

TARTU ÜLIKOOL

Loodus- ja täppisteaduste valdkond

Füüsika instituut

Robert Märk

**ESTCube-2 asendi juhtimise algoritmide arendamine ja katsetamine
simulatsioonide abil**

Bakalaureusetöö (6 EAP)

Füüsika

Juhendajad:
Hendrik Ehrpais, MSc
Hans Teras, MSc

Tartu 2021

ESTCube-2 asendi juhtimise algoritmide arendamine ja katsetamine simulatsioonide abil

Käesolev bakalaureusetöö esitab satelliidi ESTCube-2 kolme põhilise manöövri täideviimiseks vajalikud ja nõuete kohased juhtalgoritmid, mida uuritakse töö raames valminud simulatsioonikeskkonnas. Manöövriteks on planeeritud nurkkiiruse kontrollimine, satelliidi suunamine ja impulsimomendist vabanemine. Manöövritele seavad nõuded vastavalt päikesepurje eksperiment, maavaatluskaamerate pildistamine ja satelliidi ohutus. Selleks, et juhtalgoritmide käsklused täide viia on satelliidi pardal kolm magnetmähist, kolm hooratast ning külma gaasi tõukurmoodul. Juhtalgoritmide nõuetele vastavust kontrollitakse jäiga keha simulatsioonide abil. Selle töö raames arendatud juhtalgoritmid on oluline samm satelliidi ESTCube-2 edukaks ja sihipäraseks manööverdamiseks missioonil.

CERCS: T320 Kosmosetehnoloogia, P190 Klassikaline mehaanika, P170 Arvutiteadus, arvutusmeetodid, süsteemid, juhtimine (automaatjuhtimisteooria), T125 Automatiseerimine, juhtimistehnika

Märksõnad: ESTCube-2, jäiga keha mehaanika, automaatjuhtimisteooria, juhtalgoritm, PID-regulaator, ennustava juhtimise algoritm, simulatsioon

ESTCube-2 attitude control algorithms design and verification via simulations

This thesis presents the attitude control algorithms which satisfy the requirements for the ESTCube-2 mission's three main maneuvers. The maneuvers consist of spinning up, pointing, and detumbling the satellite. The requirements for the maneuvers are set accordingly by the solar-sail experiment, earth-observation camera payload, and satellite safety specifications. The actuator kit in charge of the satellite control consists of a set of three magnetorquers, three reaction wheels, and a cold gas propulsion system. The control algorithms are tested and verified in a simulation environment, that was developed in the course of this thesis. The verified attitude control algorithms presented in this thesis are an important step towards successfully maneuvering the ESTCube-2 satellite in a controlled manner throughout its orbital mission.

CERCS: T320 Space technology, P190 Classical mechanics, P170 Computer science, numerical analysis, systems, control, T125 Automation, control engineering

Keywords: ESTCube-2, rigid body dynamics, control theory, control algorithm, PID-controller, model predictive control, simulation

Sisukord

Sissejuhatus	5
1 Teoreetilised alused	6
1.1 Jäiga keha kinemaatika	6
1.1.1 Jäiga keha vabadusastmed	6
1.1.2 Asendi esitusviisid	7
1.1.3 Nurkkiirus	8
1.1.4 Kehal asuva punkti kiirendus	9
1.2 Jäiga keha dünaamika	9
1.2.1 Newtoni teine seadus massikeskme suhtes	9
1.2.2 Impulsimoment	10
1.2.3 Jõumoment	11
1.2.4 Euleri võrrandid	12
1.3 Satelliiti mõjutavad tegurid	12
1.3.1 Hoorattad	12
1.3.2 Külma gaasi tõukur	15
1.3.3 Magnetmähis ja jääkmagnetmoment	15
1.3.4 Gravitatsiooni gradiendist tulenev jõumoment	16
1.4 Automaatika	16
1.4.1 Matemaatiline mudel	16
1.4.2 Füüsilised piirangud	17
1.4.3 Hinnangu funktsioon	17
1.4.4 PID-regulaator	18
2 Meetodid	19
2.1 ESTCube-2 dünaamiline süsteem	19
2.1.1 Taustsüsteemid	19
2.1.2 Dünaamiline süsteem	20
2.2 Juhtalgoritmid	21
2.2.1 Juhtsignaali arvutamine soovitud jõumomendist	21
2.2.2 Impulsimomendist vabanemine	22

2.2.3	Ennustav regulaator	23
2.2.4	PD-regulaator satelliidi suunamiseks	23
2.2.5	Kahekordne P-regulaator nurkkiiruse kontrollimiseks	24
2.3	Simulatsioonikeskkond	24
2.3.1	Simulatsiooni teegi lühituvustus	24
2.3.2	Satelliidi ESTCube-2 simulatsioon	25
3	Tulemused ja analüüs	27
3.1	Impulsimomendist vabanemine	28
3.2	PD-regulaator satelliidi suunamiseks	32
3.3	Kahekordne P-regulaator nurkkiiruse kontrollimiseks	34
3.4	Järeldused	37
	Kokkuvõte	39
	Kasutatud kirjandus	39
	A Matemaatilised tähistused	42
	Lihtlitsents	44

Sissejuhatus

ESTCube-2 on kolmeühikuline kuupsatelliit, mille kompaktsus võimaldab ühe missiooni käigus läbi viia mitmeid eksperimente. Satelliidi peamine ülesanne on tõestada, et Soome Meteoroloogia instituudi professor Pekka Janhuneni ja tema meeskonna poolt arendatav elektriline päikesepuri töötab teoreetiliste ennustustega kooskõlas. [1] Elektrilise päikesepurje edukas demonstreerimine pakub uusi lahendusi näiteks kosmoseprügi probleemile ning sillutab teed paljudele tulevastele missioonidele terves Päiksesüsteemis, mis varem olid teostamatud. [2, 3, 4] Teiseks põhiliseks eksperimentiks on kaks erineva spektraalvahemikuga maavaatluskaamerat, mis võimaldavad määrata maapinna normaliseeritud vegetatsiooniindeksit. [5] Just need kaks eksperimenti seavad peamised nõuded satelliidi juhtimiseks.

Töö raames on olulised eksperimentide täide viimiseks vajalikud manöövrid. Päikesepurje eksperimenti edukus ei sõltu ainult mooduli riistvaralisest teostusest; suurt rolli mängib ka satelliidi asendi ja nurkkiiruse kontrollimine. Samuti nõuavad maavaatluskaamerad pildistamiseks head stabiilsust ja võimalust suunata satelliit mistahes huvi pakkuvale piirkonnale. Lisaks eksperimentidest tulenevatele nõudmistele peab olema tagatud ka satelliidi ohutus ja stabiilne raadioside maajaamaga, mistõttu tuleks hoida satelliidi kontrollimatu pöörlemine minimaalsena.

Bakalaureusetöö eesmärk on eksperimentide ja satelliidi meeskonna poolt määratud nõuetele vastavate juhtalgoritmide välja arendamine. Bakalaureusetöö hüpotees on, et satelliidi ESTCube-2 pardal oleva täiturite komplektiga on võimalik satelliiti juhtida nõuetele vastavalt. Juhtalgoritmide katsetamiseks viiakse läbi ideaalsetele oludele vastavad jäiga keha simulatsioonid. See tähendab, et simulatsioonides ei ole arvestatud asendi määrimise süsteemist tulenevate määramatustega ja vähem oluliste väliste jõumomentidega.

Käesolev töö on jaotatud kolmeks põhiliseks osaks: teooria, meetodika ja tulemused. Esimene peatükk annab ülevaate jäiga keha dünaamikast, satelliiti mõjutavatest jõududest ja automaati-kast. Töö teises peatükis käsitletakse satelliidi dünaamilist süsteemi ESTCube-2 näitel, kirjeldatakse uuritavaid juhtalgoritme ja töö raames valminud simulatsioonikeskkonda. Kolmandas peatükis esitatakse simulatsioonide tulemused ning nende analüüs. Töös kasutatavad matemaatilised tähistused on esitatud lisades.

Peatükk 1

Teoreetilised alused

Töö esimene peatükk on pühendatud teoreetilisele ülevaatele nii satelliidi kinemaatikast kui ka dünaamikast. Satelliidi liikumise kirjeldamise üheks peamiseks lähenduseks on selle käsitlemine absoluutselt jäiga kehana. Alapeatükkides paika pandu annab aluse teisele peatükile, mis käsitleb ESTCube-2 satelliidi dünaamilist süsteemi. Peatükis tutvustatakse veel satelliidi täitureid ja nende tööpõhimõtteid. Lisaks täiturele kirjeldatakse ka kahte peamist välise jõumomendi allikat, mis tulenevad satelliidi vastastikmõjust Maa magnet- ja gravitatsiooniväljaga. Viimases alapeatükis tutvustatakse üldist automaatikat ehk kontrollteooriat, millel põhinevad kõik teises peatükis esitatud juhtalgoritmid.

1.1 Jäiga keha kinemaatika

1.1.1 Jäiga keha vabadusastmed

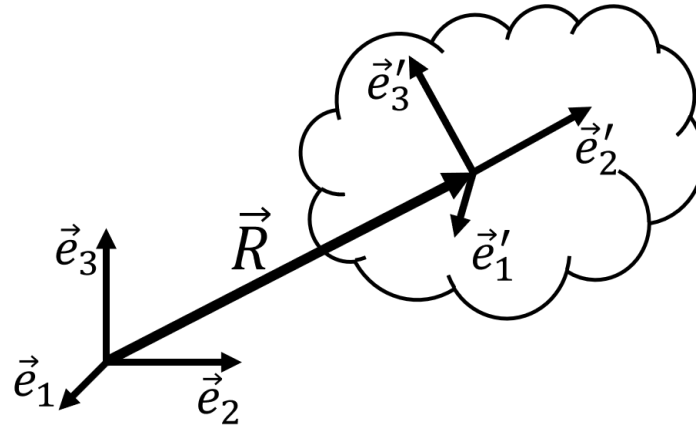
Jäiga keha kirjeldamiseks on vaja teada mingi kehal oleva võrdluspunkti asukohta ja keha asendit välise taustsüsteemi suhtes. Võrdluspunkti asukohta määrab kohavektor \vec{R} , mille vabadusastmed on kolm ruumikoordinaati. Keha asendi kirjeldamiseks fikseeritakse üks taustsüsteem keha külge nii, et selle nullpunkt oleks kohakuti võrdluspunktiga ja määratakse selle taustsüsteemi pööratud välise taustsüsteemi suhtes. Mõlemaks taustsüsteemiks sobivad ortonormeeritud baasid $f := [\vec{e}_1 \vec{e}_2 \vec{e}_3]$ ja $f' := [\vec{e}'_1 \vec{e}'_2 \vec{e}'_3]$, kus priimbaas on keha külge fikseeritud. Baaside vahelise pöörde kirjeldamiseks kasutatakse 3×3 teisendusmaatriksit A :

$$f' = fA. \quad (1.1)$$

Teisendusmaatriks koosneb üheksast komponendist, kuid ortogonaalsuse tingimusest

$$A^T A = \mathbf{I}, \quad (1.2)$$

kus \mathbf{I} on ühikmaatriks, jääb järele kuus sõltumatut seost. Seega jääb kolm ruumikoordinaadi ja kolm asendi vabadusastet. [6, lk 134-136]



Joonis 1.1: Välise ja keha külge fikseeritud taustsüsteemi vaheline translatsioon ja pööre.

1.1.2 Asendi esitusviisid

Lisaks teisendusmaatriksile saab keha asendit kirjeldada kahe taustsüsteemi vahelise pöördenurga θ ja pöördetelje \mathbf{e} abil, mida nimetatakse nurga-telje esituseks. Seos nurga-telje esituse ja teisendusmaatriksi A vahel on

$$A = \mathbf{I} + \sin \theta [\mathbf{e}]_{\times} + (1 - \cos \theta) [\mathbf{e}]_{\times}^2, \quad (1.3)$$

kus \mathbf{I} on ühikmaatriks. [7, lk 41-44] Simulatsioonis on asendi esitamise viisiks kasutusel kvaternion. Kvaternion \mathbf{q} koosneb vektoriaalsest $\mathbf{q}_{1:3}$ ja skalaarsest q_4 osast, mille võib kirja panna kui

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{1:3} \\ q_4 \end{bmatrix}. \quad (1.4)$$

Töö raames on tähtsaimaks operatsiooniks kvaternionite vahel nende korrutamine. Kvaternionite \mathbf{q} ja $\bar{\mathbf{q}}$ korrutis avaldub kui [7, lk 37]

$$\bar{\mathbf{q}}\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_4\bar{\mathbf{q}}_{1:3} + \bar{q}_4\mathbf{q}_{1:3} + \bar{\mathbf{q}}_{1:3} \times \mathbf{q}_{1:3} \\ \bar{q}_4q_4 - \bar{\mathbf{q}}_{1:3} \cdot \mathbf{q}_{1:3} \end{bmatrix}. \quad (1.5)$$

Täpsemalt kirjeldab keha asendit ühikkvaternion, kus $q_4^2 + \mathbf{q}_{1:3} \cdot \mathbf{q}_{1:3} = 1$, mis avaldub nurga-telje esituse kaudu kui

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \mathbf{e} \\ \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{bmatrix}. \quad (1.6)$$

Teisendusmaatriksi puhul saadakse pöördteisendus maatriksit transponeerides ja ühikkvaternionite puhul toimib see analoogselt konjugeerimise abil, mille võib kirja panna kui

$$\mathbf{q}^* = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{1:3} \\ -q_4 \end{bmatrix} \quad (1.7)$$

Sarnaselt teisendusmaatriksiga on kahe järjestikuse pöörde poolt põhjustatud kogupööre kahe ühikkvaternioni korrutis. Tihti on vaja vabalt valitud kolmvektorist \mathbf{v} luua kvaternion. Sellisel juhul kasutatakse kirja pilti

$$\mathbf{q}(\mathbf{v}) = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (1.8)$$

Näiteks avaldub mistahes vektori komponentide teisendus ühes baasist teise kui

$$\mathbf{q}(\mathbf{v}) = \mathbf{q}\mathbf{q}(\mathbf{v}')\mathbf{q}^*. \quad (1.9)$$

Seos teisendusmaatriksi ja ühikkvaternioni vahel on

$$A = (q_4^2 - |\mathbf{q}_{1:3}|^2)\mathbf{I} - 2q_4 [\mathbf{q}_{1:3}]_{\times} + 2\mathbf{q}_{1:3}\mathbf{q}_{1:3}^T. \quad (1.10)$$

Ühikkvaternioni ja nurga-telje esitust rakendatakse käesoleva töö jaoks loodud simulatsioonikeskkonnas. Kvaternione kasutades tehakse arvutustes üldiselt väiksem arv liitmis- ja korrutus-tehteid ja tänu sellele on programmide tööaeg lühem. [7, lk 45-47]

1.1.3 Nurkkiirus

Teisendusmaatriksi ajalise evolutsiooni määrab nurkkiirus. Selle päritolu täpsemaks välja selgitamiseks tuleb uurida võrduse (1.2) ajalist tuletist

$$\dot{A}^T A + A^T \dot{A} = \mathbf{0}. \quad (1.11)$$

Defineerides suuruse $W' := A^T \dot{A}$ ja asendades selle võrdusesse (1.11), võtab võrdus kuju

$$W'^T + W' = \mathbf{0}. \quad (1.12)$$

Eelnevast võrdusest tulenevalt on W' antisümmeetriline maatriks ja seega võib kirjutada, et

$$W' = [\boldsymbol{\omega}']_{\times}, \quad (1.13)$$

kus suurust $\boldsymbol{\omega}'$ nimetatakse nurkkiiruse komponentideks keha külge fikseeritud baasi suhtes. Seega teisendusmaatriksi ajalise tuletise ja nurkkiiruse vaheline seos on [7, lk 69]

$$\dot{A} = A [\boldsymbol{\omega}']_{\times}. \quad (1.14)$$

Sarnaselt teisendusmaatriksile avaldub ühikkvaternioni ajaline tuletis kui [7, lk 71]

