ($\vec{A} \cdot \vec{B} = |\vec{A}| \cdot |\vec{B}| \cos(\alpha)$), mille kohaselt skalaarkorrutis ühikvektoriga annab projektsiooni ühikvektori suunale. Ning kiiritustiheduse pinnanormaali suunaline komponent annab pinnale langeva kiirgusvõimsuse. Külgede tootlikkuste hindamiseks tuleb leida satelliidi keskpunktist Päikese keskpunkti suunatud vektor (päikesevektor), ning see normeerida. Päikesevektor iseloomustab kiiritustihedust ning selle normeerimine on vajalik arvutuste lihtsustamiseks. Skalaarkorrutised päikesevektori ning baasivektorite vahel:

$$\hat{P} \cdot \hat{x} + \hat{P} \cdot \hat{y} + \hat{P} \cdot \hat{z} = P_x \cdot x + P_y \cdot y + P_z \cdot z$$

- \hat{P} - normeeritud päikesevektor
- $\hat{x}, \hat{y}, \hat{z}$ - satelliidi koordinaatsüsteemi ühikulised baasivektorid
- $x - \hat{x}$ baasivektori x telje suunaline komponent, sama põhimõte y ja z puhul

Tulemuseks on päikesevektori projektsioonid kõigi külgede pinnanormalide suundadele. Saamaks külgede reaalsed tootlikkused tuleb igale küljele vastava projektsiooni väärtust korrutada ühe külje energiatootlikkusega otsevalgustatuse korral ($T_{ootlus_{Max1Külge}}$) (see töötab ainult normeeritud päikesevektori korral). Seega satelliidi kogutootlus ($T_{ootlus_{Kogu}}$) on:

$$\begin{aligned} T_{ootlus_{Kogu}} &= (P_x \cdot x + P_y \cdot y + P_z \cdot z) T_{ootlus_{Max1Külge}} = \\ &= (P_x + P_y + P_z) T_{ootlus_{Max1Külge}} \end{aligned}$$

Muutujate ümber tähistamine:

$$A = P_x Tootlus_{Max1K\u00fclg}, B = P_y Tootlus_{Max1K\u00fclg}, C = P_z Tootlus_{Max1K\u00fclg},$$

kus A, B ja C on satelliidi k\u00fclgede energiatootlused vattides. Arvutades tootluste ruutude summa:

$$A^2 + B^2 + C^2 = (P_x^2 + P_y^2 + P_z^2) Tootlus_{Max1K\u00fclg}^2 = Tootlus_{Max1K\u00fclg}^2,$$

millest saab $Tootlus_{Max1K\u00fclg}$ avaldada (kasutades \u00e4ra seost, et \hat{P} on \u00fchikvektor, lihtsustub):

$$Tootlus_{Max1K\u00fclg} = \sqrt{A^2 + B^2 + C^2}.$$

Kuna

$$Tootlus_{Kogu} = (P_x + P_y + P_z) Tootlus_{Max1K\u00fclg} = A + B + C,$$

saab leida satelliidi p\u00e4ikeseelementide efektiivse pindala leida valemi:

$$S_{Eff} = \frac{Tootlus_{Kogu}}{Tootlus_{Max1K\u00fclg}} \cdot 2 \cdot 30.18cm^2 = \frac{A + B + C}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} \cdot 2 \cdot 30.18cm^2$$

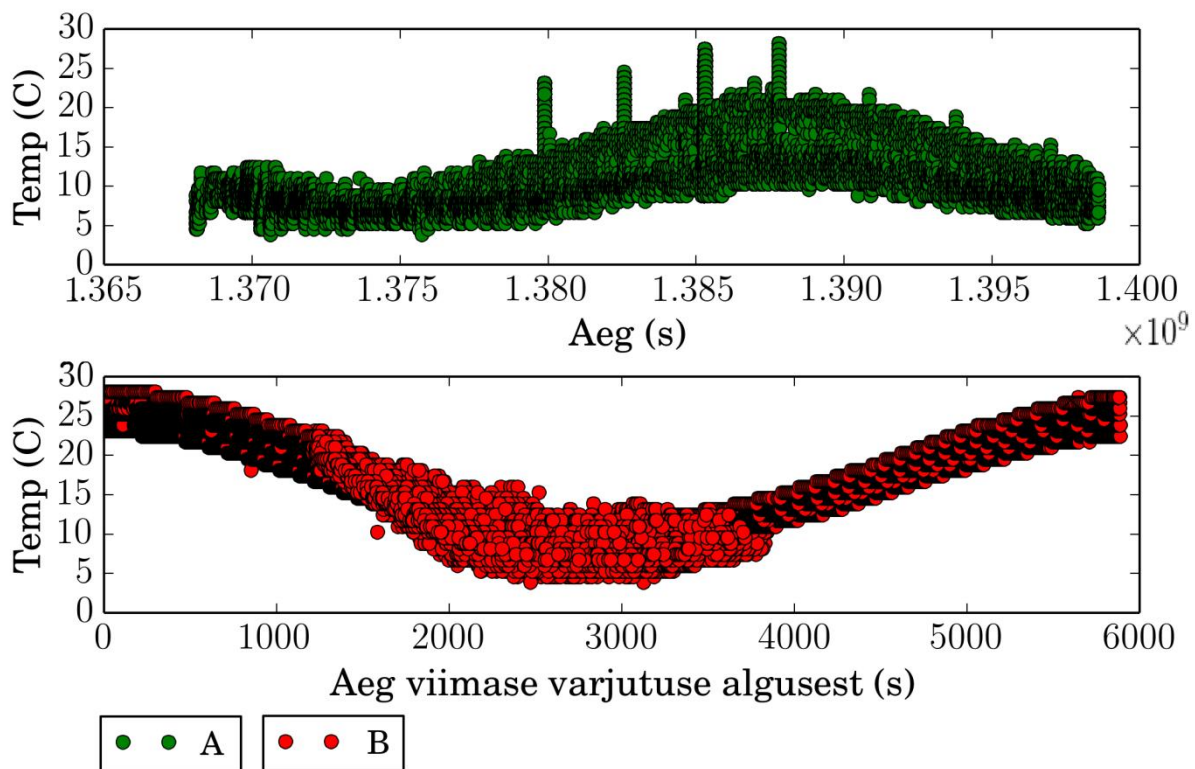
p\u00f5hjal, kus $2 \cdot 30.18cm^2$ on \u00fche k\u00fclje p\u00e4ikeseelementide pindala ning A, B ja C on erinevate k\u00fclgede paneelide energiatootlikkused vattides.

Korrutades efektiivse pindala P\u00e4ikese kiiritustihedusega satelliidile, saab k\u00e4tte satelliidile langeva p\u00e4ikesevalguse koguv\u00f5imsuse.

