



TALLINNA TEHNIKAÜLIKOOL
MEHAANIKATEADUSKOND

Mehhatroonika instituut

Mehhatroonikasüsteemide õppetool

MHK40LT

Priit Lille

**MARSI KVADROKOPTERI KONSTRUEERIMISE
LÄHTEÜLESANNE**

Bakalaureusetöö

Autor taotleb
tehnikateaduste bakalaureuse
akadeemilist kraadi

Tallinn

2014

AUTORIDEKLARATSIOON

Deklareerin, et käesolev lõputöö on minu iseseisva töö tulemus. Esitatud materjalide põhjal ei ole varem akadeemilist kraadi taotletud. Töös kasutatud kõik teiste autorite materjalid on varustatud vastavate viidetega.

Töö valmis dotsent Priit Põdra juhendamisel.

“.....“ 2014 a.

Töö autor

.....

Töö vastab bakalaureusetööle esitatavatele nõuetele.

“.....“ 2014 a.

Juhendaja

.....

Lubatud kaitsmisele.

..... õppekava kaitsmiskomisjoni esimees

“.....“ 2014 a.

.....

BAKALAUREUSETÖÖ ÜLESANNE

2014. aasta VI semester

Üliõpilane: Priit Lille, MAHB112395

Õppekava: MAHB02/09

Eriala: Mehhatroonika

Juhendaja: Dotsent Priit Põdra

Konsultandid: Ülari Lees, tehnik, 6203207

BAKALAUREUSETÖÖ TEEMA:

„Marsi kvadropteri konstrueerimise lähteülesanne“

„Design specification for Mars quadcopter“

Lõputöös lahendatavad ülesanded ja nende täitmise ajakava:

Nr	Ülesande kirjeldus	Täitmise tähtaeg
1.	Oluliste lähteparameetrite kaardistamine	04.04.2014
2.	Keskkonnast tulenevate riskide mõju mehaanikale	11.04.2014
3.	Keskkonnast tulenevate riskide mõju elektroonikale	18.04.2014
4.	MATLAB mudelite loomine	25.04.2014
5.	Lõppkontseptsiooni tulem	02.05.2014

Lahendatavad insenertehnilised ja majanduslikud probleemid:

Põhiprobleem on uurida kvadropteri kasutamise võimalikkust ja otstarbekkust kasutamaks teda teaduslikeks uuringuteks planeet Marsil.

Töö keel: Eesti keel

Kaitsmistaoetus esitada hiljemalt: 22.05.2014

Töö esitamise tähtaeg: 22.05.2014

Üliõpilane: Priit Lille

Kuupäev: 24.03.2014

Juhendaja: Priit Põdra

Kuupäev: 24.03.2014

SISUKORD

BAKALAUREUSETÖÖ ÜLESANNE	2
SISUKORD.....	3
EESSÕNA.....	5
SISSEJUHATUS.....	6
1. LÄHTEANDMED.....	8
1.1 Marsi keskkonna parameetrid.....	8
1.2 Kvadrokopteri lähteparameetrid	8
2. MEHAANIKA.....	9
2.1 Mootori ja propelleri dimensioneerimine	9
2.2 Mootori valik	15
2.3 Kere materjalidele seatavad nõuded ja materjali valik.....	18
2.4 Kvadrokopteri konstruktsioon	20
2.5 Mehaanika osa kokkuvõte	22
3. ELEKTROONIKA	24
3.1 Elektroonikasüsteemi ülesehitus.....	24
3.2 Kvadrokopteri positsioneerimise tagamine	25
3.3 Andurid.....	27
3.4 Riskid elektroonikale.....	30
3.5 Kvadrokopteri energiaga varustamine.....	31
3.6 Aku valik	35
3.7 Raadioside	37
3.8 Elektroonika osa kokkuvõte	39
4. PROGRAMM	41
4.1 Süsteemi kirjeldus.....	41
4.2 Kvadrokopteri juhtloogika.....	42

4.3	Baasjaama juhtloogika.....	44
4.4	Kvadrokooperi ümber orienteerimine	46
4.5	Programmi osa kokkuvõte	47
	KOKKUVÕTE.....	49
	SUMMARY	51
	KASUTATUD KIRJANDUS	53
	LISAD	57
	Lisa 1. Kvadrokooperi üks võimalikke lahendusi.....	57
	Lisa 2. Kvadrokooper ja baasjaam.	59

EESSÕNA

Antud bakalaureusetöö teema sai valitud eeskätt autori enda initsiatiivil tulenevalt isiklikust huvist antud valdkonna vastu ning teadmisest, et käesoleval ajal on inimkond taasavastamas kosmost ning tehnoloogia areng kosmose valdkonnas on taaskord aktuaalne.