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \mathbf{q}(\boldsymbol{\omega}'). \quad (1.15)$$

Kasutades võrduseid (1.14) ja (1.1) avaldub keha külge fikseeritud baasi ajaline tuletis kui

$$\dot{f}' = f A [\boldsymbol{\omega}']_{\times} = f' [\boldsymbol{\omega}']_{\times} = f' [\boldsymbol{\omega}']_{\times} f'^T f' = [\vec{\omega}]_{\times} f'. \quad (1.16)$$

1.1.4 Kehal asuva punkti kiirendus

Kehal asuva punkti i asukoha \vec{R}_i saab kirja panna, kui

$$\vec{R}_i = \vec{R} + \vec{r}_i = \vec{R} + f' \mathbf{r}'_i, \quad (1.17)$$

kus \vec{r}_i on vektor võrdluspunktist punkti i ja \mathbf{r}'_i on vektori \vec{r}_i komponendid baasis f' . Pidades silmas, et komponendid \mathbf{r}'_i on ajas konstantsed ja kasutades võrdust (1.16), avaldub võrduse (1.17) ajaline tuletis kui

$$\dot{\vec{R}}_i = \dot{\vec{R}} + f' [\boldsymbol{\omega}']_{\times} \mathbf{r}'_i, \quad (1.18)$$

Tehes esmalt eelnevasse võrdusesse asenduse $\mathbf{r}'_i = f'^T \vec{r}_i$ ja seejärel $f' [\boldsymbol{\omega}']_{\times} f'^T = [\vec{\omega}]_{\times}$, võtab see kuju

$$\dot{\vec{R}}_i = \dot{\vec{R}} + [\vec{\omega}]_{\times} \vec{r}_i = \dot{\vec{R}} + \vec{\omega} \times \vec{r}_i. \quad (1.19)$$

Märgates, et $\dot{\vec{r}}_i = \vec{\omega} \times \vec{r}_i$ ja võttes võrduse (1.19) mõlemast poolest ajalise tuletise avaldub i -nda punkti kiirendus kui

$$\ddot{\vec{R}}_i = \ddot{\vec{R}} + \dot{\vec{\omega}} \times \vec{r}_i + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_i). \quad (1.20)$$

1.2 Jäiga keha dünaamika

1.2.1 Newtoni teine seadus massikeskme suhtes

Jäigast kehast võib mõelda kui punktmasside süsteemist, kus i -ndal osakesel on mass m_i . Newtoni teine seadus i -nda osakese jaoks avaldub kui

$$\vec{F}_i + \sum_{j \neq i} \vec{F}_{ij} = m_i \ddot{\vec{R}}_i, \quad (1.21)$$

kus \vec{F}_{ij} on sisemine jõud j -nda osakese poolt i -ndale osakesele ja \vec{F}_i on väline jõud i -ndale osakesele. Summerides võrduse (1.21) mõlemad pooli üle kõikide osakeste võtab see kuju

$$\sum_i \vec{F}_i + \sum_i \sum_{j \neq i} \vec{F}_{ij} = \sum_i m_i \ddot{\vec{R}}_i. \quad (1.22)$$

Newtoni kolmas seadus ütleb, et kui osake j mõjutab osakest i jõuga \vec{F}_{ij} , siis osake i mõjutab osakest j jõuga $-\vec{F}_{ij}$. Liige $\sum_i \sum_{j \neq i} \vec{F}_{ij}$ peab võrduma nulliga, sest summas on esindatud kõik osakeste vahelised sisemised jõud ja seega taanduvad jõud summast paarikaupa välja. Asendades seose (1.20) võrdusesse (1.22) võtab see kuju

$$\sum_i \vec{F}_i = \sum_i m_i \ddot{\vec{R}} + \dot{\vec{\omega}} \times \sum_i m_i \vec{r}_i + \vec{\omega} \times \left(\vec{\omega} \times \sum_i m_i \vec{r}_i \right). \quad (1.23)$$

Valides keha võrdluspunktiks selle massikeskme kehtib võrdus

$$M \vec{R}_{mk} = \sum_i m_i \vec{R}_i, \quad (1.24)$$

kus $M = \sum_i m_i$ on keha mass. Asendades võrdusesse (1.24) seose (1.17) avaldub see kui

$$M \vec{R}_{mk} = \sum_i m_i \vec{R}_{mk} + \sum_i m_i \vec{r}_i = M \vec{R}_{mk} + \sum_i m_i \vec{r}_i. \quad (1.25)$$

Seega, valides võrdluspunktiks keha massikeskme, võrdub summa $\sum m_i \vec{r}_i$ nullvektoriga ja võrdus (1.23) lihtsustub kujule [6, lk 5]

$$\sum_i \vec{F}_i = M \ddot{\vec{R}}_{mk}. \quad (1.26)$$

1.2.2 Impulsimoment

Keha kogu impulsimoment \vec{L} võrdluspunkti suhtes avaldub kui

$$\vec{L} = \sum_i \vec{r}_i \times \vec{p}_i = \sum_i \vec{r}_i \times m_i \dot{\vec{R}}_i, \quad (1.27)$$

kus \vec{p}_i on i -nda osakese impulss. Asendades seose (1.19) võrdusesse (1.27) võtab see kuju

$$\vec{L} = \left(\sum_i m_i \vec{r}_i \right) \times \dot{\vec{R}} + \sum_i m_i \vec{r}_i \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_i), \quad (1.28)$$

Valides jälle võrdluspunktiks massikeskme taandub välja võrduse (1.28) esimene liige ja

$$\vec{L} = \sum_i m_i \vec{r}_i \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_i) = \sum_i m_i \vec{r}_i \times -(\vec{r}_i \times \vec{\omega}) = \left(-\sum_i m_i [\vec{r}_i]_{\times} [\vec{r}_i]_{\times} \right) \vec{\omega}, \quad (1.29)$$

kus suurust $-\sum_i m_i [\vec{r}_i]_{\times} [\vec{r}_i]_{\times}$ nimetatakse inertsimaatriksiks ja tähistatakse sümboliga \mathbf{I} . Seega keha kogu impulsimoment avaldub kui [6, lk 188]

$$\vec{L} = \mathbf{I}\vec{\omega}. \quad (1.30)$$

1.2.3 Jõumoment

Leides impulsimomendi ajalise tuletise võrduse (1.27) järgi, võtab see kuju

$$\dot{\vec{L}} = \sum_i \dot{\vec{r}}_i \times \vec{p}_i + \sum_i \vec{r}_i \times \dot{\vec{p}}_i. \quad (1.31)$$

Uurides liiget $\sum_i \dot{\vec{r}}_i \times \vec{p}_i$ on võimalik näha, et

$$\sum_i \dot{\vec{r}}_i \times \vec{p}_i = \sum_i \dot{\vec{r}}_i \times m_i \dot{\vec{R}}_i = \sum_i \dot{\vec{r}}_i \times m_i (\dot{\vec{R}}_{mk} + \dot{\vec{r}}_i) = \left(\sum_i m_i \dot{\vec{r}}_i \right) \times \dot{\vec{R}}_{mk}. \quad (1.32)$$

Kuna $\sum_i m_i \vec{r}_i = \vec{0}$, siis ka $\sum_i m_i \dot{\vec{r}}_i = \vec{0}$. Seega uuritav liige võtab kuju

$$\sum_i \dot{\vec{r}}_i \times \vec{p}_i = \vec{0}. \quad (1.33)$$

Liiget $\sum_i \vec{r}_i \times \dot{\vec{p}}_i$ tuntakse kui kogu jõumomenti ja tähistatakse sümboliga \vec{M} . Asendades impulsi ajalise tuletise i -ndale osakesele mõjuva jõuga avaldub uuritav liige kui

$$\vec{M} = \sum_i \vec{r}_i \times \dot{\vec{p}}_i = \sum_i \vec{r}_i \times \left(\vec{F}_i + \sum_{j \neq i} \vec{F}_{ij} \right) = \sum_i \vec{r}_i \times \vec{F}_i + \sum_i \vec{r}_i \times \sum_{j \neq i} \vec{F}_{ij}. \quad (1.34)$$

Summa $\sum_i \vec{r}_i \times \sum_{j \neq i} \vec{F}_{ij}$ võib lahti kirjutada kui summa üle paaride $\vec{r}_i \times \vec{F}_{ij} + \vec{r}_j \times \vec{F}_{ji} = (\vec{r}_i - \vec{r}_j) \times \vec{F}_{ij}$. Juhul kui kahe osakese vahelised sisemised jõud on osakesi ühendava joonega samasuunalised, siis $(\vec{r}_i - \vec{r}_j) \times \vec{F}_{ij} = \vec{0}$ ja samuti $\sum_i \vec{r}_i \times \sum_{j \neq i} \vec{F}_{ij} = 0$. Seega massikeskme suhtes arvatud impulsimomendi ajaline tuletis on võrdne väliste jõudude poolt põhjustatud jõumomentide summaga ehk [6, lk 6-7]

$$\dot{\vec{L}} = \vec{M} = \sum_i \vec{r}_i \times \vec{F}_i. \quad (1.35)$$

1.2.4 Euleri võrrandid

Leides impulsimomendi ajalise tuletise võrduse (1.30) järgi on võimalik näha, et

$$\dot{\vec{L}} = \dot{\mathbf{I}}\vec{\omega} + \mathbf{I}\dot{\vec{\omega}}. \quad (1.36)$$

Lähtudes teist järku tensori ja tema komponentide vahelisest seosest $\mathbf{I} = f'I'f'^T$ ja kasutades võrdust (1.16) ning hoides meeles, et inertsimaatriksi komponendid keha külge fikseeritud taustsüsteemi suhtes I' on ajas konstantsed, saab inertsimaatriksi ajalise tuletise kirja panna kui

$$\dot{\mathbf{I}} = [\vec{\omega}]_{\times} f'I'f'^T + f'I'f'^T [\vec{\omega}]_{\times}^T = [\vec{\omega}]_{\times} \mathbf{I} - \mathbf{I} [\vec{\omega}]_{\times}. \quad (1.37)$$

Asendades tulemuse (1.37) võrdusesse (1.36), võtab võrdus kuju

$$\dot{\vec{L}} = [\vec{\omega}]_{\times} \mathbf{I}\vec{\omega} - \mathbf{I} [\vec{\omega}]_{\times} \vec{\omega} + \mathbf{I}\dot{\vec{\omega}} = \vec{\omega} \times (\mathbf{I}\vec{\omega}) - \mathbf{I}(\vec{\omega} \times \vec{\omega}) + \mathbf{I}\dot{\vec{\omega}}. \quad (1.38)$$

Võrduse (1.38) keskmine liige on null, sest vektori vektorkorrutis iseendaga on null. Kokkuvõtvalt

$$\vec{M} = \dot{\vec{L}} + \vec{\omega} \times (\mathbf{I}\vec{\omega}). \quad (1.39)$$

Viimast võrdust nimetatakse Euleri võrranditeks jäiga keha jaoks [6, lk 200].

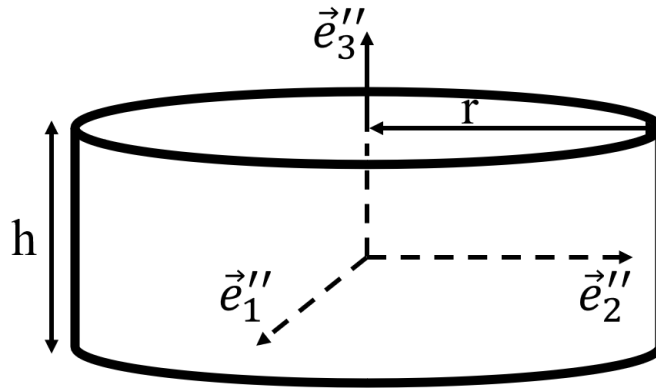
1.3 Satelliiti mõjutavad tegurid

1.3.1 Hoorattad

Hooratust saab esimeses lähenduses mudeldada silindrikujulise ühtlase massijaotusega kettana, mille pöörlemistelg on joonisel 1.2 kujutatud baasivektorina \vec{e}_3'' . Selliselt asetatud baasivektorite suhtes, kus nullpunkt asub hooratta massikeskmes, avalduvad inertsimaatriksi komponendid kui

$$I''_{hr} = \begin{bmatrix} \frac{1}{12}m(3r^2 + h^2) & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{12}m(3r^2 + h^2) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}mr^2 \end{bmatrix}, \quad (1.40)$$

kus m on hooratta mass.

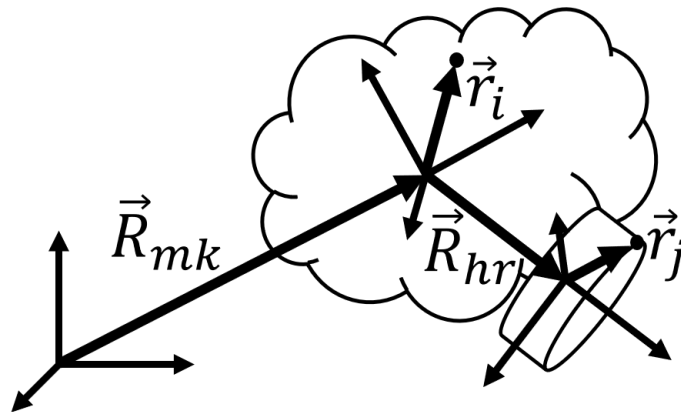


Joonis 1.2: Hooratas mille massikeske on võetud taustsüsteemi nullpunktiks.

Jäigast kehast ja ühest sellele kinnitatud hoorattast koosneva süsteemi impulsimoment süsteemi massikeskme suhtes avaldub kui

$$\vec{L} = \sum_i \vec{r}_i \times m_i (\vec{R}_{mk} + \dot{\vec{r}}_i) + \sum_j (\vec{R}_{hr} + \vec{r}_j) \times m_j (\vec{R}_{mk} + \vec{R}_{hr} + \dot{\vec{r}}_j), \quad (1.41)$$

kus indeksid i ja j sümboliseerivad vastavalt jäiga keha punkte ja hooratta punkte. Tähistused on toodud välja joonisel 1.3.



Joonis 1.3: Jääk keha ühe hoorattaga. Jooniselt on selguse nimel jäetud välja baasivektorite tähistused.