5. Tulemused ja analüüs

5.1. Esmased tulemused

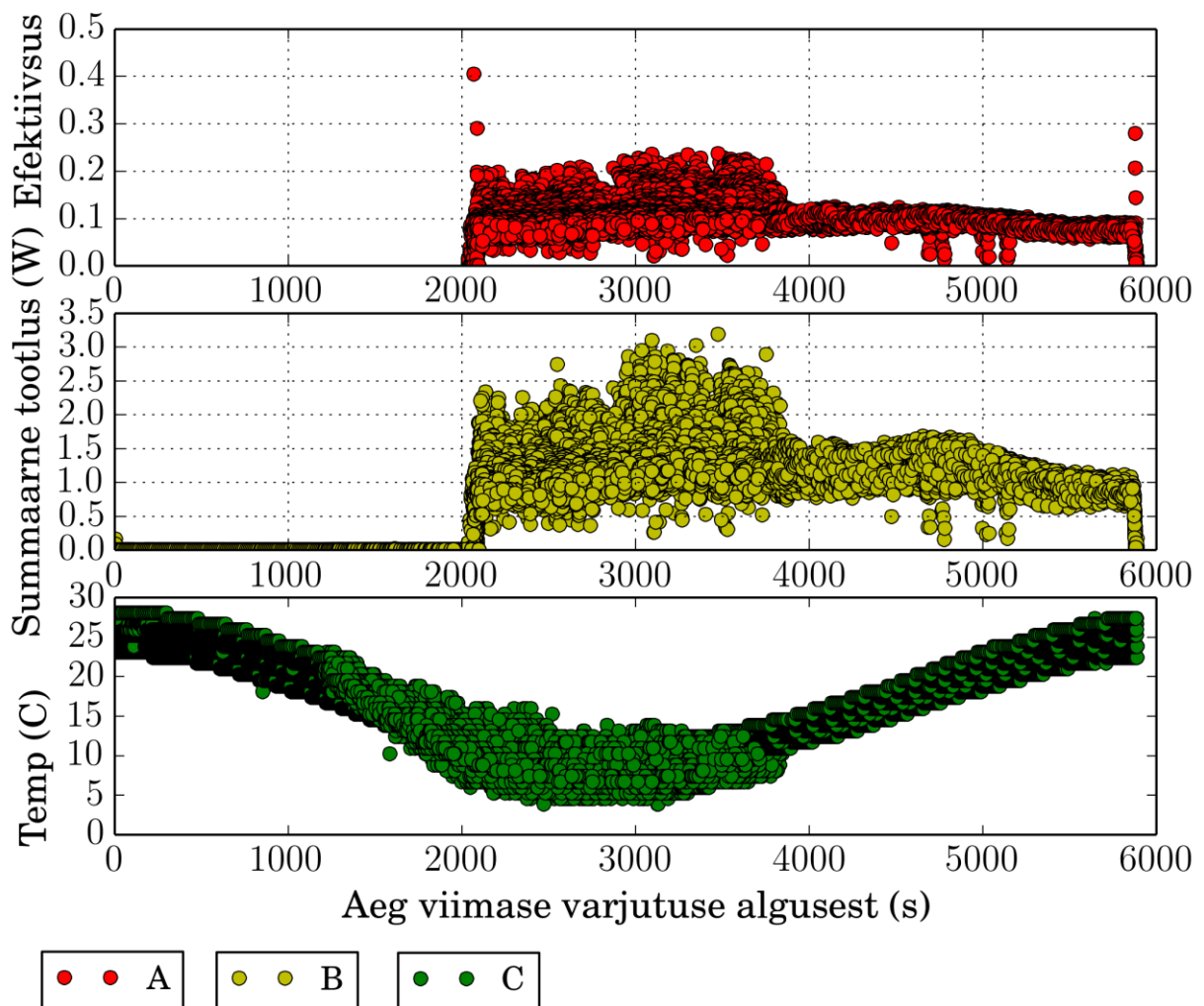
Joonisel 12, graafikul A on näha kõik siiani ESTCube-1 kohta kogutud patarei 1 temperatuuri andmepunktid, mida on ligi 50 000. Abtsissteljel on aeg UNIX UTC ajamärgetena. Esimesed andmepunktid pärinevad missiooni algusest (mai 2013) ning viimased on saadud 2014 aasta märtsi lõpust. Punktid graafikul B kirjeldavad temperatuuride jaotust peale andmepunktide programmiga töötlemist, kus neile leiti vastavad orbitaalajad. Graafikul on näha temperatuuri kõikumine satelliidi orbitaalperioodi jooksul. Aega x teljel loendatakse alates satelliidi täisvarju sisenemisest.



Joonis 12. Temperatuuri andmepunktid enne (B) ja pärast (A) programmiga töötlemist.

Joonisel 13 on koondatud ESTCube-1 paneelide efektiivsus (A), nende summaarne tootlikkus (B) ja ühe satelliidi sees oleva aku temperatuur (C), kõik ajaliselt kattuvalt. Summaarse tootlikkuse järgi saab hinnata satelliidi viibimist varjus või Päikese käes. Efektiivsust ja summaarset tootlikkust koos uurides on märgata, kuidas väike osa punktidest (vahemikus 2000 s kuni 4000 s) on märksa suuremate väärtustega kui ülejäänud punktid. Huvitaval kombel on selles orbitaalaja vahemikus aku (järelkult ka ülejäänud satelliidi)

temperatuur madalaim. Välja selgitamaks, kas suuremate väärtustega punktid on pärit missiooni algusajast, mil energiatootlikkus oli suurim, peab tulemusi täpsemalt uurima.

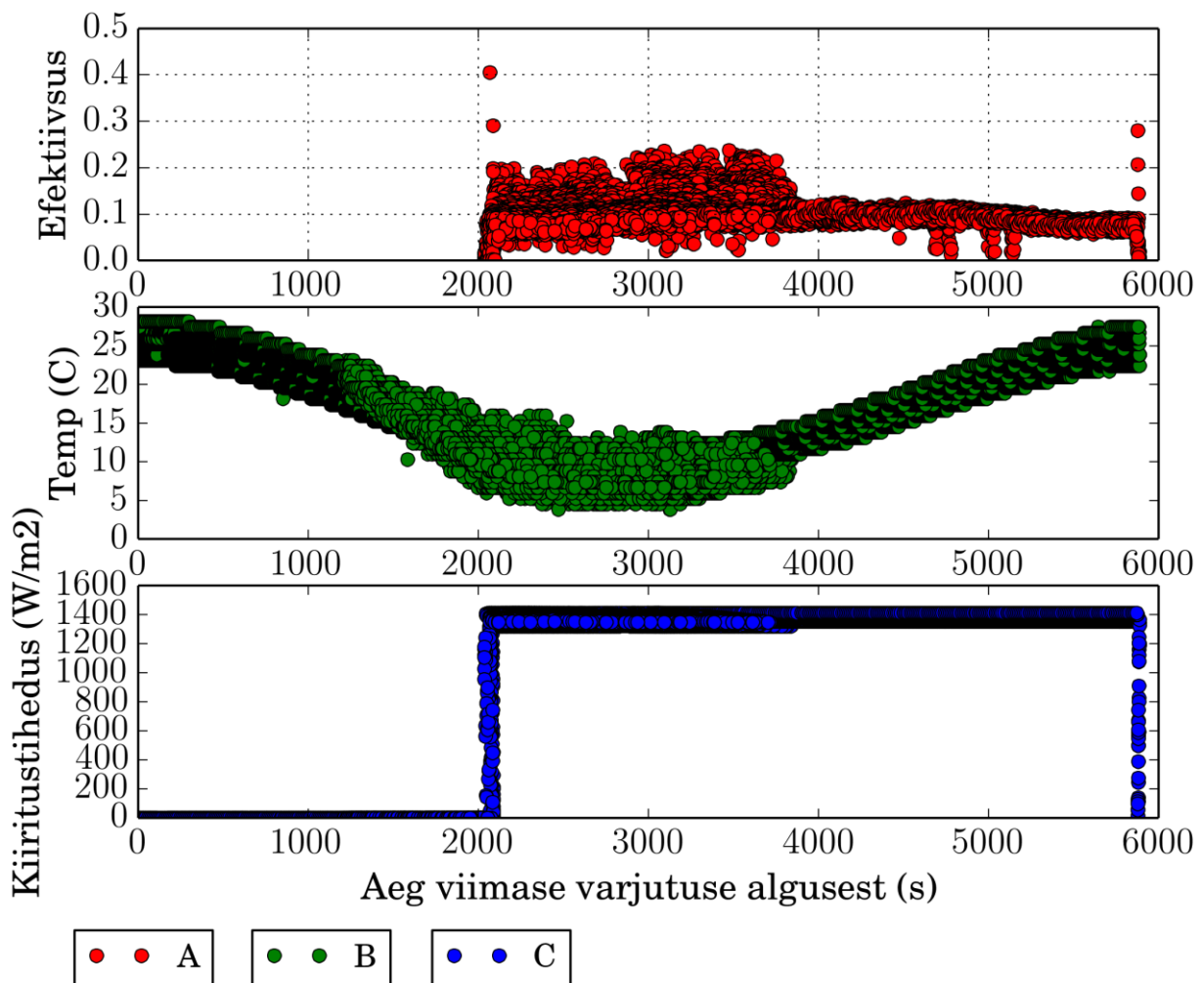


Joonis 13. ESTCub-1 paneelide efektiivsus (A), paneelida summaarne tootlikkus (B) ja satelliidis oleva aku nr.1 temperatuur (C).

Lisaks, efektiivsuse (A) graafikul on 2000 s ja 6000 s orbitaalaegade läheduses märgata mõned üksikud suurte väärtustega punktid. Need on põhjustatud programmi määramatusest. Kui programm arvutab satelliidi poolvarjus paiknevaks, kuid andmepunktid samal ajal näitavad maksimaalset tootlikkust, on tulemuseks suurem efektiivsus kui realselt. Kuna vast nimetatud efektiivsuse hälbed esinevadki täpselt ja ainult mõlema poolvarju piirkondades, on antud põhjendus väga tõenäoline.