Lõputöö on valminud mehaanikateaduskonna dotsendi Priit Põdra juhendamisel. Inseneri alast nõu on saadud ka antud valdkonnas töökogemust omavalt insener Rein Grabbilt.

SISSEJUHATUS

Seniajani pole Marsi uurimiseks kasutatud õhuseire võimalusi. Marsi pinda on uuritud, kas kasutades pinnalähedasi instrumente või väljaspool atmosfääri olevaid seadmeid. Keskvaatlusseire võimekus aga puudub. Ühe alternatiivina on kaalutud Marsi uurimisel kasutada õhupalle, mis oleksid palju ligemal orbiidil tiirlevatest satelliitidest ning mis suudaksid rännata kordades kaugemale, kui seda teevad kulgurid [1]. Käesoleval hetkel võimaldaks seda stratosfääris töötavate õhupallide tehnoloogia. Paraku on selliste õhupallide eluiga maksimaalselt paar päeva ja rahalise kasuteguri väärtus seega võrdlemisi madal.

Viimastel aastatel on üpriski edukalt arenenud mehitamata õhusõidukite tehnoloogia ehk niinimetatud *UAV (UAV-Unmanned Aerial Vehicle)* tehnoloogia. Tegu on autonoomsete õhusõidukitega, mida rakendatakse sõjanduses, vaatlustel ning meelelahutuses. Üheks tsiviilkäibes enamlevinud mehitamata õhusõidukiks on kvadrokooper ehk nelikooper. Tegu on üsna pisikese nelja propelleriga õhusõidukiga. Kvadrokooperi eelisteks mehitamata õhulendude teostamisel on tema kompaktsus, vähese õhuruumi vajadus ning stabiilsus. Praegu Marsil olev *Curiosity* kulgur on maksimaalselt võimeline korraga sõitma vaid 30 m, enne kui peab uute piltide põhjal oma trajektoori uuesti kalkuleerima [2]. Kvadrokooperi eelised selle haarde suurendamisel on eelkõige tema parem ja laiem visuaalne ülevaade ümbritsevast.

Antud bakalaureusetöö eesmärk on uurida kvadrokooperite, kui paindlike uurimisplatvormide kasutamise võimalusi Marsi õhuseire teostamisel. Kvadrokooperi konstrueerimisel keskendutakse keskkonnast tulenevate tegurite arvestamisele ning nendest tulenevate riskide hindamisele. Kvadrokooperi konstrueerimisel on aluseks võetud seni kvadrokooperite alal tehtud erinevad uurimused ning varasemate Marsi missioonide näited.

Töö on jagatud 4 osasse, kus esimeses kirjeldatakse konstrueerimiseks vajalikke lähteandmeid. Teises osas uuritakse gravitatsiooni ja keskkonna mõju konstruktsiooni loomisel. Kolmas osa keskendub elektroonika süsteemi ülesehitusele ning elektroonika riskianalüüsile. Ning neljandas osas kirjeldatakse kvadrokooperi juhtloogikat ning vajalikke programmilisi iseärasusi.

Kuna antud valdkonnas praktiliselt puuduvad sellealased teaduslikud uuringud, siis käesoleva töö eesmärk ei ole saavutada ülim tõe kvadrokooperi konstrueerimisel, vaid pigem anda põhimõtteline lahendus kvadrokooperi praktiliseks kasutamiseks planeet Marsil.

Antud töös on kasutatud arvutuste ja graafikute tegemisel *MATLAB* tarkvara. Samuti on materjalide valikul kasutatud *CES EduPack* tarkvara. Ning programmi kirjeldamisel *ArgoUML* tarkvara. CAD mudeli loomisel on kasutatud *SolidWorks* tarkvara. Samuti on suheldud 1960-1970-ndatel *JPL*-s (*Jet Propulsion Laboratories*) kosmoseaparaatide loomisega tegelenud inseneriga.

1. LÄHTEANDMED

1.1 Marsi keskkonna parameetrid

Võrreldes Maaga, on Marss oma olemuselt võrdlemisi teistsugune keskkond. Lisaks väiksemale massile (seega ka gravitatsioonikiirendusele) on Marsil ka üsna hõre atmosfäär, madalamad temperatuurid jne. Kõiki neid omadusi peab lennuvõimelise kvadrokooperi puhul arvesse võtma.

Järgnevalt tuuakse välja kvadrokooperi konstrueerimiseks Marsile vajalikud keskkonna parameetrid [3] [4]:

Tabel 1.1. Maad ja Marssi iseloomustavad parameetrid.