Hooratta nurkkiirusest $\vec{\omega}_{HR}$ võib mõelda kui hooratta pöörlemisest $\vec{\omega}_{hr}$ keha suhtes, millele liidetakse juurde keha nurkkiirus $\vec{\omega}$ [7, lk. 70] ehk

$$\vec{\omega}_{HR} = \vec{\omega} + \vec{\omega}_{hr}. \quad (1.42)$$

Vektori $\dot{\vec{r}}_j$ ajaline tuletis avaldub kui

$$\dot{\vec{r}}_j = (\vec{\omega} + \vec{\omega}_{hr}) \times \vec{r}_j. \quad (1.43)$$

Seega võib võrduse (1.41) kirja panna kujul

$$\vec{L} = \left[\sum_i \vec{r}_i \times m_i (\dot{\vec{R}}_{mk} + \vec{\omega} \times \vec{r}_i) + \sum_j (\vec{R}_{hr} + \vec{r}_j) \times m_j (\dot{\vec{R}}_{mk} + \vec{\omega} \times (\vec{R}_{hr} + \vec{r}_j)) \right] + \sum_j (\vec{R}_{hr} + \vec{r}_j) \times m_j (\vec{\omega}_{hr} \times \vec{r}_j). \quad (1.44)$$

Kandilistes sulgudes olev liige on impulsimoment süsteemi jaoks, kus hooratas ei saa pöörelda ümber oma pöörlemistelje ehk kogu süsteem oleks justkui üks suur jäik keha. Sellisel juhul kehtib valem (1.30). Teise liikme lahti kirjutamisel võtab see kuju

$$\sum_j (\vec{R}_{hr} + \vec{r}_j) \times m_j (\vec{\omega}_{hr} \times \vec{r}_j) = \vec{R}_{hr} \times (\vec{\omega}_{hr} \times \sum_j m_j \vec{r}_j) + \left(\sum_j -m_j [\vec{r}_j]_{\times} [\vec{r}_j]_{\times} \right) \vec{\omega}_{hr}. \quad (1.45)$$

Summa $\sum_j m_j \vec{r}_j = \vec{0}$ samal põhjusel nagu võrduses (1.25), seega

$$\sum_j (\vec{R}_{hr} + \vec{r}_j) \times m_j (\vec{\omega}_{hr} \times \vec{r}_j) = \mathbf{I}_{hr} \vec{\omega}_{hr}. \quad (1.46)$$

Pannes tähele, et hooratta nurkkiirus $\vec{\omega}_{hr}$ on alati ka selle inertsimaatriksi omavektor ja lisaks tähistades $\vec{s} := \vec{e}_3''$ ning $I_{hr} := \frac{1}{2} m r^2$, võib kirjutada, et

$$\mathbf{I}_{hr} \vec{\omega}_{hr} = I_{hr} \vec{\omega}_{hr} = I_{hr} \omega_{hr} \vec{s}, \quad (1.47)$$

kus ω_{hr} on skalaarne nurkkiirus nii, et $\vec{\omega}_{hr} = \omega_{hr} \vec{s}$. Kokkuvõtvalt on kogu süsteemi impulsimoment

$$\vec{L} = \mathbf{I} \vec{\omega} + I_{hr} \omega_{hr} \vec{s}. \quad (1.48)$$

Kolme samasuguse hoorattaga süsteemi puhul võib kirja panna avaldise

$$\vec{L} = \mathbf{I} \vec{\omega} + I_{hr} w_1 \vec{s}_1 + I_{hr} w_2 \vec{s}_2 + I_{hr} w_3 \vec{s}_3. \quad (1.49)$$

Kasutades tulemust (1.39), saab leida võrduse (1.49) ajalise tuletise

$$\dot{\vec{M}} = \dot{\mathbf{I}} \vec{\omega} + \vec{\omega} \times (\mathbf{I} \dot{\vec{\omega}}) + I_{hr} (\dot{w}_1 \vec{s}_1 + \dot{w}_2 \vec{s}_2 + \dot{w}_3 \vec{s}_3) + I_{hr} \omega \times (w_1 \vec{s}_1 + w_2 \vec{s}_2 + w_3 \vec{s}_3). \quad (1.50)$$

Tuues sisse suurused $S := [\vec{s}_1 \ \vec{s}_2 \ \vec{s}_3]$, mis tähistab hoorataste suundasid ehk pöörlemistelgi, ja $\mathbf{w} = [w_1 \ w_2 \ w_3]^T$, mis tähistab hoorataste pöörlemiskiiruseid, võtab võrdus (1.50) kuju [7, lk 101-102]

$$\dot{\vec{M}} = \dot{\mathbf{I}} \vec{\omega} + I_{hr} S \dot{\mathbf{w}} + \vec{\omega} \times (\mathbf{I} \vec{\omega} + I_{hr} S \mathbf{w}). \quad (1.51)$$

Seega, muutes hoorataste pöörlemiskiirendusi $\dot{\mathbf{w}}$, on võimalik võrrandi (1.51) kohaselt kontrollida jäiga keha nurkkiirendust $\dot{\vec{\omega}}$.

1.3.2 Külma gaasi tõukur

Külma gaasi tõukuri tööpõhimõte on üsnagi lihtne, mistõttu kasutatakse neid tihti satelliidi asendi kontrollimiseks. Sõna külm ei viita otseselt gaasi enda temperatuurile, vaid sellele, et gaas ei läbi keemilist põlemisreaktsiooni nagu raketimootorites. Külma gaasi tõukurmoodul ESTCube-2 pardal on lihtsustatud kujul nelja kontrollitava ventiiliga ehk väljalaskeavaga gaasiballoon. Kui avada üks ventiilidest, väljub sellest ühtlane gaasijuga ja satelliidile mõjub jao suunale vastupidine jõud. Gaasi kogus on piisavalt väike, et mitte mõjutada satelliidi orbiiti ja kiirust, kuid piisav, et tänu ventiilide paigutusele mooduli servades tekitada jõumoment, millega mõjutada satelliidi pöördliikumist.

Jõumoment avaldub kui

$$\vec{M}_{kgt} = \sum_{i=1}^4 \beta_i \vec{r}_i \times \vec{F}_i, \quad (1.52)$$

kus β_i on justkui lüliti, mis võib omada väärtuseid 0 või 1, \vec{r}_i on i -nda ava asukoht massikeskme suhtes ja \vec{F}_i on i -ndast avast tekitatud jõud. Defineerides üksikute jõumomentide maatriksi $M := [\vec{r}_1 \times \vec{F}_1 \ \vec{r}_2 \times \vec{F}_2 \ \vec{r}_3 \times \vec{F}_3 \ \vec{r}_4 \times \vec{F}_4]$ ja lüliti vektori $\beta = [\beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3 \ \beta_4]^T$, võtab võrdus (1.52) kuju

$$\vec{M}_{kgt} = M\beta. \quad (1.53)$$

1.3.3 Magnetmähis ja jääkmagnetmoment

Magnetmähis on ringvooluga kaasneval magnetilisel efektil põhinev seade, mille abil on võimalik kontrollida satelliidi asendit Maa magnetväljas. Enamasti kasutatakse mähises lakitud vasktraati, mida läbiv vool I põhjustab magnetmomendi \vec{m} . Täpsemalt kehtib ideaalsel juhul valem

$$\vec{m} = NIA\vec{n}, \quad (1.54)$$

kus N on mähise keerdude arv, A on mähise ristlõike pindala ja \vec{n} on selle pinnanormaal. Välises magnetväljas \vec{B} mõjub kehale magnetmomendiga \vec{m} jõumoment \vec{M}_m nii, et

$$\vec{M}_m = \vec{m} \times \vec{B}. \quad (1.55)$$

Kehal, millel on kolm magnetmähist, avaldub mähiste poolt tekitatud magnetmoment üksikute magnetmomentide summana, ehk

$$\vec{m}_\Sigma = m_1\vec{n}_1 + m_2\vec{n}_2 + m_3\vec{n}_3, \quad (1.56)$$

kus m_i on magnetmomendi komponent ja \vec{n}_i on pinnanormaal ehk magnetmomendi telg. Sarnaselt hooratastele saab defineerida magnetmähiste suundade maatriksi $N := [\vec{n}_1 \ \vec{n}_2 \ \vec{n}_3]$ ja mag-

netmomomendi komponentide vektori $\mathbf{m} := [m_1 \ m_2 \ m_3]^T$ ning seos (1.56) võtab kuju

$$\vec{m}_\Sigma = N\mathbf{m}. \quad (1.57)$$

Lisaks võib keha omada jääkmagnetmomenti \vec{m}_j , mis satelliitide puhul tuleneb pardal olevast elektroonikast ja magneetunud materjalidest. See tähendab, et satelliidile mõjub igal ajahetkel mingi muutumatu jõumoment. Seosest (1.55) jäeldub, et magnetmomendi abil on võimalik tekitada jõumoment ainult tasapinnas, mis on risti välise magnetvälja vektoriga, seega on magnetmomendi abil satelliidi kontrollimise täpsus piiratud. [7, lk 106-107]

1.3.4 Gravitatsiooni gradiendist tulenev jõumoment

Käesolevas töös on gravitatsioonilise vastastikmõju mudeliks võetud tuntud valem

$$\vec{F}_i = -G \frac{M_{maa} m_i}{|\vec{R}_i|^3} \vec{R}_i, \quad (1.58)$$

kus G on gravitatsioonikonstant, M_{maa} on Maa mass ja \vec{F}_i , m_i ning \vec{R}_i on vastavalt satelliidi i -ndale punktile mõjuv jõud, selle mass ning selle kohavektor maakera massikeskme suhtes. Nagu näha, mõjub keha igale punktile veidi erinev jõud, mis tuleneb keha geomeetriast ja massijaotusest. Lineariseerides võrdust (1.58) vektori \vec{R}_i järgi saab näidata, et kehale mõjub jõumoment [7, lk 103-104]

$$\vec{M}_G = \frac{3GM_{maa}}{|\vec{R}_{mk}|^5} \vec{R}_{mk} \times (\mathbf{I} \vec{R}_{mk}), \quad (1.59)$$

kus \mathbf{I} on satelliidi inertsimaatriks. Võrduses (1.59) oleva vektorkorrutise tõttu on see jõumoment alati risti satelliidi massikeskmesse suunatud kohavektoriga. Samuti, mida lähemal on intertsimaatriks ühikmaatriksi-kordsele maatriksile, seda väiksem on gravitatsiooni gradiendist tulenev jõumoment.

1.4 Automaatika

Tüüpiline automaatjuhtimise ehk kontrollimise ülesanne koosneb süsteemi matemaatilisel mudelist, füüsilistest piirangutest ja matemaatilisel defineeritud eesmärgist. Juhtalgoritmi ülesanne on arvutada välja juhtsignaalid, mis juhiksid süsteemi soovitud olekusse, pidades kinni süsteemile määratud piirangutest. [8, lk 3]

1.4.1 Matemaatiline mudel

Kirjeldagu süsteemi n olekuparameetrit

$$x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t) \quad (1.60)$$

ja m kontrollsisendit

$$u_1(t), u_2(t), \dots, u_m(t). \quad (1.61)$$

Süsteemi ajalist kulgu kirjeldagu n diferentsiaalvõrrandit

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= a_1(x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t), u_1(t), u_2(t), \dots, u_m(t), t), \\ \dot{x}_2 &= a_2(x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t), u_1(t), u_2(t), \dots, u_m(t), t), \\ &\vdots \\ \dot{x}_n &= a_n(x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t), u_1(t), u_2(t), \dots, u_m(t), t). \end{aligned} \quad (1.62)$$

Defineerides suurused $\mathbf{x}(t) := [x_1(t) \ x_2(t) \ \dots \ x_n(t)]^T$ ja $\mathbf{u}(t) := [u_1(t) \ u_2(t) \ \dots \ u_m(t)]^T$ võib diferentsiaalvõrrandite süsteemi kokku võtta kui

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{a}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t). \quad (1.63)$$

Vektoreid $\mathbf{x}(t)$ ja $\mathbf{u}(t)$ tuntakse kui olekuvektorit ja kontrollvektorit. Ajalugu kõikidest olekute $\mathbf{x}(t)$ nimetatakse trajektooriks ja tähistatakse sümboliga \mathbf{x} . Analoogselt ajalugu kõikidest kontrollvektoritest $\mathbf{u}(t)$ nimetatakse kontrolliks ja tähistatakse sümboliga \mathbf{u} . Matemaatiliseks mudeliks võibki lugeda võrduse (1.63). [8, lk 4-5]

1.4.2 Füüsilised piirangud

Füüsilised piirangud tulenevad oleku- ja kontrollvektori kitsendustest. Näiteks, kirjeldades jäiga keha asendit teisendusmaatriksi A abil, peab olema alati täidetud ortogonaalsuse tingimus $A^T A = I$, kus maatriks I tähistab ühikmaatriksit. Seega saab teisendusmaatriksi A omada vaid sellele vastavaid väärtuseid. Kitsendused kontrollvektorile tulenevad täituritest, mis ei suuda täide viia pidevaid juhtsignaale, sest nende töötamispiirkond on tihti jagatud diskreetseteks sammudeks. Sellest tulenevalt peab juhtalgoritme koostades alati silmas pidama, et süsteemi olek ei läheks välja lubatud olekute ruumist ja et juhtsignaalid ei nõuaks täituritelt võimatut. [8, lk 6-9]

1.4.3 Hinnangu funktsioon

Kontrollalgoritmi edukust hinnatakse funktsiooni

$$J = h(\mathbf{x}(t_l)) + \int_{t_0}^{t_l} g(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt \quad (1.64)$$

abil, kus h ja g on skalaarsed funktsioonid ning t_0 ja t_l on alg- ja lõppaeg. Juhtalgoritmi ülesandeks on leida selline kontroll \mathbf{u}^* , mis juhiks süsteemi mööda trajektoori \mathbf{x}^* nii, et funktsioon (1.64) oleks minimeeritud. [8, lk 10-11] Käesolevas töös uuritakse selliseid olukordi, kus hinnangu funktsiooniks J on reaalse lõppoleku ja soovitud lõppoleku vaheline kaugus. Seega on

seoses (1.64) olev funktsioon g võetud võrdseks nulliga. Funktsioon g võimaldab optimeerida ajakulu, juhtimisest tulenevat energia ja kütusekulu või tervet trajektoori.

1.4.4 PID-regulaator

PID-regulaator, ehk proportsionaal-, integraal- ja diferentsiaalregulaator on kolmest liikmest koosnev algoritm juhtsignaali $u(t)$ arvutamiseks. Selle üldine kuju on

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_{t_0}^t e(\tau) d\tau + K_D \dot{e}(t), \quad (1.65)$$

kus $e(t) = x_{soovitud} - x(t)$ on veasignaali ehk soovitud oleku ja hetkeoleku vahe. Kordajad K_P , K_I ja K_D mõjutavad vastavalt liikmete P, I ja D panust juhtsignaalile. Võrdsustades aga kordajad K_I ja K_D nulliga saadakse lihtne P-regulaator ning sarnase loogikaga nimetatakse ka teisi PID-regulaatorist pärinevaid juhtalgoritme.

Proportsionaalliikme ülesanne on vastavalt veasignaali väljastada proportsionaalne juhtsignaal. Võib tekkida olukordi, kus teatud veasignaali väärtuse juures on proportsionaalliikme väljund liiga madal, et süsteemi mõjutada. Sellisel juhul oleks võimalus lihtsalt tegurit K_P suurendada, mis aga muudaks süsteemi ebastabiilsemaks. Taolise probleemi lahenduseks ongi integraalne liige valemis (1.65). Integraalne liige summeerib viga üle aja, mistõttu selle panus juhtsignaalile muutub aja möödudes piisavalt suureks, et süsteemile täiendavat mõju avaldada. Diferentsiaalliikme peamine ülesanne on parandada süsteemi stabiilsust. Proportsionaalliikme ja diferentsiaalliikme koosmõjul väljastatakse juhtsignaal, mis on proportsionaalne prognoositud veasignaali. Prognoositud viga saadakse liikudes mööda veakõvera puutujat aja $\frac{K_D}{K_P}$ võrra edasi. [9, lk 64-68]

Peatükk 2

Meetodid

Käesoleva peatüki eesmärk on kirjeldada simulatsioonides kasutatud võrrandeid ja nendes esinevaid parameetreid ning anda ülevaade simulatsioonikeskkonna ülesehitusest ja toimimisest. Esimeses alapeatükis tuletatakse satelliidi ESTCube-2 dünaamiline süsteem ja tuuakse välja satelliidi kohta käivate spetsiifiliste parameetrite väärtused. Teises alapeatükis tutvustatakse tööraames katsetatud erinevaid juhtalgoritme ja nende matemaatilist kuju. Seejärel annab peatükk ülevaate valminud simulatsioonikeskkonnast, milles on rakendatud valdav osa töös esitatud matemaatilistest ja füüsikalistest seostest.