Joonisel 14 on heaks võrdlusmomendiks korraga välja toodud satelliidi paneelide efektiivsus (A), aku nr. 1 temperatuuri muutused (B) ja Päikese kiiritustihedus satelliidile (C). Selgelt on näha, kuidas pärast 0 s möödumist hakkab aku temperatuur vähenema ja samal ajal on Päikese kiiritustihedus nulli lähedane. Umbes 2000 sekundi lähedal, kui Päikese

kiiritustihedus saab maksimaalse väärtuse, jätkab aku temperatuur veel natuke aega jahtumist ning kuskil 3000 s juures on märgata temperatuuri kasvamist.

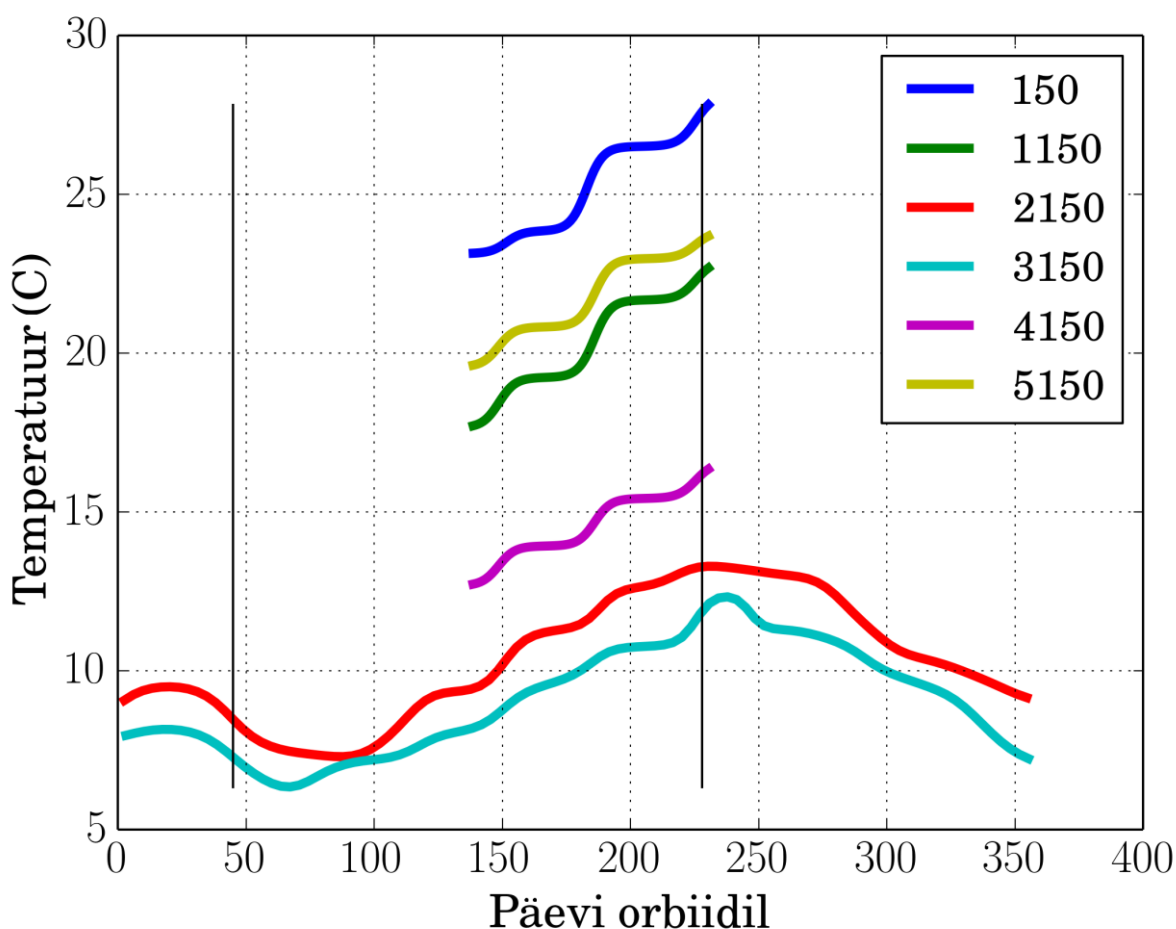


Joonis 14. ESTCube-1 päikeseelementide efektiivsus (A), satelliidis oleva aku nr. 1 temperatuur (B) ja Päikese kiiritustihedus satelliidile (C).

Lisaks, vaadates korraga paneelide efektiivsust ning aku temperatuuri, on näha efektiivsuse väikest langust satelliidi temperatuuri kasvamisel. Kõige selgemalt on muutus jälgitav vahemikus 4000 s kuni 6000 s. Samuti paistab silma kuidas kõige suurema efektiivsusega punktid on kõige madalama satelliidi temperatuuriga piirkonnas. Nende väidete tõekspidamise kontrollimiseks peab seniseid tulemusi täpsemalt uurima, jälgides kindlaid orbitaalperioodi vahemikke kogu ESTCube-1 missiooni jooksul.

5.2. Temperatuuride lahutamine orbitaalaegade järgi

Temperatuuride lahutamine orbitaalaegade järgi tähendab kõigile andmepunktidele vastavate orbitaalaegade leidmist ja vastavalt soovile mingisse kindlasse vahemikku jäävate orbitaalaegade tulemuste välja filtreerimist. Antud graafikute joonistamiseks on saadud katsepunkte lisaks keskmistatud 2-dimensionaalse Gaussi funktsiooniga. Näiteks joonisel 15 sinise kõvera joonistamiseks filtreeriti välja katsepunktid orbitaalaegade vahemikus 100 kuni 200 s ning saadud tulemusi keskmistati Gaussi funktsiooniga, mille keskväärtus oli 150 s juures ning standardhälve 70 s.

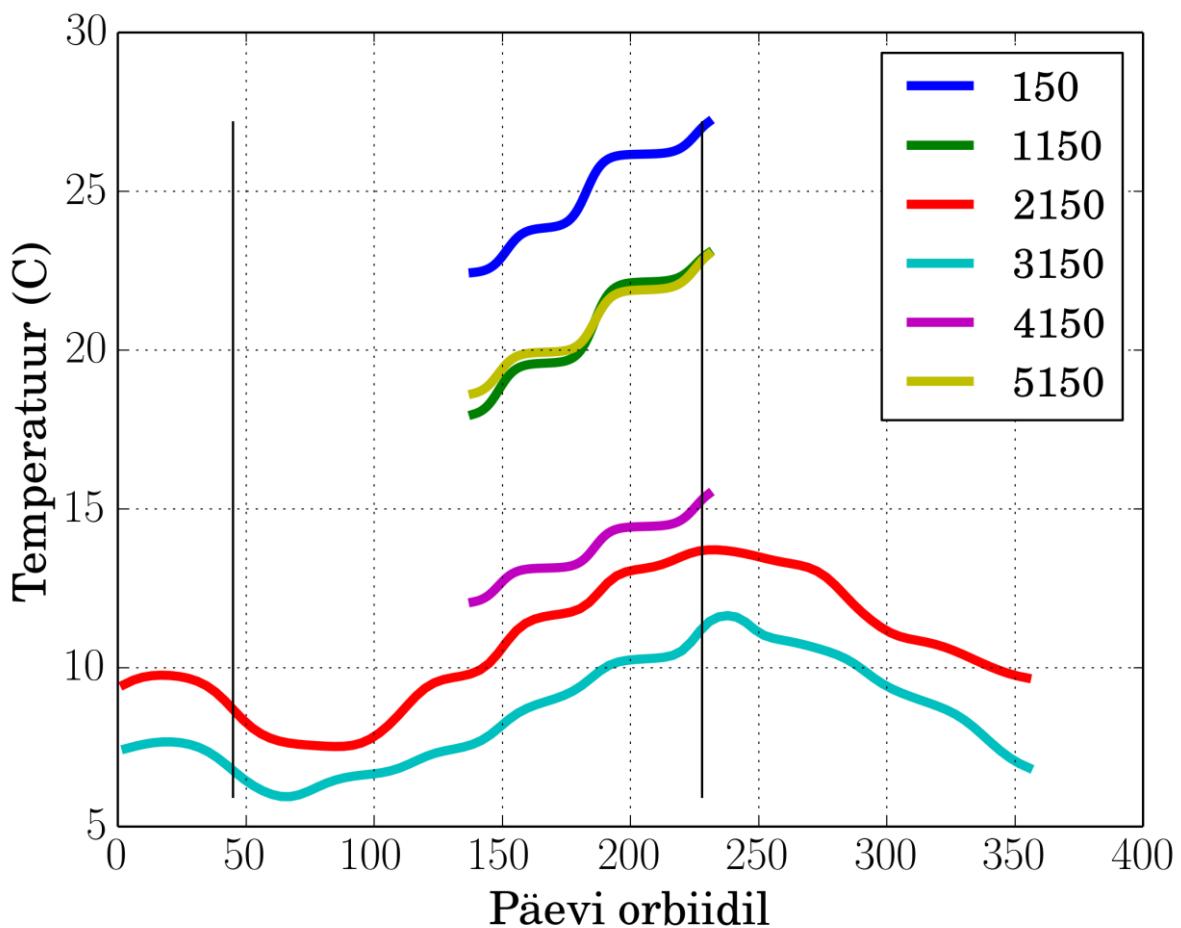


Joonis 15. ESTCube-1 aku nr. 1 temperatuuride andmepunktide jaotamine erinevatesse orbitaalaegade vahemikesse. Lisaks näidatud suvine (vertikaalne joon 50. päeva läheduses) ja talvine (joon 225. päeva läheduses) pöörpäev.