2.1 ESTCube-2 dünaamiline süsteem

2.1.1 Taustsüsteemid

Eelmisest peatükist on teada, et satelliidi asendit kirjeldatakse kahe taustsüsteemi vahelise pöördena, kus üks on fikseeritud keha külge ja teine on väline inertsiaalne taustsüsteem, mille suhtes esimest jälgitakse. Satelliidi taustsüsteem tuleneb otseselt keha geomeetriast ja on paigutatud nii, et taustsüsteemi nullpunkt asuks satelliidi massikeskmes ning selle teljed oleksid samasuunalised külgpaneelide pinnanormaalidega. Nende põhimõtete järgi on ka valitud ESTCube-2 missiooni jaoks rakendatav taustsüsteem.

Inertsiaalseks taustsüsteemiks on simulatsioonikeskkonnas valitud geotsentriline kvaasiinertsiaalne taustsüsteem. Selle alguspunkt asub maakera massikeskmes, kusjuures üks telgedest on suunatud piki maakera pöörlemistelge läbi põhjapooluse ja teine telg on fikseeritud nii, et see näitaks kevadisel pöörripäeval piki ekvatoriaaltasandi ning orbitaaltasandi lõikejoont päikse suunas. Kolmas telg on valitud nii, et baasivektorid moodustaksid ortonormeeritud komplekti. [7, lk 31-32] Selline kvaasiinertsiaalne taustsüsteem on loomulik ja sobib antud simulatsioonide läbi viimiseks hästi, sest satelliit liigub ümber Maa madalal orbiidil, kus mitte inertsiaalsete mõjutuste efekt on selle missiooni raames kaduvväike.

2.1.2 Dünaamiline süsteem

Satelliidi olekuvektor on

$$\mathbf{x}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{q}(t) \\ \boldsymbol{\omega}'(t) \\ \mathbf{R}_{\text{mk}}(t) \\ \mathbf{V}_{\text{mk}}(t) \\ \mathbf{w}(t) \end{bmatrix}, \quad (2.1)$$

kus \mathbf{q} on kvaternionina esitatud pööre keha külge fikseeritud taustsüsteemist inertsiaalsesse taustsüsteemi, $\boldsymbol{\omega}'$ satelliidi nurkkiiruse komponendid keha külge fikseeritud taustsüsteemi suhtes, \mathbf{R}_{mk} on keha massikeskme kohavektori komponendid inertsiaalses baasis, \mathbf{V}_{mk} on massikeskme kiiruse vektori komponendid inertsiaalses baasis ja \mathbf{w} on hoorataste pöörlemiskiirused keha suhtes. Olekuvektori ajaline tuletis avaldub kui

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}}(t) \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}'(t) \\ \dot{\mathbf{R}}_{\text{mk}}(t) \\ \dot{\mathbf{V}}_{\text{mk}}(t) \\ \dot{\mathbf{w}}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\mathbf{q}\mathbf{q}(\boldsymbol{\omega}') \\ I'^{-1} \left[M'\boldsymbol{\beta} + (\mathbf{m}'_j + N'\mathbf{m}) \times \mathbf{B}' + \frac{3GM}{|\mathbf{R}_{\text{mk}}|^5} A(\mathbf{q}^*)\mathbf{R}_{\text{mk}} \times (I'A(\mathbf{q}^*)\mathbf{R}_{\text{mk}}) - \right. \\ \left. - I_{hr}S'\boldsymbol{\alpha} - \boldsymbol{\omega}' \times (I'\boldsymbol{\omega}' + I_{hr}S'\mathbf{w}) \right] \\ \mathbf{V}_{\text{mk}} \\ - \frac{GM}{|\mathbf{R}_{\text{mk}}|^3} \mathbf{R}_{\text{mk}} \\ \boldsymbol{\alpha} \end{bmatrix}. \quad (2.2)$$

Kontrollvektori \mathbf{u} moodustavad $\boldsymbol{\alpha}$, $\boldsymbol{\beta}$ ja \mathbf{m} ehk $\mathbf{u}(t) = [\boldsymbol{\alpha}(t)^T \boldsymbol{\beta}(t)^T \mathbf{m}(t)^T]^T$, kus $\boldsymbol{\alpha}$ on hooratastelt nõutav pöörlemiskiirendus, $\boldsymbol{\beta}$ on külma gaasi tõukuritele antud diskreetne kinni-lahti lülitamise signaal ja \mathbf{m} on magnetmähistelt nõutav magnetmoment. Tasub mainida, et maalähedastel orbiitidel, kus Maa magnetväli on piisavalt suur, piirduakse tihti vaid magnetmähiste ja hooratastega. ESTCube-2 missiooni jooksul soovitakse katsetada ka satelliidi võimekust manöövreid sooritada Maa magnetvälja välises keskkonnas, ehk magnetmähiseid mitte kasutades. Selleks on satelliidile lisatud ka külma gaasi tõukurmoodul.

Diferentsiaalvõrrandid satelliidi asendi ajalise tuletise ja nurkkiirenduse jaoks on keerulised, mistõttu võrrandisüsteemile analüütilist lahendit ei otsitud ja piirduiti numbriliste meetoditega. Diferentsiaalvõrrandites olevad ja simulatsioonide läbiviimisel kasutatud parameetrid ESTCube-2 satelliidi jaoks võtab kokku tabel 2.1.

Tabel 2.1: Satelliidi parameetrid.

Parameeter	Väärtus	Ühik
inertsimaatriks	$I' = \begin{bmatrix} 0,0377 & 0,0001 & -0,0003 \\ 0,0001 & 0,0350 & 0 \\ -0,0003 & 0 & 0,0099 \end{bmatrix}$	kg·m ²
külma gaasi tõukurite jõumomendid	$M' = \begin{bmatrix} 3,5 & -3,3 & 3,3 & 3,5 \\ 2,9 & 2,9 & -4,3 & -4,3 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot 10^{-5}$	N·m
magnetmähiste suunad	$N' = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	ühikuta
mähise maksimaalne magnetmoment	$m_{max} = 0,45$	A·m ²
magnetmähiste lahutusvõime	$m_{lah} = 0,01$	A·m ²
hoorataste suunad	$S' = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	ühikuta
hooratta inertsimoment	$I_{hr} = 1,5465 \cdot 10^{-6}$	kg·m ²
hooratta maksimaalne pöörlemiskiirendus	$\alpha_{max} = 3450$	°·s ⁻²
hooratta lahutusvõime	$\alpha_{lah} = 0,1$	°·s ⁻²
hooratta küllastuskiirus	$w = 60000$	°·s ⁻¹
jääkmagnetmoment	$\mathbf{m}'_j = [0 \ 0 \ 0,057]^T$	A·m ²

2.2 Juhtalgoritmid

2.2.1 Juhtsignaali arvutamine soovitud jõumomendist

Magnetmähiste võime tekitada kehale jõumomenti on piiratud. Juhul, kui juhtalgoritm nõuab teatud kindlat jõumomenti, tekib tihti olukord, kus magnetmähised soovitud jõumomenti pakkuda ei suuda. Nagu eelnevalt mainitud, suudavad magnetmähised tekitada jõumomente tasapinnas, mille normaaliks on väline magnetväli. Selleks, et satelliiti kontrollida, tuleks leida selline mähiste poolt tekitatav jõumoment, mis on lähim nõutud jõumomendile. Lähimat jõumomenti tekitava magnetmomendi $\mathbf{m}'_{\text{kontroll}}$ leidmiseks võib kasutada valemit [10]

$$\mathbf{m}'_{\text{kontroll}} = \frac{\mathbf{B}' \times \mathbf{M}'_{\text{soovitud}}}{|\mathbf{B}'|^2}, \quad (2.3)$$

kus M_{soovitud} on soovitud jõumoment. Tasub meeles pidada, et satelliiti mõjutab ka jääkmagnetmoment millest vabanemiseks tuleb anda mähistele signaal \mathbf{m} , kus

$$\mathbf{m} = \mathbf{m}'_{\text{kontroll}} - \mathbf{m}'_j. \quad (2.4)$$

Edaspidi võib alati eeldada, et magnetmähised on sisse lülitatud vähemalt jääkmagnetmomendi eemaldamiseks.

Sarnaselt magnetmähistele on ka külma gaasi tõukuri poolt tekitatav jõumoment piiratud. Tabelist 2.1 võib näha, et z -telje suunaline komponent on kõikvõimalike avade kombinatsioonide juures alati null. Analoogselt mähistele tuleb leida ka siin selline avade kombinatsioon ehk vektor β , mille puhul tekitatav jõumoment oleks võimalikult lähedal soovitud jõumomendile. Hoorataste puhul arvutatakse pöörlemiskiirendused vastavalt valemile

$$\dot{\mathbf{w}} = -\frac{M'_{\text{soovitud}}}{I_{hr}}. \quad (2.5)$$

Nii magnetmähiste kui hoorataste puhul tuleb arvestada ka tabelis 2.1 toodud lisaparaameetritega m_{lah} ja α_{lah} , mille tingib mõlema täituri võimalike väljundite diskreetsus, mis on omakorda tingitud riistvaralistest eripärasustest.

2.2.2 Impulsimomendist vabanemine

Satelliidi impulsimoment pärineb satelliidi nurkkiirusest ja iga hooratta pöörlemiskiirusest. Impulsimomendist vabanemiseks on võimalik kasutada mitmeid erinevaid täiturite kombinatsioone. Hoorataste pöörlemiskiiruste vähendamiseks kasutatakse P-regulaatoril põhinevat eeskirja

$$\alpha = -K_{hr}\mathbf{w}, \quad (2.6)$$

kus K_{hr} on positiivne kordaja. Hoorataste pöörlemiskiiruste vähenemine põhjustab aga impulsimomendi jäävuse tõttu satelliidi nurkkiiruse muutumise. Selleks, et vabaneda ka satelliidi pöörlemisest, saab kasutada taaskord P-regulaatoril põhinevat eeskirja

$$M'_{\text{soovitud}} = -I'K\omega', \quad (2.7)$$

kus K on positiivne kordaja.

Lisaks eelnevale avaldisele kasutatakse ka ainult magnetmähistel põhinevat nurkkiirust vähendavat algoritmi, mida tuntakse kui magnetvälja tuletise algoritm. Magnetvälja tuletise algoritmi eesmärk on lõpetada satelliidi pöörlemine, ehk viia nurkkiiruse komponendid nulli lähedale. Selle jaoks kasutab satelliit oma magnetvälja sensorite andmeid, et registreerida väline magnetväli. Lühikese ajaperioodi jooksul võime käsitleda välist magnetvälja inertsiaalses taustsüsteemis konstantse

vektorina. Juhul kui satelliit suudab oma taustsüsteemis registreerida siiski magnetvälja vektori suuna muutuse, saab see ainult tähendada, et satelliit omab nullist erinevat nurkkiirust. Täpsemalt

$$\mathbf{B}' = A^T \mathbf{B} \Rightarrow \dot{\mathbf{B}}' \approx -[\boldsymbol{\omega}']_{\times} \mathbf{B}' = \mathbf{B}' \times \boldsymbol{\omega}'. \quad (2.8)$$

Nagu näha, on lühikese ajavahemiku jooksul magnetvälja vektori ajaline tuletis satelliidi taustsüsteemis proportsionaalne satelliidi enda nurkkiirusega. Sellest tulenevalt on võimalik luua juhtalgoritm, mis minimeerib magnetvälja tuletist, kasutades selleks magnetmähiseid

$$\mathbf{m}'_{\text{kontroll}} = -K \dot{\mathbf{B}}', \quad (2.9)$$

kus K on positiivne kordaja. [7, lk 308-309] [11] Võrduse (2.8) kohaselt saab esmalt mõjutada vaid satelliidi nurkkiiruse komponente, mis pole magnetväljaga samasuunalised, kuid minimeerides magnetvälja tuletist üle pikema aja, mängib rolli ka magnetvälja muutus satelliidi liikumise tõttu inertsiaalses taustsüsteemis. Seetõttu saab aegamööda vähendada ka nurkkiiruse komponente, mis olid eelnevalt magnetvälja-suunalised.

2.2.3 Ennustav regulaator

Ennustav regulaator on käesoleva töö raames välja töötatud juhtalgoritm, mille ülesanne on samuti satelliidi impulsimomendist vabastamine. Ennustav regulaator kasutab jõumomendi allikaks siinse töö raames ainult külma gaasi tõukurit, kuid seda ideed on võimalik laiendada ka teistele täituritele. Nii nagu malemängus on hea mängija võimeline vaatama käikude kombinatsioone ette, teeb seda ka ennustav regulaator. Täpsemalt kestab üks käik kümme sekundit ja selle aja jooksul on satelliidil võimalik rakendada viit erinevat jõumomenti. Esimeseks variandiks on olukord, kus kõik ventiilid on kinni ja ülejäänud nelja olukorra jõumomendid on põhjustatud iga üksiku ventiili avamisega. Ennustaval regulaatoril on lubatud ette vaadata kolm käiku, mis tekitab 125 erinevat kontroll-teekonda. Iga teekonna jaoks integreeritakse süsteemi nurkkiirus algolekust 30 sekundit tulevikku ja jäädvustatakse lõppoleku nurkkiirus. Seejärel valitakse selline teekond, mille lõpuks on nurkkiirus minimaalne, ja rakendatakse satelliidile valitud kontroll-teekonna esimese käigu jõumoment. Peale kümne sekundi möödumist toimub uue parima teekonna arvutus ja uute jõumomentide rakendamine.

2.2.4 PD-regulaator satelliidi suunamiseks

Olgu \mathbf{q} satelliidi asend ajal t ja \mathbf{q}_1 soovitud lõppasend, siis saab defineerida veakvaternioni $\Delta \mathbf{q}$, kus

$$\mathbf{q}_1 = \mathbf{q} \Delta \mathbf{q}. \quad (2.10)$$

Veakvaternion kirjeldab pööret, mis viiks keha hetke asendist lõppasendisse. Juhtalgoritmi ülesanne on saavutada olek kus $\Delta \mathbf{q} = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$ ja $\boldsymbol{\omega}' = [0 \ 0 \ 0]^T$. Viies veakvaternioni nurga-telje esitus-

se, kirjeldab saadud veanurga absoluutväärtus $|\Delta\theta|$ hästi kahe asendi vahelist kaugust. Soovitud jõumomendi arvutamiseks kasutatakse eeskirja [7, lk 289-290][12]

$$\mathbf{M}'_{\text{soovitud}} = I'(K_P \Delta \mathbf{q}_{1:3} - K_D \boldsymbol{\omega}'), \quad (2.11)$$

kus K_P ja K_D on positiivsed kordajad.

2.2.5 Kahekordne P-regulaator nurkkiiruse kontrollimiseks

Nurkkiiruse kontrollalgoritmi eesmärk on võimaldada satelliidi pöörlemine suurtel kiirustel ümber valitud telje nii, et see telg oleks kohakuti välises taustsüsteemis oleva võrdlusteljega. Olgu $\boldsymbol{\omega}'_l$ ja $\boldsymbol{\omega}_l$ soovitud lõppnurkkiirused vastavalt satelliidi taustsüsteemis ja välises taustsüsteemis. Sel juhul võib kontrollseaduse panna kirja kujul [13]

$$\mathbf{M}'_{\text{soovitud}} = I' [K'(\boldsymbol{\omega}'_l - \boldsymbol{\omega}') + K(A(\mathbf{q})^T \boldsymbol{\omega}_l - \boldsymbol{\omega}')]. \quad (2.12)$$

Nagu näha koosneb seadus kahest liikmest, millest üks suurendab nurkkiirust ja teine joondab pöörlemiskiirust võrdlustelje-suunaliseks.

2.3 Simulatsioonikeskkond

2.3.1 Simulatsiooni teegi lühitutvustus

Käesoleva töö raames valmis üldine simulatsioonikeskkond [14] ehk teek, milles on võimalik kasutajal simuleerida mis tahes tüüpi dünaamilise süsteemi ajaliskulgu. Simulatsiooni teek on valminud programmeerimiskeeles C++, mis valiti peamiselt selle arvutusliku kiiruse ja objektorienteerituse toetuse pärast. Järgnevalt selgitatakse lühidalt simulatsiooni teegi ülesehitust ja tuuakse välja koodis olevate klasside nimed. Teek koosneb mitmest eri klassist, mille viib oma vahel kokku peamine, simulatsiooni (*Simulation*) klass. Simulatsiooni klassi põhi ülesandeks on jooksutada simulatsiooni üle kasutaja poolt defineeritud aja sammude, kutsudes välja selles olevate objektide funktsioone, millest peamisteks on oleku objekt (*State*), juhtobjekt (*Control*) ja keskkonna (*Environment*) objekt.

Oleku objekt koosneb olekuvektorist, selle tuletisest (*Derivative*) ja olekut uuendavast meetodist. Olekuvektor koosneb samuti objektidest, milleks on olekuparameetrid (*StateParameter*). Olekuparameetri klassis on teatud virtuaalsed funktsioonid, mille seadistamine on nõutud kasutajalt. Sarnaselt olekuvektori klassile tuleb ka olekuvektori tuletise klassis defineerida kasutaja poolt olekuvektori ajaline tuletis. Igal ajasammul uuendatakse olekut ja sellega tegeleb oleku klassis uuendamise funktsioon (*propagate*), mis kasutab Runge-Kutta neljandat järku meetodit.

Juhtobjekt koosneb juhtalgoritmi objektist (*ControlAlgorithm*) ja täiturite vektorist. Täiturite vektor koosneb omakorda kasutaja poolt defineeritud täiturobjektidest (*Actuator*). Sarnaselt tuleb ka juhtalgoritmi objektis defineerida kasutajal juhtsignaali arvutav funktsioon (*apply-BestControl*). Juhtobjekti ülesandeks on juhtalgoritmist tuleneva juhtsignaali edasikandmine täituriatele.

Keskkonna objekti eesmärk on lisada simulatsioonile mõni lisamudel, millest tulevate väärtuste arvutamine dünaamilise süsteemi abil pole vajalik. Keskkonna objekt koosneb vektorist, mis sisaldab keskkonna mudelobjekte (*EnvironmentalModel*). Keskkonna mudelobjektide täpsem sisu tuleb samuti defineerida kasutajal, sest neid võib olla sõltuvalt kasutusjuhust või simulatsiooni täpsuse nõudest palju erinevaid. Keskkonna mudelobjektide ja olekuvektori vahelise suhtluse loob simulatsiooni klass.

Kasutajalt nõutud funktsioonide seadistamine ongi põhjus, miks kirjeldatud simulatsiooni koodi võib nimetada üldiseks simulatsiooniteegiks. Simulatsiooniteegi eesmärk on võtta kasutajalt ära vajadus üldise struktuuri programmeerimisele nii, et kasutaja saab keskenduda ainult enda töö matemaatilisele ja füüsikalisele sisule.

2.3.2 Satelliidi ESTCube-2 simulatsioon

Olekuvektori struktuur on samasuguse matemaatilise esitusega nagu selle määras valem (2.1). Nimelt koosneb see viiest olekuparameetrist, millest neli on kolmvektorid ja üks asendit kirjeldav kvaternion. Kvaternioni olekuparameetri klassis tuleb seda uuendav funktsioon ülekirjutada. Kvaternionite ajas edasi kandmine pole triviaalne ülesanne põhjusel, et nende liitmine rikuks ühikule normeeritust. Seetõttu kasutatakse nende uuendamiseks järgnevat meetodit: olgu \mathbf{q}_n ja \mathbf{q}_{n+1} satelliidi asendid vastavalt ajahetkel t_n ja t_{n+1} . Kvaternioni uuendamise seadus pannakse kirja kujul

$$\mathbf{q}_{n+1} = \mathbf{q}_n \Delta \mathbf{q}, \quad (2.13)$$

kus $\Delta \mathbf{q}$ on ühikkvaternion ja samuti pööre, mille satelliit läbis kahe ajahetke vahel. Kvaternioni $\Delta \mathbf{q}$ leidmiseks integreeritakse esmalt satelliidi nurkkiirus aegade t_n ja t_{n+1} vahel ja seejärel võrdsustatakse saadud kolmvektori moodul ja suund vastavalt nurga-telje esituse nurga ja teljega. Nurga-telje esitusest minnakse üle kvaternionkujule ja saadaksegi kvaternion $\Delta \mathbf{q}$, millega hetkeseisu kirjeldavat kvaternionit vasakult korrutades saadakse järgmise ajahetke kvaternioni väärtus. [15] Olekuvektori ajalise tuletise kuju paneb paika võrdus (2.2), millest jäetakse aga välja kvaternioni ajaline tuletis eelnevalt kirjeldatud kvaternioni uuendamise meetodi tõttu.

Töös kasutatud ESTCube-2 simulatsioonidesse on sisse seadistatud ka nelja kontrollitava ventiiliga külma gaasi tõukur, kolm magnetmähist ja kolm hooratast, mille parameetrid on esitatud tabelis 2.1. Keskkonnamudeleid on simulatsioonis ainult üks, milleks on Maa magnetvälja mu-

del. Magnetvälja arvutamiseks kasutatakse C++ teeki GeographicLib [16], mis põhineb maailma magnetvälja mudelil (*World Magnetic Model*). [17] Simulatsioonides on vajalik teada ajas ja orbiidi jooksul muutuvat magnetvälja, sest see võimaldab paljude eelnevalt mainitud juhtalgoritmide töö mangettäiturite abil. Orbiidil liikumiseks ehk asukoha uuendamiseks kasutatakse Newtoni gravitatsiooni seadust (1.58). Täiendavalt oleks võimalik lisaväärtuse saamiseks seadistada simulatsioonikeskkonda veel põhjalikumad geopotentsiaalide mudelid ja atmosfäärimudelid, kuid käesoleva töö raamistikus hinnati nende mõjutus väikeseks ning nende lisatud keerukuse tõttu neid ei käsitletud.

Peatükk 3

Tulemused ja analüüs

Käesolevas peatükis esitatakse simulatsioonidest saadud andmed, mida analüüsidest tuleb välja juhtalgoritmide suutlikkus neile määratud eesmärke täita. Selleks, et tulemuste põhjal teha järeldusi juhtalgoritmide sooritusvõime kohta, tuuakse kõige pealt välja satelliidi pardal olevatest eksperimentidest tulenevad täpsed nõuded. Nende nõuete ja simulatsioonitulemuste analüüsi põhjal on võimalik anda hinnang satelliidi käsutuses olevate täiturite sooritusvõimele ja samuti teha ettekirjutusi missiooni igas etapis kasutatavate täiturite ning juhtalgoritmide jaoks.

Esimese vajaliku manöövrina vaadeldakse tulemustes impulsimomendist vabanemist. See manööver on esmalt vajalik peale satelliidi vabastamist raketi küljest, sest nendel esimestel hetkedel ei ole satelliidi pardasüsteemid veel sisse lülitunud. Raketist väljudes võib satelliidil olla ettemääratu nurkkiirus, millest vabanemine on oluline ühtlase edasi-tagasi kommunikatsiooni saavutamiseks ja satelliidi töövalmis seadmiseks. Juhul kui hoorattaid kasutada satelliidi suunamiseks, muutub see manööver samuti vajalikuks, sest väliste jõumomentide mõjutusel koguneb satelliidi hooratitesse liiga suur impulsimoment.

ESTCube-2 meeskond on seadnud eesmärgiks, et satelliit peab suutma oma nurkkiiruse alati tuua väärtusteni alla ühe kraadi sekundis. Koos satelliidi suunamisega on see piisav, et tagada püsiv kommunikatsioonivõime. Samuti on meeskonna poolt paika pandud, et hooratiste impulsimomendist vabastamise manöövri saab lugeda õnnestunuks, siis kui nende pöörlemiskiirus jääb alla 10 kraadi sekundis.

Teine manööver, mida analüüsitakse, on satelliidi suunamine. See on oluline põhiliselt pardal olevate maavaatluskaamerate tarbeks, kuid on vajalik ka kitsa sektoriga kommunikatsiooniantennide suhtlemise tagamiseks. Kaamerate vaateväljast lähtuvalt on ette nähtud, et satelliit peab olema võimeline suunama oma asendit täpsusega alla 0,1 kraadi.

Satelliidi nurkkiiruse kontrollimise nõue tuleneb pardal oleva elektrilise päikesepurje eksperimentidest, mille läbiviimiseks on tarvis piisava tsentrifugaaljõu abil välja kerida peenike traat.

Traadi pikalt välja kerimiseks vajalik jõud saavutatakse siis, kui satelliidi algne pöörlemiskiirus jääb vahemikku $350 - 370^\circ\text{s}^{-1}$, samas peab suutma see ka stabiilsena hoida oma pöörlemistelje suunda, täpsusega alla kolme kraadi. Kõigi kolme manöövri jaoks on esitatud nõuded tabelis 3.1.

Tabel 3.1: Nõuded juhtalgoritmidele.

Manööver	Nõuded
impulsimomendist vabanemine	$ \omega' < 1^\circ\text{s}^{-1}$ ja $ w_i < 10^\circ\text{s}^{-1}$
satelliidi suunamine	$ \Delta\theta < 0,1^\circ$
nurkkiiruse kontrollimine	$350^\circ\text{s}^{-1} < \omega' < 370^\circ\text{s}^{-1}$ ja $ \Delta\phi < 3^\circ$

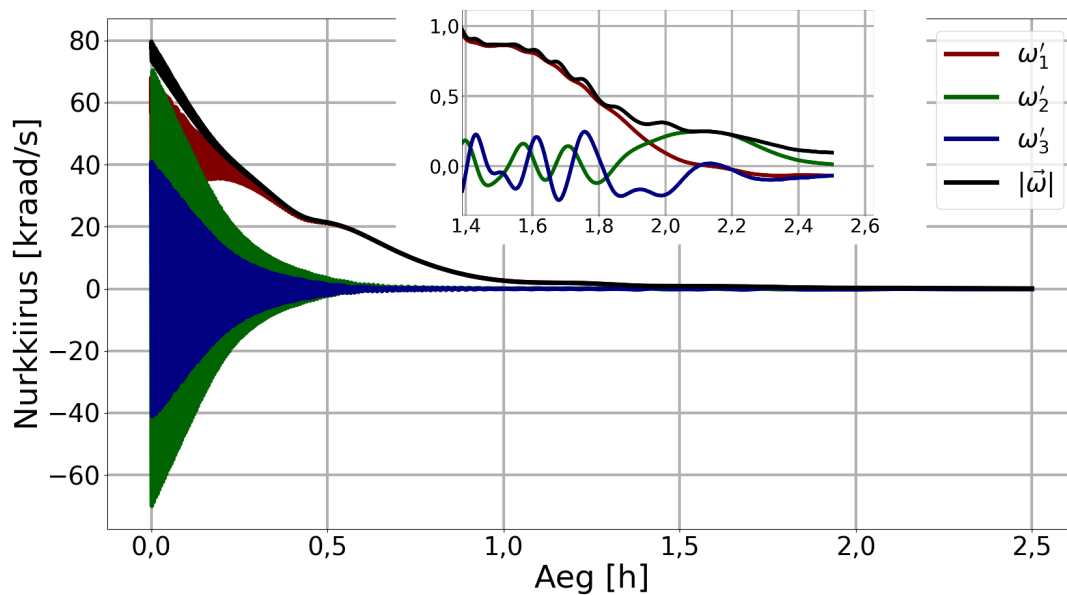
3.1 Impulsimomendist vabanemine

Esmalt simuleeritakse olukorda, kus hoorataste pöörlemiskiirused on nullid ning ainult satelliit omab nurkkiirust $\omega'_0 = [57,3 \ 40,1 \ 34,4]^T\text{s}^{-1}$. Satelliidi nurkkiiruse minimeerimiseks uuritakse kolme erinevat juhtalgoritmi, mis on välja toodud tabelis 3.2. Tabelis esitatud juhtalgoritmides esinevad kordajad on leitud algoritmide manuaalsel häälestamisel ja korduvkatsete põhjal, mis samuti kehtib ka kõikide järgnevate juhtalgoritmide puhul. Hooratastega satelliidi nurkkiiruse minimeerimist ei uurita, sest satelliidi nurkkiirus kanduks üle hoorataste pöörlemisse nii, et süsteemi impulsimoment jääks muutumatuks.

Tabel 3.2: Juhtalgoritmide parameetrid.

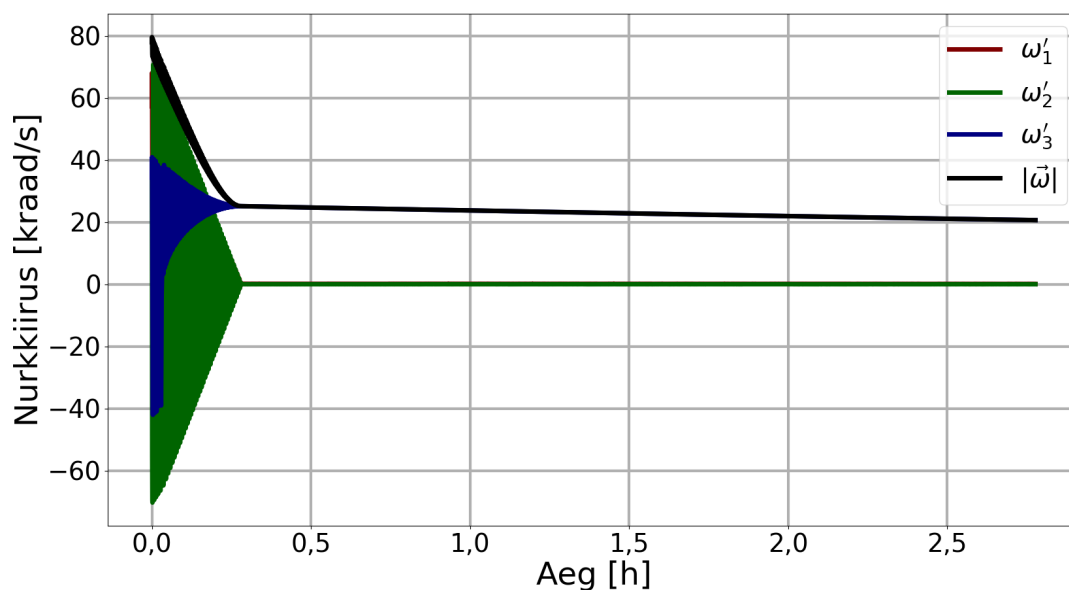
Juhtalgoritm	Täitur	Parameeter
magnetvälja tuletise algoritm	magnetmähised	$K = 50000$
P-regulaator	külma gaasi tõukur	$K = 1$
ennustav regulaator	külma gaasi tõukur	parameetrid puuduvad

Jooniselt 3.1 võib näha, et magnetvälja tuletise algoritm saab ülesandega hakkama umbes ühe tunni ja kolmekümne minutiga. Peale seda hetke jääb nurkkiirus stabiilselt püsima alla ühe kraadi sekundis. Tänu magnetvälja tuletise algoritmi lihtsusele, mida kirjeldati eespool, on see üheks esimeseks ja põhiliseks juhtalgoritmiks, mida magnetmähistega satelliidid oma nurkkiiruse kontrolli alla saamiseks kasutavad. [11]



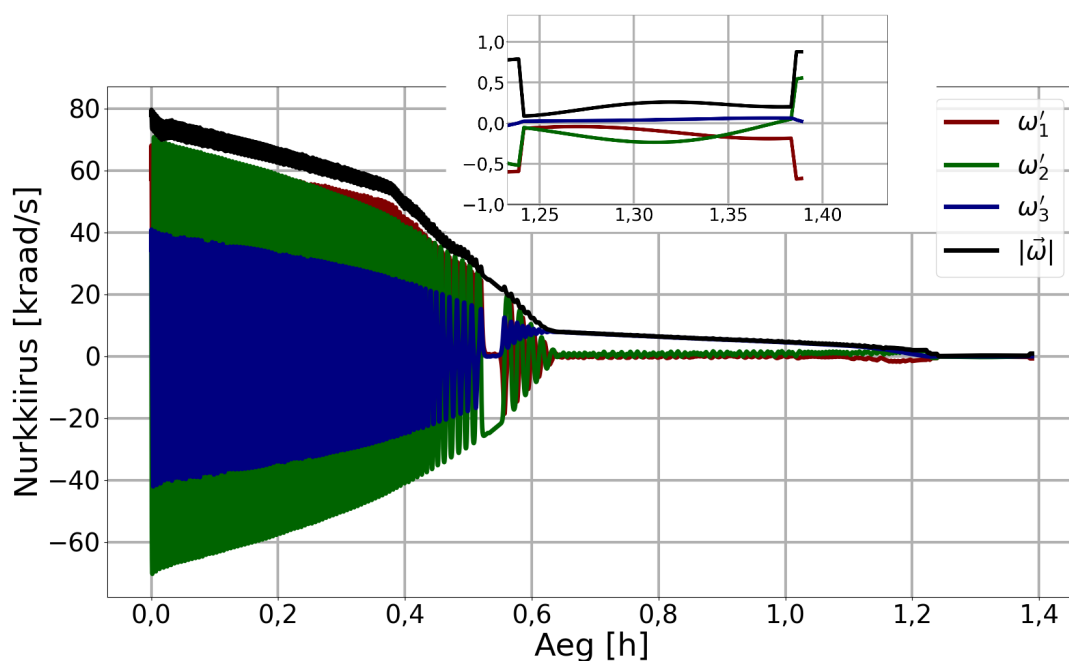
Joonis 3.1: Magnetvälja tuletise algoritmist tulenev nurkkiirus.