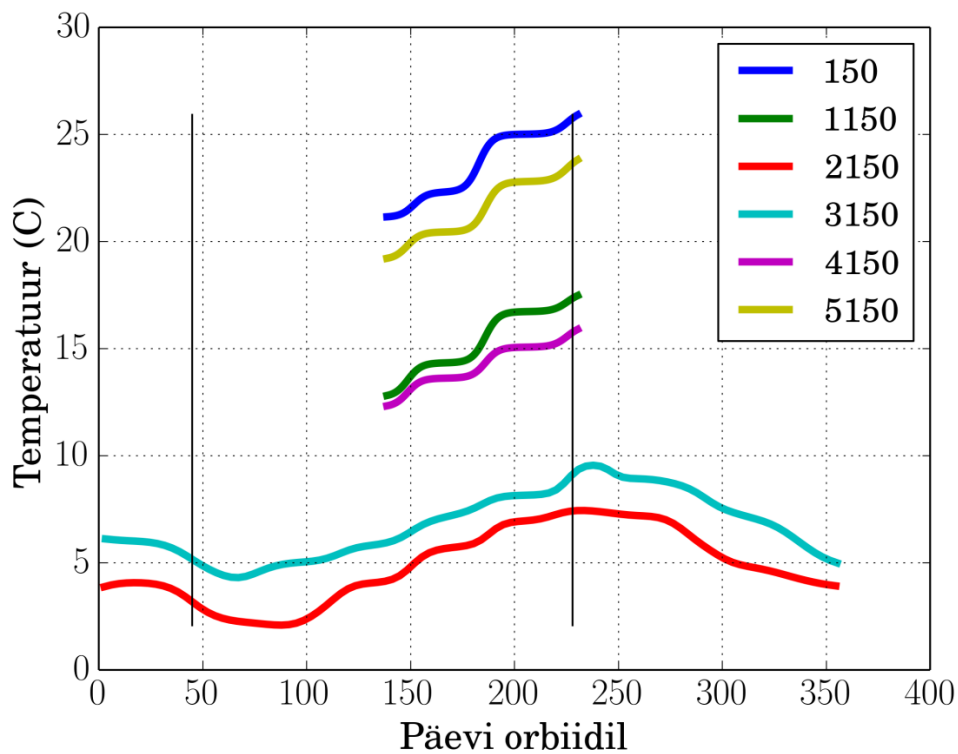
Joonisel 15 on ESTCube-1 aku nr. 1 temperatuurid, orbitaalaegade järgi lahutatud. Kuna ESTCube-1 viibib Tartu raadiojaama sidekaugusel ainult teatud orbitaalaegade korral, ei ole kõigi orbitaalaegade vahemike kohta andmeid terve missiooni perioodi kohta. Mõnede orbitaalaegade vahemike kohta saab andmepunkte ainult siis, kui satelliit salvestab

mõõtetulemused mällu ja edastab need võimalikul ajal, mistõttu kõigi orbitaalaegade kohta pole katsepunkti kogu missiooni jooksul.

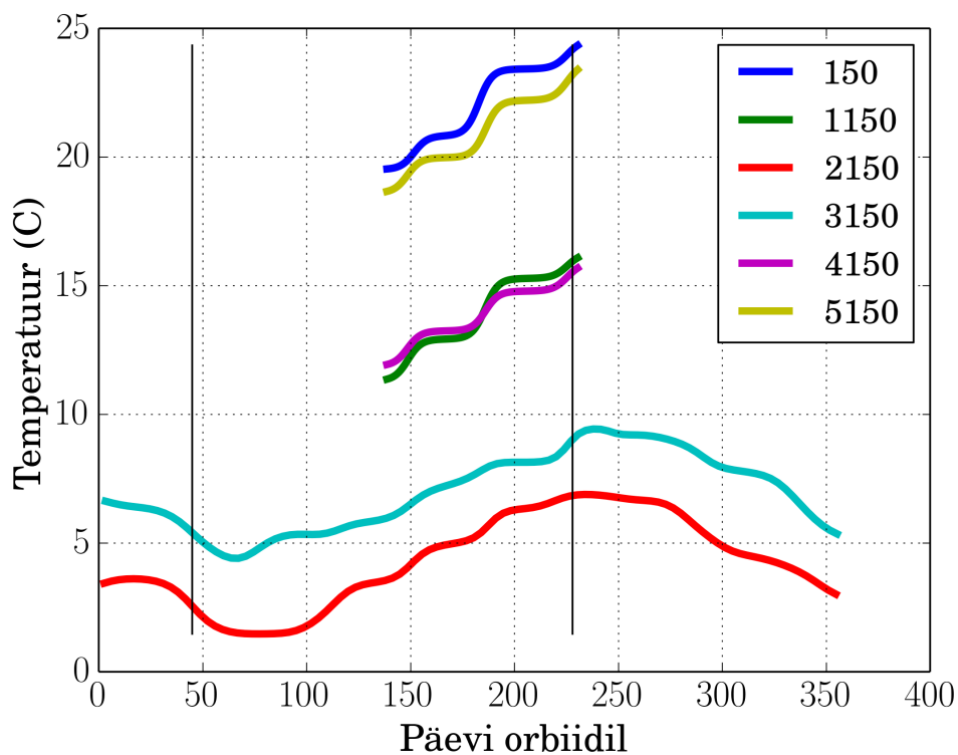
On selgelt märgata, kuidas ajal, mil satelliit just sisenes varju (orbitaalaeg 150 s), on temperatuur kõige kõrgem ning kõige madalam on umbes 20 minutit peale Päikese kätte jõudmist. Kõik teised orbitaalaegade vahemikud paiknevad kuskil vahepeal vastavalt nende Päikese käes olnud ajale. Paiknemiste korrapära on loogiline. Hästi on näha ka satelliidi keskmise temperatuuri aastane kõikumine, mis on suveperioodil (kui Maa on Päikesest kõige kaugemal) väikeste väärtustega ning talvel (Maa on Päikesele lähedal) suuremate väärtustega. Kõige parem on seda hinnata pöörjoonte järgi (50. päeva läheduses on suvist pöörpäeva iseloomustav joon ning 225. päeva läheduses on talvist pöörpäeva iseloomustav joon).