Üritades sama manöövrit sooritada P-regulaatori abil kasutades jõumomendi allikana vaid külma gaasi tõukurmoodulit, ei ole saadud tulemus sobilik. Seda stsenaariumit kirjeldab joonis 3.2. Nimelt ei suuda ükski avatud ventiilidest tekitada jõumomendi kolmanda, ehk z-telje suunas, mistõttu on ka z-telje suunalise nurkkiiruse komponendi minimeerimine väga keeruline ülesanne. Külma gaasi tõukur suudab z-teljelisse nurkkiirendusse panustada ainult tänu inertsimaatriksi mittediagonaalsetele komponentidele. Jooniselt on näha, et enam kui kahe ja poole tunni jooksul ei suuda külma gaasi tõukur soovitud tulemust saavutada, kuigi nurkkiirus teistes telgedes nullitakse juba esimese 15 minuti jooksul. Nähes aeglast langust aga nurkkiiruse z-teljelises komponendis võib öelda, et algoritmil kuluks veel palju aega, et kogu satelliidi nurkkiirus lõplikult nulli viia. Just selleks, et vabaneda satelliidi nurkkiirusest külma gaasi tõukuri abil, pakutaksegi käesoleva töö raames välja ennustav regulaator.



Joonis 3.2: P-regulaatorist põhjustatud nurkkiirus külma gaasi tõukurite näitel. Punane joon jääb rohelise joone rohelise taha ja koondub nulli lähedale.

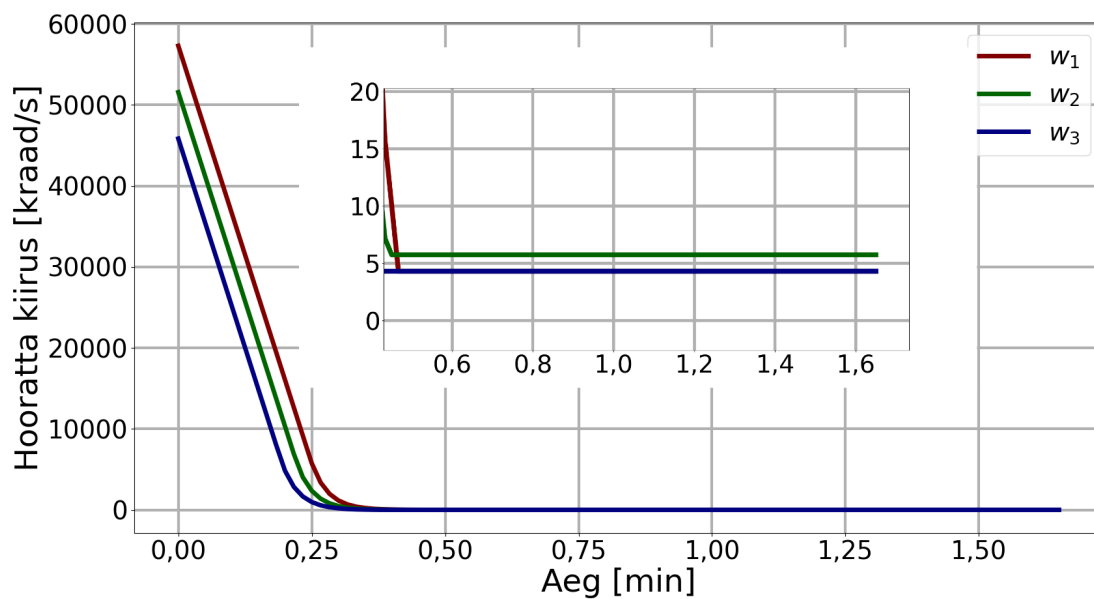
Jooniselt 3.3 on näha, et ennustav regulaator jõuab soovitud tulemuseni ühe tunni ja viieteistkümne minutiga. Peale seda aega ei ole satelliidi nurkkiirus suurem kui üks kraad sekundis. Lisaks aja $t = 1,2$ h ümber võib märgata, et ennustav regulaator on leidnud meetodi z-teljelise nurkkiiruse ülekandmiseks x- ja y-teljelistesse komponentidesse, mille minimeerimine on külma gaasi tõukuri jaoks lihtsam.



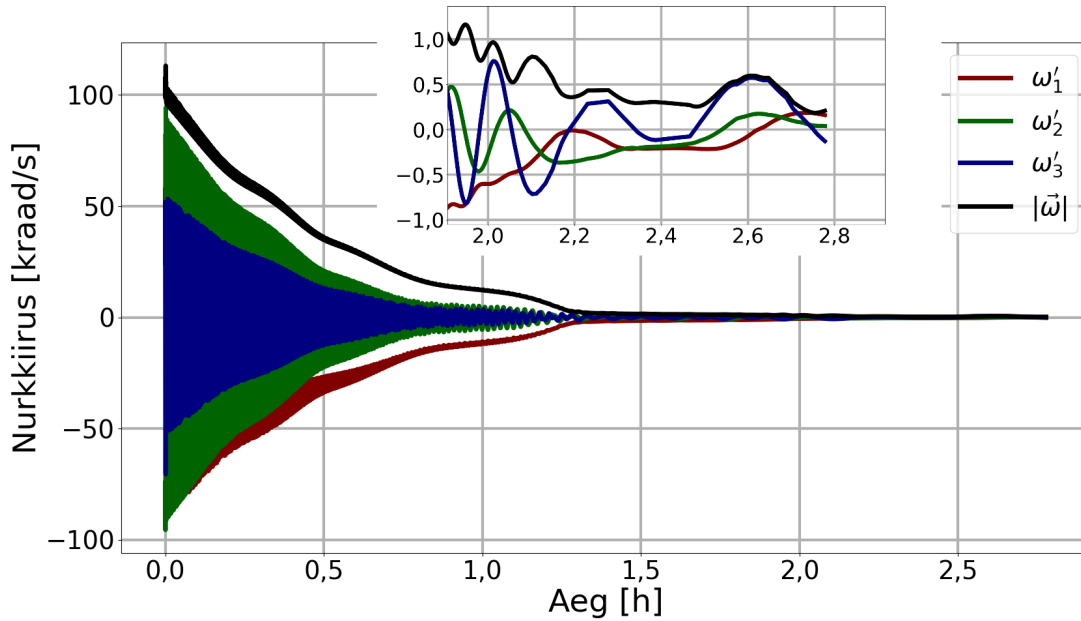
Joonis 3.3: Ennustavast regulaatorist tulenev nurkkiirus.

Teisena uuriti olukorda, kus satelliidi nurkkiiruseks on $\omega'_0 = [57,3 \ -74,5 \ 51,6]^T \circ s^{-1}$ ja ka hooratastele on antud algne pöörlemiskiirus $w_0 = [573,0 \ 515,7 \ 458,4]^T \cdot 10^2 \circ s^{-1}$. Impulsimomendist vabanemist demonstreeritakse magnetmähiste näitel, kus juhtalgoritmid baseeruvad P-regulaatorile. Selle stsenaariumi juures külma gaasi tõukuriga satelliidi nurkkiiruse minimeerimist ei uurita. Hoorataste pöörlemiskiiruseid minimeerides kandub nendesse salvestatud impulsimoment üle satelliidi nurkkiirusesse ja külma gaasi tõukuriga satelliidi nurkkiiruse minimeerimist demonstreerib juba eelnevalt analüüsitud ennustav regulaator. Hoorataste pöörlemiskiiruste ja satelliidi nurkkiiruse minimeerimiseks mõeldud P-regulaatorid omavad kordajaid vastavalt väärtustega 0,5 ja 0,01.

Jooniselt 3.4 võib näha, et juhtalgoritm viib hoorataste pöörlemiskiirused nulli lähedale poole minutiga, pärast mida on kõikide hoorataste pöörlemiskiirused alla viie kraadi sekundis. P-regulaator, mis kasutab satelliidi nurkkiiruse minimeerimiseks magnetmähiseid, töötab taustal samaaegselt esimesega. Jooniselt 3.5 on näha, et peale kahe tunni möödumist on satelliidi nurkkiirus koondunud nulli juurde. Täpsemalt on nurkkiirus alla ühe kraadi sekundis. Seega on sellise manöövri lõpuks nullitud nõuete kohaselt nii algne suur hoorataste pöörlemiskiirus, kui ka satelliidi enda nurkkiirus.



Joonis 3.4: P-regulaatorist põhjustatud hoorataste pöörlemiskiirused.



Joonis 3.5: P-regulaatorist põhjustatud satelliidi nurkkiirus.

3.2 PD-regulaator satelliidi suunamiseks

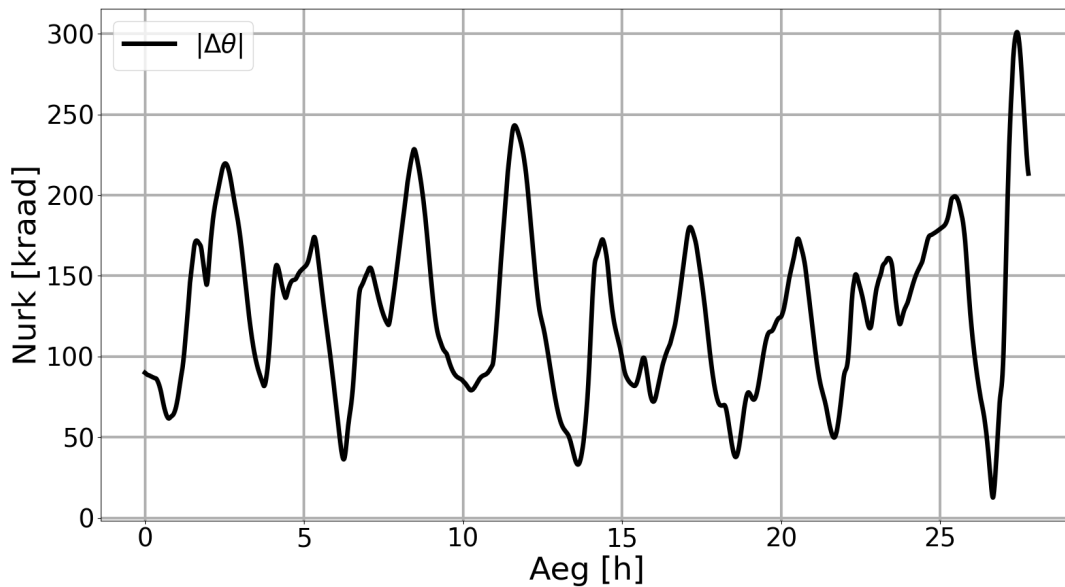
Satelliidi suunamiseks katsetatakse PD-regulaatoril põhinevat juhtalgoritmi, mida rakendati eraldi magnetmähistele ja hooratatele. Külma gaasi tõukuriga suunamist ei uurita, sest gaasi kogus on limiteeritud, millest tulenevalt hoitakse gaasi manöövrteks mille sooritamiseks hoorattad võimelised ei ole. Satelliidi algnurkkiiruseks ja algasendiks on vastavalt $\omega'_0 = [0,6 \ -0,6 \ 1,1]^T \text{s}^{-1}$ ja $\mathbf{q} = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$. Seega omab satelliit algselt väikest nurkkiirust ja selle taustsüsteem on joondatud välise taustsüsteemiga. Juhtalgoritmi ülesandeks on viia satelliidi x-telg kohakuti välise taustsüsteemi z-teljega nii, et selle y-telg jääb kohakuti välise taustsüsteemi y-teljega. Kvaternionkujul on soovitud asendiks $\mathbf{q}_{\text{soovitud}} = [0 \ -\frac{\sqrt{2}}{2} \ 0 \ \frac{\sqrt{2}}{2}]^T$. Tabelis 3.3 on esitatud juhtalgoritmi kordajad.

Tabel 3.3: Juhtalgoritmi parameetrid

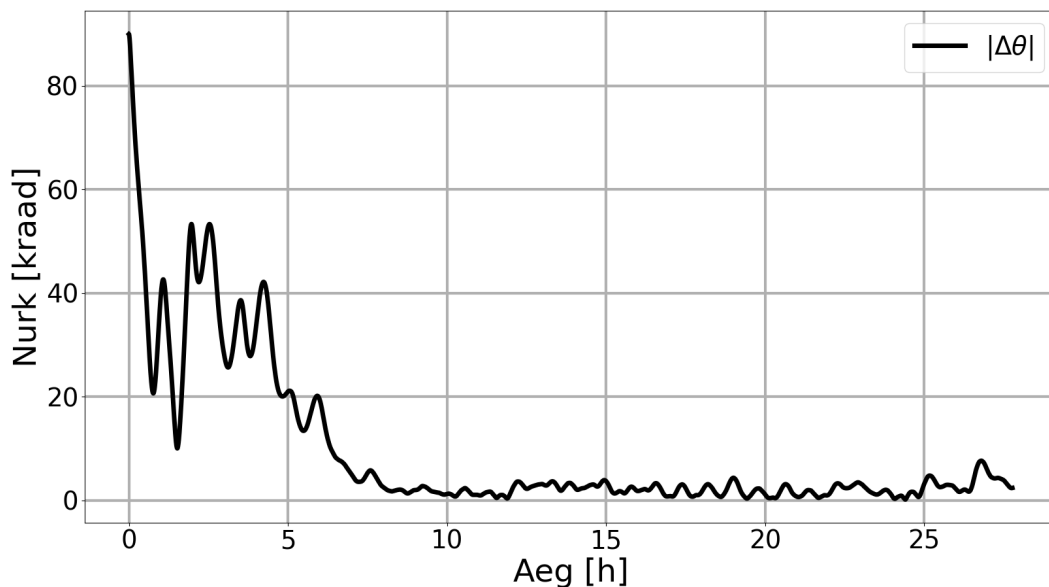
Juhtalgoritm	Täitur	Parameetrid
PD-regulaator	magnetmähised ($m_{lah} = 0,01 \text{Am}^2$)	$K_P = 0,00001$ ja $K_D = 0,01$
PD-regulaator	magnetmähised ($m_{lah} = 0,0001 \text{Am}^2$)	$K_P = 0,00001$ ja $K_D = 0,01$
PD-regulaator	hoorattad	$K_P = 0,01$ ja $K_D = 0,1$

Jooniselt 3.6 on näha, et satelliidi ESTCube-2 jaoks disainitud $0,01 \text{Am}^2$ lahtusvõimeliste magnetmähistega on satelliidi asendi suunamine võimatu. Tuleb välja, et sellised magnetmähised ei suuda tekitada juhtalgoritmi poolt nõutud magnetmomente piisava täpsusega, et toimuks asendi koondumine soovitud olekusse. Asendite vaheline nurk võngub kaootiliselt selle algväärtuse

ümber ilma, et toimuks koondumine nulli läheduses. Kuna suurte lahutusvõimeliste magnetmähistega on asendi kontrollimine probleemne, katsetatakse ka magnetmähiseid hüpoteetilise lahutusvõimega $0,0001\text{Am}^2$.