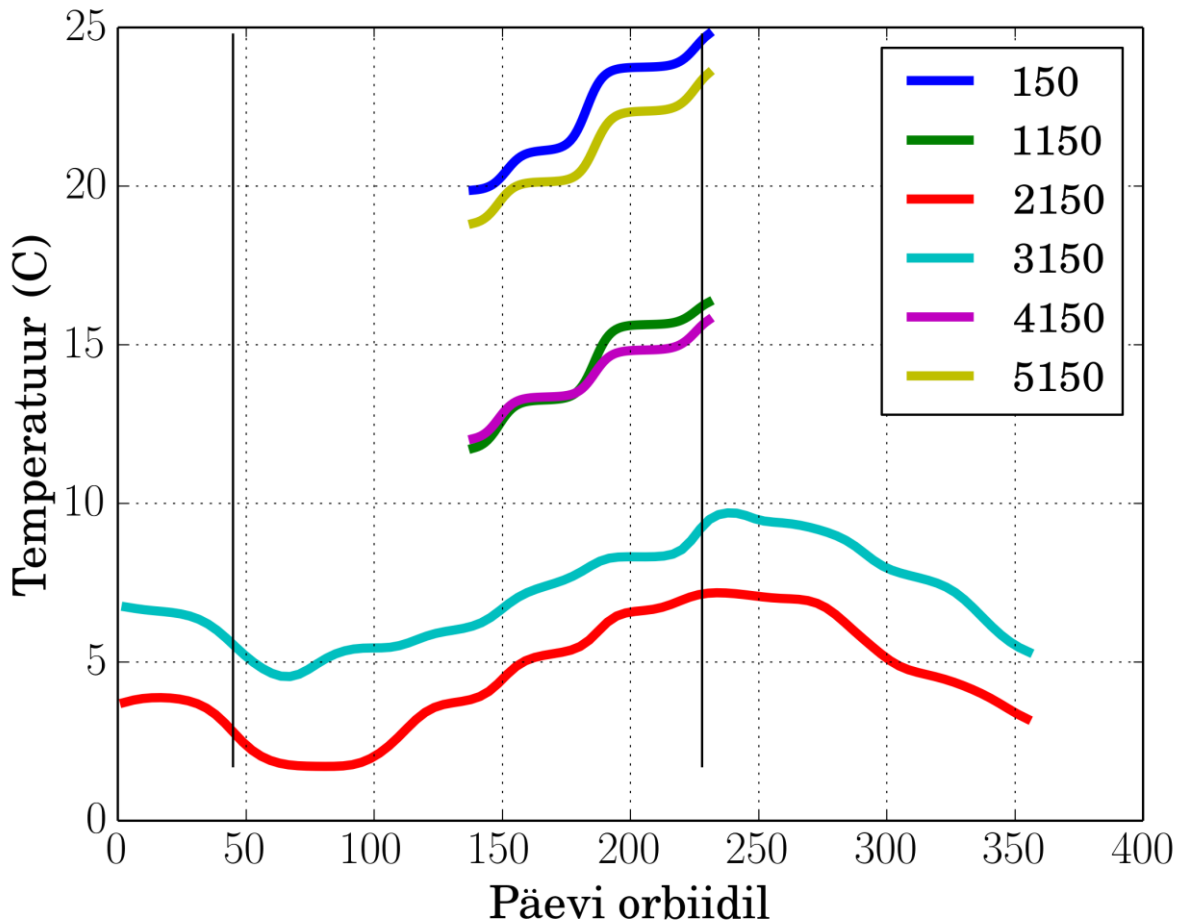
Joonis 16. ESTCube-1 aku nr. 2 temperatuuride andmepunktide jaotamine erinevatesse orbitaalaegade vahemikesse. Lisaks näidatud suvine (vertikaalne joon 50. päeva läheduses) ja talvine (joon 225. päeva läheduses) pöörpäev.



Joonis 17. ESTCube-1 RTC (RTC ingl k *real time clock*) temperatuuride andmepunktide jaotamine erinevatesse orbitaalaegade vahemikesse. Lisaks näidatud suvine (vertikaalne joon 50. päeva läheduses) ja talvine (joon 225. päeva läheduses) pöörpäev.



Joonis 18. ESTCube-1 ADC nr. 1 (ADC – ingl k *analoog to digital converter*) temperatuuride andmepunktide jaotamine erinevatesse orbitaalaegade vahemikesse. Lisaks näidatud suvine (vertikaalne joon 50. päeva läheduses) ja talvine (joon 225. päeva läheduses) pöörpäev.



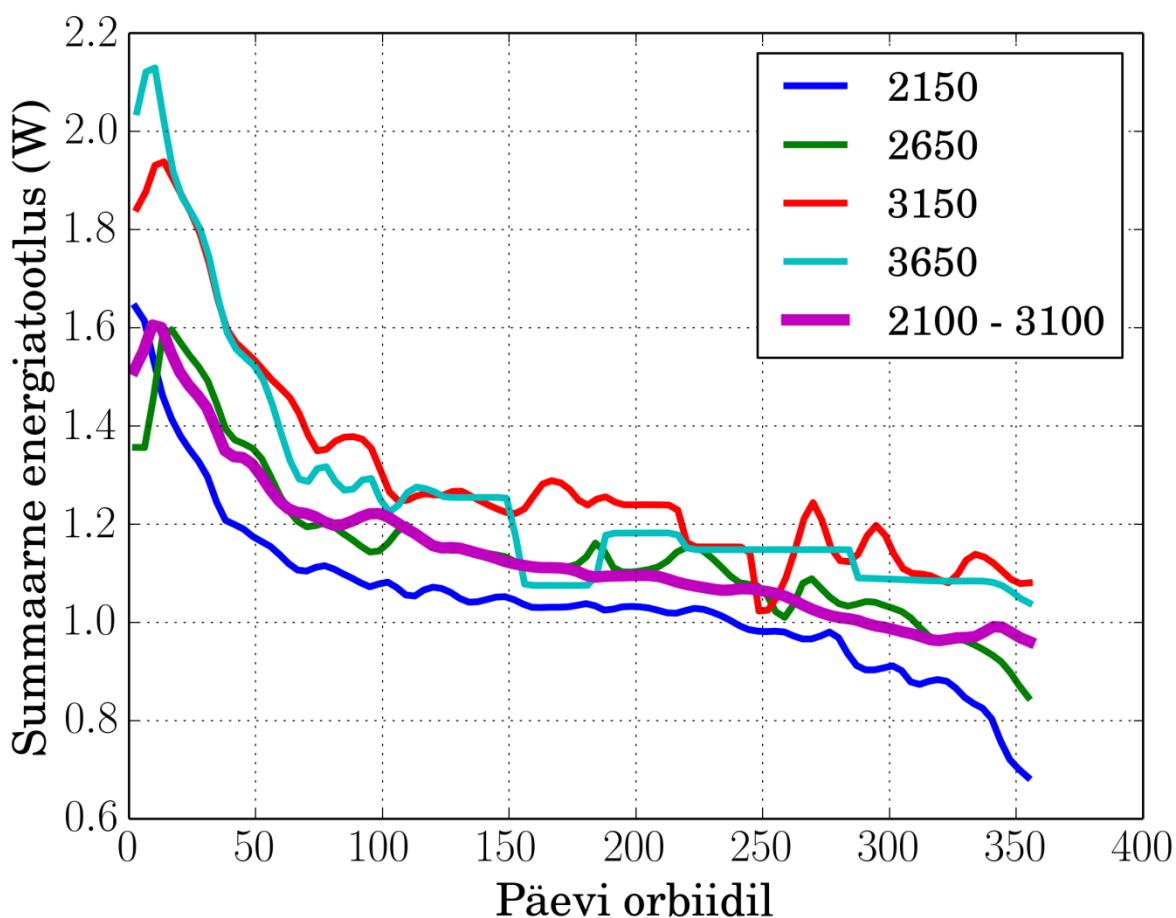
Joonis 19. ESTCube-1 ADC nr. 2 (ADC – ingl k *analoog to digital converter*) temperatuuride andmepunktide jaotamine erinevatesse orbitaalaegade vahemikesse. Lisaks näidatud suvine (vertikaalne joon 50. päeva läheduses) ja talvine (joon 225. päeva läheduses) pöörpäev.

Joonistel 16, 17, 18 ja 19 on näidatud teiste ESTCube-1 pardal olevate temperatuuriandurite (vastavalt aku nr. 2, RTC, ADC nr. 1 ja ADC nr. 2) näidud, mis on lahutatud erinevatesse orbitaalaegade vahemikesse. Kõigil joonistel on märgata ühtlane korrapära, kus temperatuur paistab olevat madalaim suvise pöörpäeva läheduses ja kõrgeim talvise pöörpäeva läheduses. Lisaks on kõigil suurim temperatuur kohe peale varju sisenemist. Madalaim temperatuur on mõlemal akul parkümmend minutit peale varjust väljumist, muudel mõõdetud seadmetel kohe peale varjust väljumist. Erinevus võib seisneda akuda massiivsuses (suures soojusmahtuvuses) võrreldes väikeste elektroonika-komponentidega, mistõttu ei mõju välise temperatuuri muutus neile nii ruttu.

Aastane temperatuuri muutus, sõltuvalt Maa ja Päikese vahelise kauguse muutumisest, paistab kõikuvat 6 kraadi piires.

5.3. Energiatootlikkuse sõltuvus orbitaalajast

Joonisel 20 on näha kuidas muutub summaarne energiavõimsus, kui vastavalt orbitaalaegade vahemikele tootlused välja filtreerida. Kõverad väärtustega 2150, 2650, 3150 ja 3650 s on keskmistatud väikese standardhälbe Gaussi funktsiooniga, mille keskväärus oli vastavate väärtustega. Violetne kõver vahemikuga 2100 kuni 3100 s on keskmistatud laia standardhälbe Gaussi funktsiooni abil (standardhälve umbes 400 s), mille keskväärus oli 2600 s.



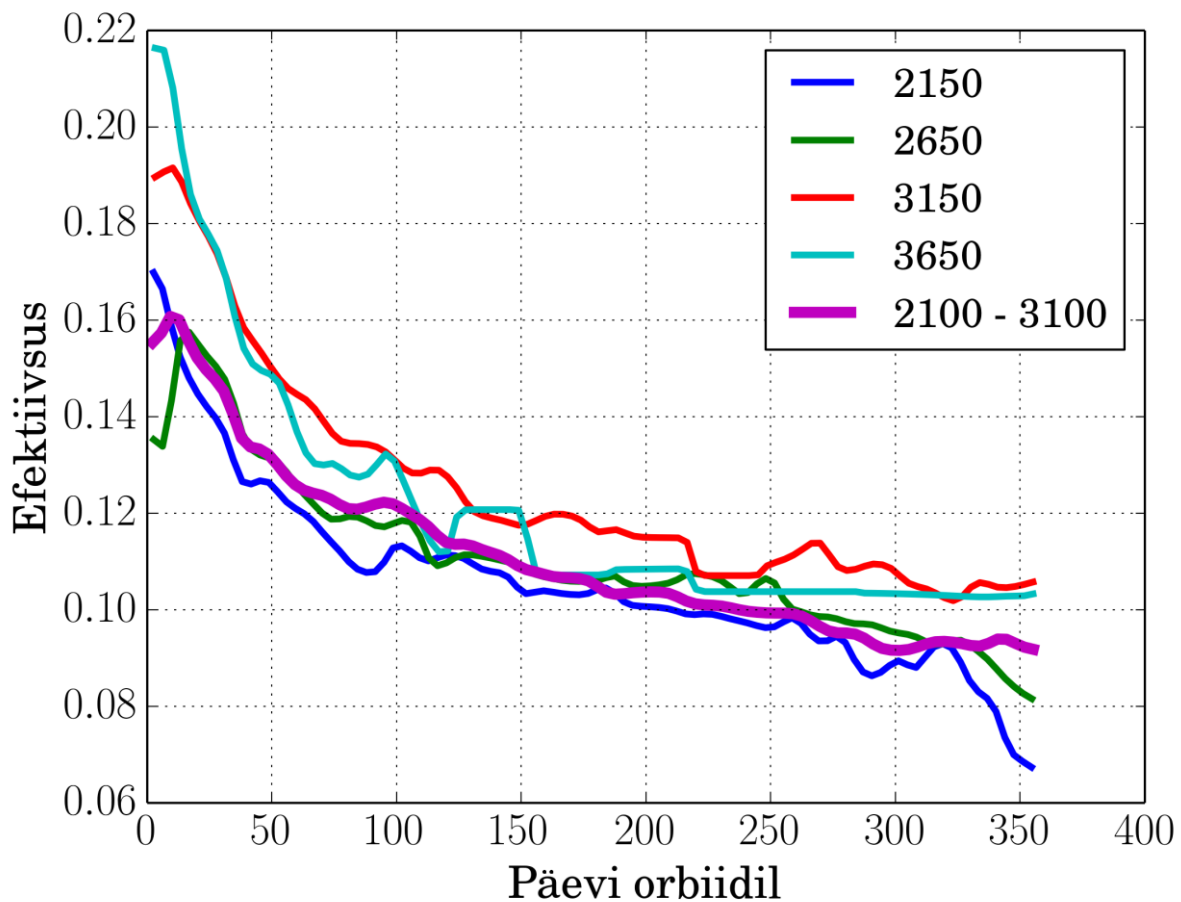
Joonis 20. ESTCube-1 päikesepaneelide summaarse tootlikkuse andmepunktide jaotamine erinevatesse orbitaalaegade vahemikesse.

Uurides joonist 20 täpsemalt, on märgata summaarse energiavõimsuse järsku, kahanevat eksponenti meenutavat langust missiooni alguspäevadel. Kiire langus kestab umbes 100 päeva, pärast mida paistab energiavõimsuse muutus võtvat väiksema tõusuga lineaarset kuju. Analüüsides orbitaalaegade vahemikke eraldi, on näha kuidas kõige madalam tootlus vastab 2150 s vahemikule, mille lähedal satelliit väljus varjust, ning kõrvutades seda vahemikku jooniste 15 ja 16 graafikutega, on märgata energiavõimsuse korrelatsiooni akude

temperatuuriga. Seda kinnitavad vahemikud 3150 ja 3650 s, mil summaarne energiatootlus on suurim ja akude temperatuur oma madalaima väärtuse läheduses. Ehk tootlikkus paistab olevat seda suurem, mida madalam on akude temperatuur.

5.4. Efektiivsuste täpsem uurimine

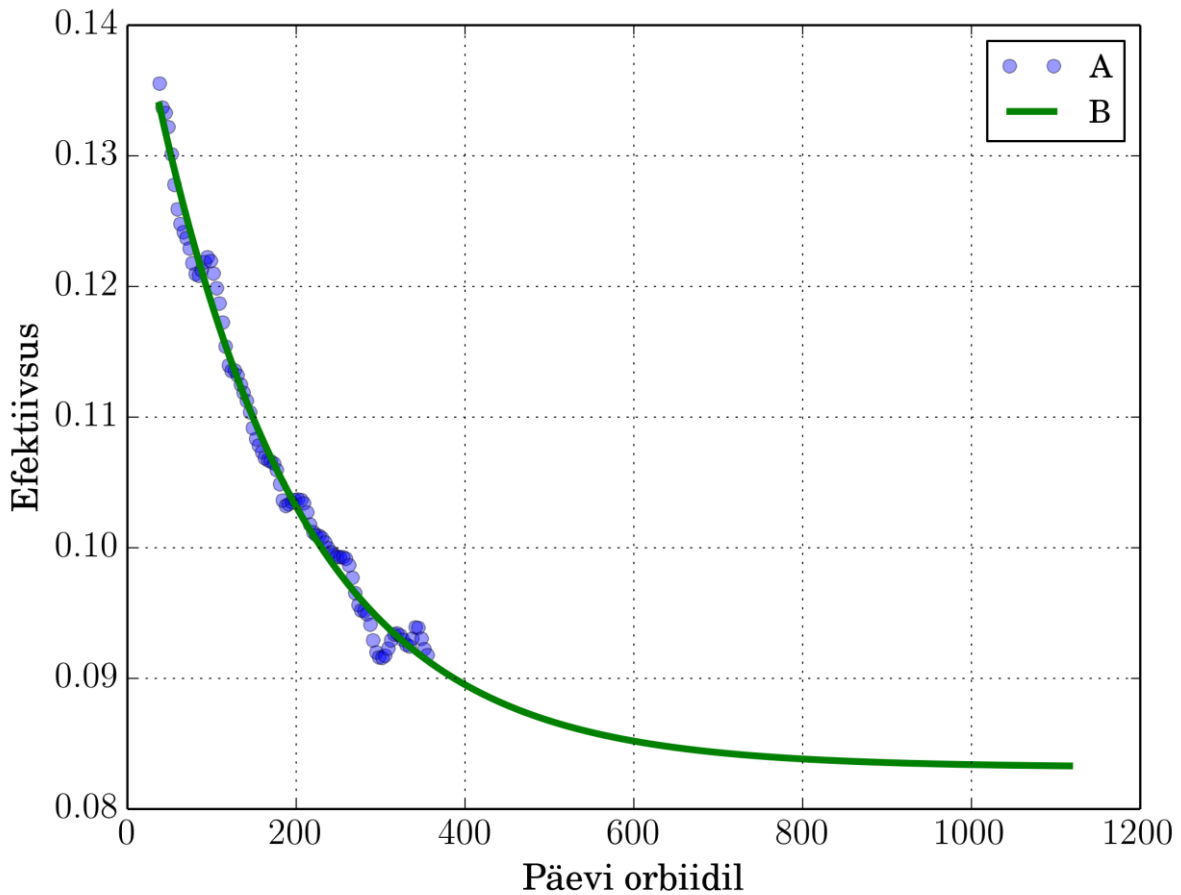
Joonisel 21 on paneelide efektiivsuseid erinevates orbitaalaegade vahemikes iseloomustav graafik.