Joonis 3.6: Asendi viga $0,01\text{Am}^2$ lahutusvõimet omavate magnetmähistega.

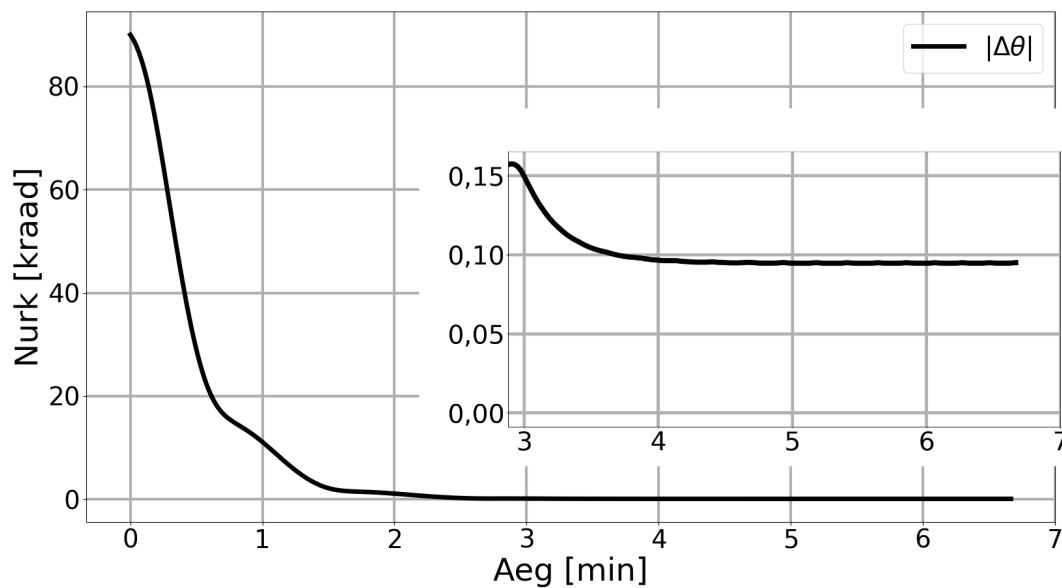


Joonis 3.7: Asendi viga hüpoteetilise $0,0001\text{Am}^2$ lahutusvõimet omavate magnetmähistega.

Jooniselt 3.7 võib näha, et satelliidi asend koondub soovitud asendi lähedaseks kümne tunni jooksul. Peale seda aega jääb asendite vaheline viga suurusjärku kaheksa kraadi. Sarnane suunamistäpsus saadakse ka Delfti tehnikaülikooli teadlaste poolt avaldatud konverentsiartiklis [12],

mis sarnast probleemi analüüsib. Seega, kui tahta satelliidi asendit kontrollida magnetmähiste abil, tuleks nende lahutusvõimet vähendada sada korda, kuid isegi siis ei oleks satelliidi suunamise täpsus piisavalt väike, et vastata missioonile seatud nõuetele.

Lisaks magnetmähistele katsetatakse ka satelliidi suunamist hoorataste abil, mis täidab nende täiturite peamist eesmärki. Asendi juhtimine hoorataste abil on kiire ja täpne, mida näitavad ka simulatsioonist saadud andmed joonisel 3.8. Nimelt koondub satelliidi asend soovitud asendiks umbes nelja minutiga, peale mida jääb suunamise täpsus alla 0,1 kraadi.



Joonis 3.8: Asendi viga hooratastega.

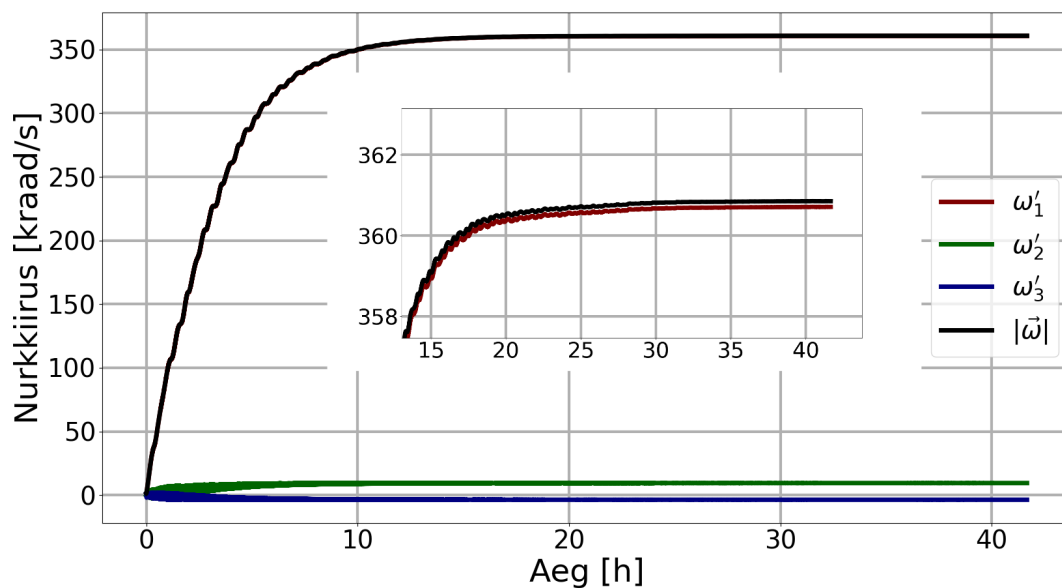
3.3 Kahekordne P-regulaator nurkkiiruse kontrollimiseks

Viimaks uuritakse juhtalgoritmi, mille ülesanne on satelliidi nurkkiiruse kontrollitud suurendamine. Algtingimusteks on sama nurkkiirus ja asend nagu eelnevas alapeatükis. Juhtalgoritmi täpsem ülesanne on saavutada nurkkiirus $\omega' = [360 \ 0 \ 0]^T \text{s}^{-1}$ nii, et $\omega = [0 \ 0 \ 360]^T \text{s}^{-1}$, ehk teiste sõnadega peab satelliit pöörlema kiirusega 360°s^{-1} ümber oma x-telje nii, et tema x-telg oleks välise taustsüsteemi z-telje suunaline. Selleks, et hinnata satelliidi x-telje suuna täpsust uuritakse nurka $\Delta\phi$ satelliidi x-telje ja välise taustsüsteemi z-telje vahel. Juhtalgoritmi uuritakse eraldi magnetmähiste ja külma gaasi tõukuri näitel. Tabelis 3.4 on esitatud juhtalgoritmid, nende poolt kasutatavad täiturid ja vajalikud kordajad.

Tabel 3.4: Juhtalgoritmi parameetrid.

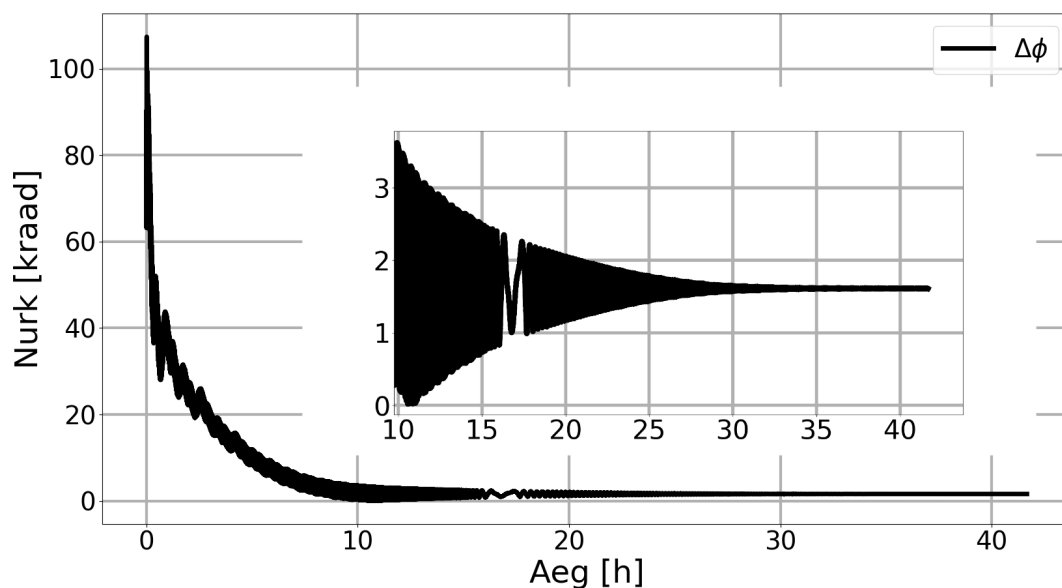
Juhtalgoritm	Täituriid	Parameetrid
kahekordne P-regulaator	magnetmähised	$K = 0,0001$ ja $K' = 0,0001$
kahekordne P-regulaator	külma gaasi tõukur	$K = 0,005$ ja $K' = 0,005$

Jooniselt 3.9 võib näha, et satelliit saavutab magnetmähiseid kasutades soovitud nurkkiiruse juba umbes 10 tunni möödudes, kuid stabiliseerub täielikult alles peale 30 tunni möödumist, peale mida püsib satelliidi nurkkiiruse moodul vahemikus $359 - 360^{\circ}\text{s}^{-1}$. Lisaks võib jooniselt näha, et nurkkiiruse z-teljeline komponent on üsnagi nullilähedane, kuid y-teljeline komponent omab väärtust suurusjärgus 10°s^{-1} . Ilmselt tuleneb y-teljeline jääk nurkkiiruses sellest, et magnetmähised ei suuda alati leida nõutud magnetmomenti. Samuti võib z-telje ja y-telje nurkkiiruste komponentide hilisem minimeerimine olla raske ilma x-telje orientatsiooni rikkumiseta. Siiski on näha, et peamine nurkkiirus on x-telje suunas, mistõttu on tulemus rahuldav.



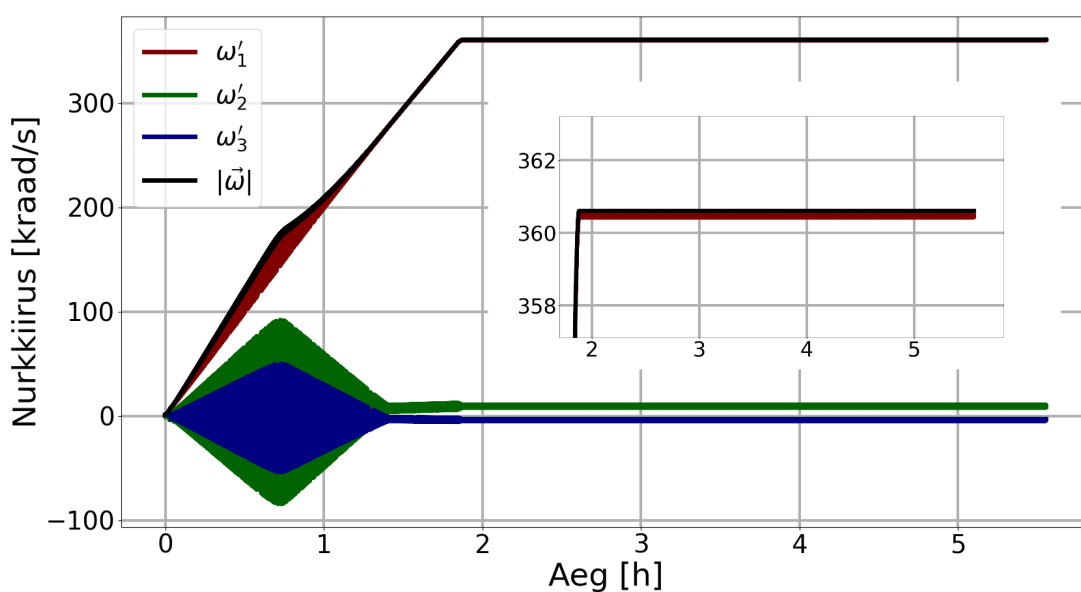
Joonis 3.9: Kahekordsest P-regulaatorist põhjustatud nurkkiirus magnetmähiste näitel.

Täiendavalt tuleb jälgida satelliidi pöörlemistelje suunda ja selle veanurka, mis on esitatud joonisel 3.10. Ka siit on näha, et peale ligikaudu 12 tunni möödumist on satelliidi x-telg juba oma nõuetele vastavas vahemikus, kuid edasine korrigeerimine järgneva 20 tunni jooksul vähendab satelliidi pöörlemistelje võnkumist veel tunduvalt, kuni see stabiliseerub vahemikku alla kahe kraadi.

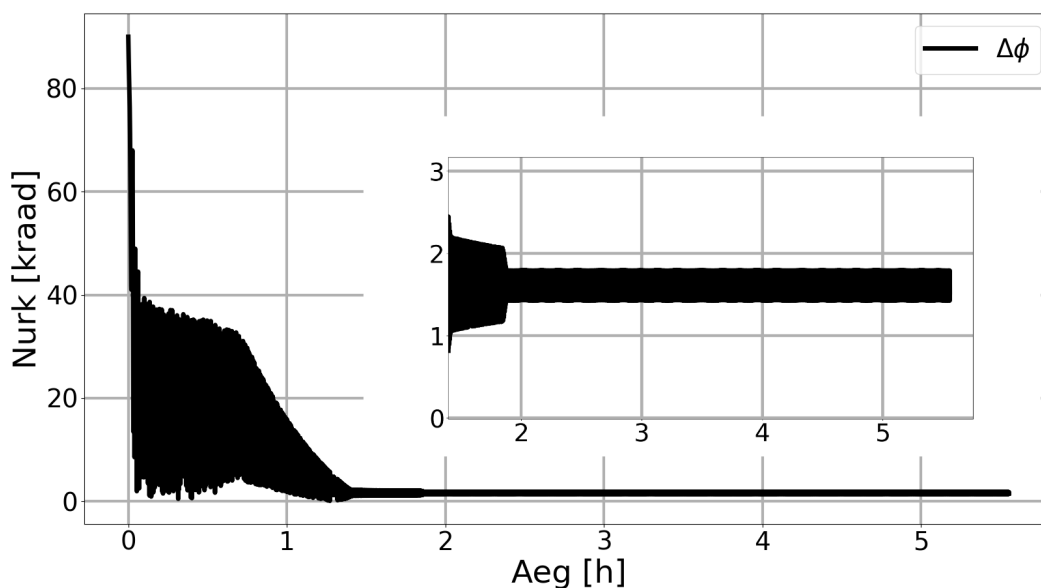


Joonis 3.10: Kahekordsest P-regulaatorist põhjustatud veanurk magnetmähiste näitel.