Joonis 21. ESTCube-1 päikesepaneelide efektiivsuste terve missiooni jooksul uurimine, erinevate orbitaalaegade korral.

Joonisel 20 oli teadmata, kas summaarne tootlikkus vähenes satelliidi halvast pöörlemisteljest Päikese suhtes. Joonisel 21 olevad efektiivsused võtavad arvesse satelliidi näiva pindala ning kuna on märgata tootlustega sarnane langus, pidi päikeseelementidega juhtuma midagi muud. Huvitav on ka asjaolu, et päikesepaneelide andmelehel on paneelide efektiivsuseks märgitud 30%, [36] kuid joonisel 21 leitud suurimaks efektiivsuseks on umbes 22%. (Joonistel 13 ja 14 on siiski märgata suuremaid efektiivsuseid.)

5.4.1. Eksponentlähendus efektiivsuse muutuse andmepunktile



Joonis 22. Eksponentlähendus (B) ESTCube-1 päikeseelementide efektiivsuse muutust orbitaalaja vahemikus 2100-3100 kirjeldavatele andmepunktile (A).

Energiatooluse hindamiseks tulevikus lähendati eksponentfunktsiooni (graafik B) senistele andmepunktile, mis vastasid orbitaalaja vahemikule 2100 kuni 3100 s (graafik A). Eksponentlähenduse järgi väheneb keskmine efektiivsus järgmise aasta jooksul umbes 8,5%-ni, mille juures peaks satelliit tootma summaarselt energiat vahemikus 0,6 kuni 1,1 W, sõltuvalt pöörlemistelje asendist Päikese suhtes. Kuna ESTCube-1 suudab ilma suure energiatarbe vähendamiseta töös püsida minimaalselt 0,7 W-se tootlusega, saab vastava lähenduse põhjal missioon senisel kujul jätkuda veel aasta jagu. Edasi peaks hakkama energiakulu minimeerima, teoreetiline minimaalne energiatootlus, mille juures ESTCube-1 veel töötab, on 0,3 W.

Pikemaks efektiivsuse languse ennustamiseks peaks andmeid lähendama reaalsemale funktsioonile, mille kahanemine jääb püsima, sest päikeseelementide efektiivsus ei saa jääda konstantsele väärtusele.

Kokkuvõte

ESTCube-1 on viibinud orbiidil umbes aasta ning selle aja jooksul on kogunenud rohkelt andmeid. Tähtsaks muutis andmete analüüsimise energiatootluse järsk langus missiooni algusajal. Tekkis vajadus välja selgitada kas põhjuseks oli ESTCube-1 halb pöörlemistelg Päikese suhtes, liiga kõrge temperatuur või midagi muud. Lisaks tuli hinnata kui kaua suudab ESTCube-1 oma missiooni jätkata.

Andmete analüüsimiseks kasutati algselt olemasolevaid tarkvarapakette (STK ja GMAT), kuid peagi selgus võimetus neid programme automatiseerida kõigi andmepunktide läbi töötamiseks. Tulemused, mida need programmid väljastasid, vajasid ka lisatöötlust.

Sellest tulenevalt võeti töös eesmärgiks kirjutada programm, mis teostab kõik vajalikud arvutused automaatselt. Selle jaoks võeti kasutusele SGP4 propagaator, mis NORAD-i väljastatud TLE-de abil arvutab satelliidi koordinaadid Maa suhtes ning JPL efemeriidid, mis arvutavad Päikese koordinaadid Maa suhtes. Nende andmete põhjal ja Päikese kui Lambert'i kiirguri lihtsustuse korral kasutati Monte Carlo kiirtejälgimise meetodit, arvutamaks ESTCube-1 Maa varju sisenemise kellaega. Kasutades musta keha kiirguse lähendust, arvutati Päikese kiiritustihedus ESTCube-1-le.

Kirjutatud programmi abil töötati läbi kõik senised andmepunktid ja joonistati graafikud andmete analüüsimiseks. Ilmnes ESTCube-1 keskmise temperatuuri kõikumine vastavalt Maa kauguse Päikesest aastasele kõikumisele. Välja tuli ka seos, et päikeseelementide efektiivsus oli kõige parem madalate temperatuuride juures. Missiooni alguse järsu energiatootluse languse põhjustest välistati kõrge temperatuur ja halb pöörlemistelje asend. Lisaks lähendati efektiivsuse andmepunktidele eksponentfunktsiooni ning ennustati võimalikku tootluse langust tulevikus, millest järeldus, et lähima aasta jooksul saab missioon senise energiatarbimise juures jätkuda.

Lõputöö raames kirjutatud programmi töö korrektsuses veenduti saadud tulemuste analüüsi põhjal. Hinnati ka programmi võimalikke ebatäpsusi. Võimalused programmi tulevikumissioonide analüüsimise juures kasutada on head, sest Monte Carlo kiirtejälgimise meetod on universaalne kõigi taevakehade jaoks ning JPL efemeriidid sisaldavad andmeid tähtsamate Päikesesüsteemi taevakehade kohta.

Tänuavaldused

Soovin tänada oma juhendajat, Mihkel Pajusalu arvukate õpetussõnade, alati toetava suhtumise ja õigel teel hoidmise eest.

Suur aitäh perele ja sõpradele toetuse eest.

Kasutatud kirjandus

- [1] P. Janhunen, „Electric Sail for Spacecraft Propulsion,“ *Journal of Propulsion and Power*, kd. 20, nr 4, pp. 763-764 DOI: 10.2514/1.8580, 2004.
- [2] S. Lätt, A. Slavinskis, E. Ilbis, U. Kvell, K. Voormansik ja M. Pajusalu, „ESTCube-1 nanosatellite for electric solar wind sail in-orbit technology demonstration,“ *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, kd. 63, nr 2S, pp. 200-209 DOI: 10.3176/proc.2014.2S.01v, 2014.
- [3] P. Johunen, P. Toivonen, J. Envall, S. Merikallio ja M. Noorma, „Overview of the electronic solar wind sail applications,“ *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, kd. 63, nr 2S, pp. 267-278 DOI: 10.3176/proc.2014.2S.08, 2014.
- [4] Cubesat, „Cubesat Design Specification,“ [Võrgumaterjal]. Available: http://cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf. [Kasutatud 12 Märts 2014].
- [5] „ESTCube,“ Eesti tudengisatelliit, [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.estcube.eu/missioon/mis-on-estcube-1>. [Kasutatud 3 Veebruar 2014].
- [6] E.-1. S. Team, „ESTCube-1 Preliminary System Requirements and Design, Structure and Mechanics,“ Tallinn, 2010.
- [7] J. Envall, P. Johunen, P. Toivanen, M. Pajusalu ja E. Ilbis, „E-sail test payload of the ESTCube-1 nanosatellite,“ *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, kd. 63, nr 2S, pp. 210-221 DOI: 10.3176/proc.2014.2S.02, 2014.
- [8] M. Pajusalu, E. Ilbis, T. Ilves, M. Veske ja J. Kalde, „Design and pre-flight testing of the electrical power system for the ESTCube-1 nanosatellite,“ *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, kd. 63, nr 2S, pp. 232-241 DOI: 10.3176/proc.2014.2S.04, 2014.
- [9] R. J. Boain, „A-B-Cs of Sun-Synchronous Orbit Mission Design,“ %1 *14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference*, Maui, Hawaii, 2004.
- [10] „Systems Tool Kit,“ AGI, [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.agi.com/products/stk/>.

- [Kasutatud 12 Detsember 2013].
- [11] „General Mission Analysis Tool,“ NASA, [Võrgumaterjal]. Available: <http://gmat.gsfc.nasa.gov/>. [Kasutatud 25 Detsember 2013].
- [12] „NORAD Two-Line Element Sets Current Data,“ NORAD, [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.celestrak.com/NORAD/elements>. [Kasutatud 5 Veebruar 2014].
- [13] Space-Track, „Historical TLE search,“ [Võrgumaterjal]. Available: <https://www.space-track.org/>. [Kasutatud 15 Veebruar 2014].
- [14] „NORAD Two-Line Element Set Format,“ NORAD, [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/tle-fmt.asp>. [Kasutatud 14 Aprill 2014].
- [15] T. S. Kelso, „Orbital Coordinate Systems, part I,“ *Satellite Times*, nr 6, pp. 80-81, 1995.
- [16] „The International Celestial Reference Frame (ICRF),“ International Earth Rotation and Reference Systems Service, [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.iers.org/IERS/EN/DataProducts/ICRF/icrf.html>. [Kasutatud 18 Mai 2014].
- [17] B. E. Schutz, B. E. Tapley ja G. H. Born, *Statistical Orbit Determination*, California: Elsevier Academic Press, 2004, pp. 31-32 ISBN: 0-12-683630-2.
- [18] „Basics of Space Flight,“ NASA, [Võrgumaterjal]. Available: <http://www2.jpl.nasa.gov/basics/bsf2-1.php>. [Kasutatud 20 Mai 2014].
- [19] „International Celestial Reference System (ICRS),“ The United States Naval Observatory (USNO), [Võrgumaterjal]. Available: http://aa.usno.navy.mil/faq/docs/ICRS_doc.php. [Kasutatud 20 Mai 2014].
- [20] „The Gregorian calendar,“ TimeAndDate, [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.timeanddate.com/calendar/gregorian-calendar.html>. [Kasutatud 20 Mai 2014].
- [21] R. Fisher, „Astronomical Times,“ Jaanuar 1996. [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.cv.nrao.edu/~rfisher/Ephemerides/times.html#UTC>. [Kasutatud 22 Mai

2014].

[22] „What is Unix time?“, UnixTime, [Võrgumaterjal]. Available: <http://unixtime.info/>. [Kasutatud 24 Mai 2014].

[23] „Day of Year Calendar“, NASA GES DISC, [Võrgumaterjal]. Available: http://disc.gsfc.nasa.gov/julian_calendar.shtml. [Kasutatud 22 Mai 2014].

[24] T. Alburger, „The Origin of Julian Days“, Deep River Astronomy Club, [Võrgumaterjal]. Available: http://www.magma.ca/~scarlis/DRACO/julian_d.html. [Kasutatud 22 Mai 2014].

[25] D. Vallado, „Revisiting spacetrack report #3“, %1 *Astrodynamics Specialist Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[26] T. S. Kelso, „Orbital Propagation, part II“, *Satellite Times*, nr 4, pp. 80-81, 1995.

[27] „Geographic 3D CRS used in World“, GeoRepository, [Võrgumaterjal]. Available: http://georepository.com/crs_4985/WGS-72.html. [Kasutatud 23 Mai 2014].

[28] B. Rhodes, „jplephem 1.2“, PyPi, [Võrgumaterjal]. Available: <https://pypi.python.org/pypi/jplephem>. [Kasutatud 15 Märts 2014].

[29] W. M. Folkner, J. G. Williams ja D. H. Boggs, „The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421“, 15 August 2009. [Võrgumaterjal]. Available: http://tmo.jpl.nasa.gov/progress_report/42-178/178C.pdf.

[30] C. Markwardt, „How to read the JPL Ephemeris and Perform Barycentering“, 28 Juuni 2001. [Võrgumaterjal]. Available: <http://asd.gsfc.nasa.gov/Craig.Markwardt/bary/>. [Kasutatud 22 Mai 2014].

[31] H. Korge, „OPTIKA - RADIOMEETRIA, FOTOMEETRIA“, [Võrgumaterjal]. Available: www.physic.ut.ee/instituudid/efti/loengumaterjalid/opt/optika/foto.pdf. [Kasutatud 20 Mai 2014].

[32] D. R. Williams, „Sun Fact Sheet“, 1 Juuli 2013. [Võrgumaterjal]. Available: <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html>. [Kasutatud 22 Mai 2014].

- [33] R. Vainio, „Limb Darkening,“ [Võrgumaterjal]. Available: http://theory.physics.helsinki.fi/~sol_phys/lecture_201104.pdf. [Kasutatud 22 Mai 2014].
- [34] D. Halliday, R. Resnick ja J. Walker, Fundamentals of Physics, Wiley, 2007, pp. 628-629.
- [35] D. D. McCarthy ja G. Petit, „IERS Conventions,“ Frankfurt, 2003.
- [36] AZURSPACE, „30% Triple Junction GaAs Solar Cell Datasheet,“ [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.docstoc.com/docs/44433546/30-Triple-Junction-GaAs-Solar-Cell-Type-TJ-Solar-Cell-3G30C-This-cell-type-is-a-GaInP-GaAs-Ge-on-Ge-substrate-triple-junction-solar-cell-efficiency-class-30-The-cell-is-equipped-with>. [Kasutatud 13 Mai 2014].
- [37] „What-When-How,“ [Võrgumaterjal]. Available: <http://what-when-how.com/space-science-and-technology/earth-orbiting-satellite-theory/>. [Kasutatud 24 Mai 2014].
- [38] „Hyperphysics,“ [Võrgumaterjal]. Available: <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/eclip.html>. [Kasutatud 20 Mai 2014].

ESTCube-1 energy production simulator and analysis of telemetry data

Riho Raabe

Summary

ESTCube-1 has been in orbit for about a year now and a lot of data has been gathered during that time. Analysing that data has turned into a high importance task, because of the sudden drop in the power output of the solar panels during the first months of the mission. It was uncertain if the drop in energy production was caused by ESTCube-1 rotating around a wrong axis, high temperature or by some other unknown parameter. In addition, it was needed to assess, how long could the solar panels deliver enough power for the energy demand of ESTCube-1.

At first, existing software was tested, if it could be used to analyse the needed data. The software packages were STK and GMAT and it was quite soon realized, that those programs can not be made to perform the calculations automatically. In addition, the outputs of STK and GMAT needed extra calculations.

Because of that, a new task was proposed, to write the code for a new program (ESTCube-1 power production simulator) that would do all of the needed calculations automatically. In order to achieve this, SGP4 propagator, which calculates satellites coordinates in Earth's frame of reference by using TLE files provided by NORAD and JPL ephemeris, which calculates the coordinates of the Sun in Earth's reference frame, were used. Using the coordinates retrieved from the two and making the simplification that Sun is a Lambert's radiator, Monte Carlo ray tracing algorithm was used to in order to calculate the instants in time, when ESTCube-1 enters Earth's umbra. Using the simplification of Sun as a black-body radiator, Sun's irradiance on ESTCube-1 was calculated.

With the help of the programmed power production simulator, all of the telemetry data was examined and necessary graphs were drawn in order to analyse the results. It was discovered, between how big intervals the average temperature of the satellite changes during Earth's annual orbit around the Sun. It was also seen that the solar panels have higher efficiency when they are at colder temperatures. Also from the uncertainty of the sudden drop in power production, high temperature and wrong rotating axis were discarded as not being the cause for that. In addition, exponential regression was performed on the efficiency data

points and it was assessed that atleast for the next year, ESTCube-1 will not be affected by the dropping efficiency of solar panels.

The reliability of ESTCube-1 power production simulator was verified by the results and analysis of the telemetry data of ESTCube-1. Also the uncertainty of ESTCube-1 power production simulator was valued. Chances of using this simulator to analyse the data of possible future missions are good, because Monte Carlo ray tracing is universal for all bodies and JPL ephemeris contains needed data about most important bodies in the solar system.

Lihtlitsents lõputöö reprodutseerimiseks ja lõputöö üldsusele kättesaadavaks tegemiseks

Mina, Riho Raabe (sünnikuupäev: 01.05.1992)

1. annan Tartu Ülikoolile tasuta loa (lihtlitsentsi) enda loodud teose

„ESTCube-1 energiatootluse simulaator ja telemeetria andmete analüüs“,

mille juhendaja on Mihkel Pajusalu,

1.1.reprodutseerimiseks säilitamise ja üldsusele kättesaadavaks tegemise eesmärgil, sealhulgas digitaalarhiivi DSpace-is lisamise eesmärgil kuni autoriõiguse kehtivuse tähtaja lõppemiseni;

1.2.üldsusele kättesaadavaks tegemiseks Tartu Ülikooli veebikeskkonna kaudu, sealhulgas digitaalarhiivi DSpace'i kaudu kuni autoriõiguse kehtivuse tähtaja lõppemiseni.

2. olen teadlik, et punktis 1 nimetatud õigused jäävad alles ka autorile.

3. kinnitan, et lihtlitsentsi andmisega ei rikuta teiste isikute intellektuaalomandi ega isikuandmete kaitse seadusest tulenevaid õigusi.

Tartus, **28.05.2014**