Külma gaasi tõukurit kasutades on saadud tulemused samuti nõuetele vastavad. Põhiliseks erinevuseks on külma gaasi mooduli tekitatav palju suurem jõumoment, mille tulemusena kulub kogu manöövri sooritamiseks vaid ligi kaks tundi. Nimelt, peale kahe tunni möödumist on satelliidi olek koondunud soovitud oleku lähedaseks. Seda kinnitavad joonised 3.11 ja 3.12. Peale kaht tundi jääb satelliidi x-telje suunaline nurkkiirus vahemikku $360 - 361^{\circ}\text{s}^{-1}$ nii, et teistes suundades on nurkkiirus nulli lähedane. Samuti jääb satelliidi x-telje suunamise viga alla kahe kraadi.



Joonis 3.11: Kahekordsest P-regulaatorist põhjustatud nurkkiirus külma gaasi tõukuri näitel.



Joonis 3.12: Kahekordsest P-regulaatorist põhjustatud veanurk külma gaasi tõukurite näitel.

3.4 Järeldused

Impulsimomendist vabanemise juures on ainukeseks kombinatsiooniks P-regulaator külma gaasi tõukurmooduli näitel, mille sooritus ei ole nõuetele vastav. Tasub korrata, et juhtalgoritmil oleks kulunud liiga kaua aega, et saavutada alla ühe kraadi sekundis jääv nurkkiirus. Lisaks kulutaks selline lähenemine kiirelt kogu gaasiballoonis oleva gaasi, isegi enne soovitud kiiruse saavutamist. Ennustav regulaator ja magnetvälja tuletise algoritm on manöövri ajalise kulu poolest samaväärsed, mistõttu oleks raske eelistada üht teisele. Kui võtta arvesse, et külma gaasi tõukurite puhul on gaas piiratud ressurs, siis tasuks ESTCube-2 missiooni juures eelistada peamiselt magnetvälja tuletise algoritmi. Samuti töötab nõuete kohaselt hoorataste pöörlemiskiiruste minimeerimine, kus vastav P-regulaator tõi küllastuse lähedased hoorataste pöörlemiskiirused alla kümne kraadi sekundis poole minuti jooksul.

Satelliidi suunamise ainukeseks viisiks jääb PD-regulaator hoorataste abil, mis viib läbi ettenähtud manöövri umbes nelja minutiga, peale mida jääb suunamise täpsus alla nõutud 0,1 kraadi. Tuleb välja, et satelliidile loodud magnetmähistega on seda simulatsiooni kohaselt võimatu suunata. Lahutusvõimet elektroonika ja tarkvara abil sada korda vähendades on võimalik saavutada satelliidi asendi koondumine soovitud asendi lähedaseks. Kuid isegi siis ei oleks täpsus piisav, et viia läbi kaameratele mõeldud eksperimendid. Sellegi poolest on töö käigus tehtud simulatsioonide tulemusena saanud ESTCube-2 elektroonika inseneride tiim ülesandeks magnetmähiste täpsuse suurendamise. See tagab varuvariandi satelliidi asendi kontrollimiseks juhul, kui hoorataste töö on ettenägematutel põhjustel häiritud, ning tagab alati kindla ühenduse maa-

jaamade ja satelliidi vahel.

Kahekordne P-regulaator sooritab nõuete kohase satelliidi nurkkiiruse suurendamise manöövri nii magnetmähistega kui ka külma gaasi tõukuritega. Ainukeseks erinevuseks on see, et külma gaasi tõukurid viivad manöövri läbi kahe tunniga ja magnetmähised kahekümne tunniga. Selle põhjal saab teha mõned järgnevad ettekirjutused teaduseksperimenti läbiviimiseks kosmoses. Juhul, kui aja kokkuvõtte on oluline, tuleks eelistada manöövri läbi viimiseks külma gaasi tõukureid. Kuid kui missiooni käigus on juba kasutatud liiga suur osa gaasist, näiteks mõne rike või lekke tõttu, on eelistatud täituriks magnetmähised. Igal muul juhul on mõlemad variandid samaväärsed, kuigi missiooni eesmärkidest lähtuvalt võib eelistada külma gaasi tõukurmoodulit, mis tõestab, et satelliit on võimeline selliseks manöövriks ka Maa magnetväljast eemal näiteks Kuu orbiidil.

Edaspidi tuleks lisada dünaamilisse süsteemi aerodünaamiline ja päikese kiirgusrõhust tulenev jõumoment. Mõlema jõumomendi modelleerimiseks on vaja võtta arvesse satelliidi geomeetriat, mida tavaliselt tehakse satelliidi mudeli teatud arvaks pindadeks jagamisega. [7, lk 107-110] Lisaks tasuks uurida satelliidi inertsimaatriksi muutust, külma gaasi tõukurmoodulit kasutades gaasi vähenemisel. Samuti tuleks lisada simulatsioonikeskkonda satelliidi asendi määramise süsteem, milleks oleks vaja programmeerida satelliidil olevate andurite mudelid ja asendi määramise algoritm. ESTCube-2 kasutab asendi määramiseks algoritmi, mis on tuntud kui lõhnatu Kalmani filter (*Unscented Kalman Filter*). [18] Juhtalgoritme analüüsides saab arvestada ka satelliidi parameetrite hinnangu täpsuseid. Näiteks võivad hoorataste pöörlemisteljed ja magnetmähiste suunad omada väikeseid kõrvalekaldeid satelliidi telgedest. Samuti tasub märkida, et täiturite poolt rakendatud jõumomendid omavad mürasid ehk juhuslikke kõrvalekaldeid nende dokumentatsioonis esitatud väärtustest. Lisaks tuleks automatiseerida paljude erinevate realistlike algolekute juhuslik valimine ja soovitud lõppolekute simulatsiooni lisamine, misjärel oleks võimalik analüüsida juhtalgoritmide üldisemat käitumist.

Kokkuvõte

Käesolevas töös esitati ESTCube-2 missiooniks planeeritud manöövrite jaoks vastavad juhtalgoritmid. Täpsemalt on missiooniks planeeritud kolm manöövrit: impulsimomendist vabanemine, satelliidi suunamine ja nurkkiiruse kontrollimine. Iga manöövri jaoks leiti nõuetele vastavaid juhtalgoritme, mis töötavad mingite valitud täiturite komplekti põhjal. Satelliidi pardal on täituriteks kolm magnetmähist, kolm hooratast ja üks külma gaasi tõukurmoodul. Juhtalgoritmide võimekust hinnati jääga keha simulatsioonide põhjal, mis viidi läbi töö raames valminud simulatsioonikeskkonnas.

Töö eesmärk oli ESTCube-2 missioonil sooritavate manöövrite jaoks nõuete kohaste juhtalgoritmide loomine. Impulsimomendist vabanemise puhul leiti, et magnetmähiste baseeruvad juhtalgoritmid, magnetvälja tuletise algoritm ja P-regulaator on nõuetele vastavad. Veel leiti, et külma gaasi tõukur P-regulaatori puhul soovitud tulemust ei anna, mistõttu pakuti välja ennustav regulaator. Simuleeritud tulemuste põhjal tuleb ennustav regulaator nõuete kohaselt toime impulsimomendist vabanemisega.

Satelliidi suunamise puhul pakuti välja PD-regulaator, mille abil saavutasid nõuetele vastava suunamise täpsuse ainult hoorattad. Leiti, et satelliidi jaoks tehtud magnetmähised sellise suunamisega toime ei tule. Nende puhul on satelliidi suunamisel peamiseks probleemiks lahutusvõime, millega pole võimalik tekitada piisavalt täpseid magnetmomente.

Satelliidi nurkkiiruse kontrollimiseks kasutatakse kahekordset P-regulaatorit eraldi nii magnetmähistega ja külma gaasi tõukuriga. Mõlemate täiturite puhul saadakse nõuetele vastavad tulemused. Ainukeseks erinevuseks on juhtalgoritmi tööaeg; külma gaasi tõukurid sooritavad manöövri kakskümmend korda kiiremini.

Uuritud juhtalgoritmid on tähtsal kohal ESTCube-2 missiooni eksperimentide õnnestumiseks. Lisaks pakub töö raames valminud simulatsioonikeskkond edaspidiseks võimalusi veelgi keerukamateks ja täpsemateks simulatsioonideks.

Kasutatud kirjandus

- [1] P. Janhunen. “Electric Sail for Spacecraft Propulsion”. *Journal of Propulsion and Power - J PROPUL POWER* 20 (juuli 2004), lk. 763–764. DOI: 10.2514/1.8580.
- [2] I. Iakubivskiy, L. Mačiulis, P. Janhunen, J. Dalbins, M. Noorma ja A. Slavinskis. “Aspects of nanospacecraft design for main-belt sailing voyage”. *Advances in Space Research* 67.9 (2021). Solar Sailing: Concepts, Technology, and Missions II, lk. 2957–2980. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0273117720305159>.
- [3] I. Iakubivskiy *et al.* “Coulomb drag propulsion experiments of ESTCube-2 and FORESAIL-1”. *Acta Astronautica* 177 (2020), lk. 771–783. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576519314250>.
- [4] P. Janhunen. “The Electrical Sail—A New Propulsion Method Which May Enable Fast Missions To The Outer Solar System”. *Journal of the British Interplanetary Society* (jaanuar 2008), lk. 322–325.
- [5] J. Kivastik. “Optical Design of a Radiometrically Calibrated Miniature Earth Observation Imager”. Magistritöö. Tartu Ülikool, 2019.
- [6] H. Goldstein, C. P. Poole ja J. L. Safko. *Classical Mechanics (3rd Edition)*. Addison-Wesley, 2001.
- [7] L. Markley ja J. Crassidis. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. Jaanuar 2014. DOI: 10.1007/978-1-4939-0802-8.
- [8] D. E. Kirk. *Optimal Control Theory: An Introduction*. Dover Books on Electrical Engineering Series. Dover Publications, 2004.
- [9] K. J. Åström ja T. Hägglund. *Advanced PID Control*. ISA-The Instrumentation, Systems, ja Automation Society, 2006.
- [10] K. Miyata ja J. Van der Ha. “Attitude Control by Magnetic Torquer”. *Advances in the Astronautical Sciences* 134 (2009), lk. 1041–1060.
- [11] G. Juchnikowski, T. Barcinski ja J. Lisowski. “Optimal control gain for satellite detumbling using B-dot algorithm”. *Second CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control* (2013).

- [12] D. Torczynski, R. Amini ja P. Massioni. “Magnetorquer Based Attitude Control for a Nanosatellite Testplatform”. *AIAA Infotech@Aerospace* (2010). DOI: 10 . 2514 / 6 . 2010-3511.
- [13] H. Ehrpais, J. Kütt, I. Sünter, E. Kulu, A. Slavinskis ja M. Noorma. “Nanosatellite spin-up using magnetic actuators: ESTCube-1 flight results”. *Acta Astronautica* 128 (2016), lk. 210–216. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576515302216>.
- [14] *control algorithms testing*. <https://bitbucket.estcube.eu/projects/ECIIAACS/repos/control-algorithms-testing/browse>.
- [15] F. Zhao ja B. Wachem. “A novel Quaternion integration approach for describing the behaviour of non-spherical particles”. *Acta Mechanica* 224 (detsember 2013). DOI: 10 . 1007/s00707-013-0914-2.
- [16] C. Karney. *GeographicLib*. <https://geographiclib.sourceforge.io>.
- [17] *World Magnetic Model*. <https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM>.
- [18] E. Wan ja R. Merwe. “The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation”. Teoses: köide 153-158. Veebruar 2000, lk. 153–158. DOI: 10 . 1109/ASSPCC . 2000 . 882463.

Lisa A

Matemaatilised tähistused

Käesolevas töös on kõik vektorid veervektorid. Vektoreid tähistatakse mingi sümboli ja selle peal oleva noolekesega, näiteks

$$\vec{v} = \begin{bmatrix} v_i \\ v_j \\ v_k \end{bmatrix}, \quad (\text{A.1})$$

kus \vec{v} on vektor, v_i , v_j ja v_k on selle vektori komponendid naturaalses baasis mille moodustavad vektorid $\vec{i} = [1, 0, 0]^T$, $\vec{j} = [0, 1, 0]^T$ ja $\vec{k} = [0, 0, 1]^T$. Mõne teise baasi suhtes võib vektori esitada kui

$$\vec{v} = v_1\vec{e}_1 + v_2\vec{e}_2 + v_3\vec{e}_3. \quad (\text{A.2})$$

Juhul kui tegu on vektori mitte naturaalse baasi komponentidest moodustatud veervektoriga tähistatakse seda rasvases kirjas oleva sümboliga. Defineerides baasivektoritest maatriksuuruse $f := [\vec{e}_1 \vec{e}_2 \vec{e}_3]$ ja komponentidest vektori $\mathbf{v} = [v_1 v_2 v_3]^T$, võib võrduse (A.2) kirja panna maatrikskujul

$$\vec{v} = f\mathbf{v}. \quad (\text{A.3})$$

Teist järku tensorid tähistatakse suurte rasvaste tähtedega ja nende komponendid tähistatakse lihtsalt suurte tähtedega. Teist järku tensori võib kirja panna kui

$$\mathbf{M} = \sum_i \sum_j M_{ij} \vec{e}_i \vec{e}_j^T = f M f^T, \quad (\text{A.4})$$

kus 3x3 maatriks M on moodustatud vastava teist järku tensori \mathbf{M} komponentidest M_{ij} baasis f . Sarnaselt tähistatakse suure mitte rasvase tähega ka teisi maatriksuuruseid, mis ei käitu kui teist järku tensorid. Ainukeseks läbivaks erandiks jääb baasivektoritest moodustatud 3x3 maatriks f , mida tähistatakse mitte rasvases kirjas oleva väikse tähega.

Vektorkorrutise $\vec{a} \times \vec{b}$ puhul kasutatakse töös tihti antisümmeetrilist maatriksit $[\vec{a}]_{\times}$ nii, et

$$\vec{a} \times \vec{b} = [\vec{a}]_{\times} \vec{b}, \quad (\text{A.5})$$

kus

$$[\vec{a}]_{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -a_k & a_j \\ a_k & 0 & -a_i \\ -a_j & a_i & 0 \end{bmatrix}. \quad (\text{A.6})$$

Lihtlitsents lõputöö reprodutseerimiseks ja üldsusele kättesaadavaks tegemiseks

Mina, Robert Märk,

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

ESTCube-2 asendi juhtimise algoritmide arendamine ja katsetamine simulatsioonide abil,

mille juhendajad on Hendrik Ehrpais ja Hans Teras, reprodutseerimiseks eesmärgiga seda säilitada, sealhulgas lisada digitaalarhiivi DSpace kuni autoriõiguse kehtivuse lõppemiseni.

2. Annan Tartu Ülikoolile loa teha punktis 1 nimetatud teos üldsusele kättesaadavaks Tartu Ülikooli veebikeskkonna, sealhulgas digitaalarhiivi DSpace kaudu Creative Commons'i litsentsiga CC BY NC ND 3.0, mis lubab autorile viidates teost reprodutseerida, levitada ja üldsusele suunata ning keelab luua tuletatud teost ja kasutada teost ärieesmärgil, kuni autoriõiguse kehtivuse lõppemiseni.
3. Olen teadlik, et punktides 1 ja 2 nimetatud õigused jäävad alles ka autorile.
4. Kinnitan, et lihtlitsentsi andmisega ei riku ma teiste isikute intellektuaalomandi ega isikuandmete kaitse õigusaktidest tulenevaid õigusi.

Robert Märk
Tartu, 31.05.2021