Parameeter	Maa	Marss
Raskuskiirendus [m/s ²]	9,81	3,73
Pinnale jõudev päiksekiirgus [W/m ²]	1367,6	589,2
Atmosfääri rõhk [Pa]	101 400	636
Atmosfääri tihedus [kg/m ³]	1,217	0,020
Atmosfääri koostis [%]		
CO ₂	0,04	95,32
N ₂	78,08	2,7
Ar	0,93	1,6
O ₂	20,95	0,13
CO	-	0,08
Temperatuuri vahemik [K°]	200-345	140-295
Magnetvälja tugevus [mT]	40000	50-100
Keskmine tuule tugevus maapinnal [m/s]	0-10	2-10

1.2 Kvadrokooperi lähteparameetrid

Kvadrokooperi konstrueerimisel võetakse õhusõiduki lähtemassil aluseks Austraalia Rahvusülikooli poolt projekteeritud kvadrokooperi *X-4 Flyer Mark I*, mille mass on 4 kg ning mis on arvatud kandma 1 kg lasti [5]. Kuna üldjuhul enamus kvadrokooperid jääb oma massilt 2-3 kg piirimaile, siis lähtearvutusteks on mass 5 kg sobilik.

2. MEHAANIKA

2.1 Mootori ja propelleri dimensioneerimine

Marsi hõredas atmosfääris on üks olulisemaid küsimusi propellerite võime hoida lennumasinat õhus. Hõredam atmosfäär eeldab, et propellerid peavad tegema rohkem tööd võrreldes lennuga Maa atmosfääris. Seega peavad kas mootorid töötama suurema pöörlemissagedusega, et kompenseerida survejõu (*thrust*) puudujääke, või kasutama suuremaid tiivikuid, mille suurem pindala suudab tekitada rohkem survejõudu.

Samas tuleb arvesse võtta, et suurema mootori nurkkiiruse korral tekitab lennumasin enda alla tugevamad õhuvoolud, mis ümbritsevat tolmut pinnast üles keerutab. Kuna Marsi atmosfääri rõhk on Maaga võrreldes väga väike, siis on tolmuosakesed väga lenduvad ning piisab pisikesest tuuleiilist, et tolmutpilve tekitada [4]. Ka võtab tolmuosakeste hajumine nõrga gravitatsiooni tõttu oluliselt kauem aega. Tolm aga võib saada saatuslikuks liikuvatele osadele ning piirab oluliselt ka kaamerate tööd. Seega võimalusel tuleks kiirete õhuvoolude teket vältida.

Kasutades mootorite juures väiksemat pöörlemissagedust, aga suuremaid propellereid, siis tekitame väiksema tolmutpilve kuid kopteri mõõtmed suurenevad, mis muudab keeruliseks lennumasina transportimise kosmoselaevas.

Seega tuleb leida optimaalne mootorite-propellerite konfiguratsioon püüdes samal ajal mootorite võimsustarvet minimeerida.

Et leida iga mootori poolt tekitatava vajaliku survejõu, tuleb esmalt teada kui raske on kasutatav kvadrokopter. Aluseks sai võetud lennumasin, mille mass on 5 kg. Kuna Marsil on gravitatsioonikiirendus $3,73 \text{ m/s}^2$, siis antud lennumasina kaalu leidmisel tuleb kasutada Newtoni teist seadust.

$$F = m \cdot a \tag{2.1}$$

Kus F – keha kaal [N]

m – keha mass [kg]

a – keha kiirendus (antud juhul raskuskiirendus) [m/s^2].

Asendades valemis 3.1 $m = 5 \text{ kg}$ ja $a = 3,73 \text{ m/s}^2$, saame, et lennumasina kaal Marsil on 18,65 N.

Kvadrokooperi ehitajate rusikareegel on, et mootorid peavad tekitama survejõu mis on vähemalt kaks korda suurem lennumasina kaalust. Sellega võetakse arvesse lisaks staatilisele survejõule ka manööverdamisel vajaminevat lisasurvejõudu [6].

Lihtsustamise huvides vaatleme kvadrokooperit kui sümmeetrilist ruudukujulist lennumasinat, mille propellerid asuvad ruudu tippudes ning mille masskese asub diagonaalide lõikepunktis ning mille mass on jaotunud ühtlaselt. Seega, et leida ühe mootori (ja propelleri) poolt tekitatava vajaliku survejõu, tuleb lennumasina kaal korrutada 2-ga ja jagada koormus võrdselt 4 propelleri vahel. See annab varuteguri väärtuseks $k=2$. Seega:

$$F_t = \frac{18,65 \text{ N} \cdot 2}{4} = 9,33 \text{ N} \quad (2.2)$$

Kus F_t -ühe mootori poolt tekitatud vajalik survejõud [N].

Propelleri survejõu, diameetri ja väljundvõimsuse vahelist seost väljendab valem 2.3 [7].

$$F_t = \sqrt[3]{\frac{\pi \cdot D^2 \cdot P^2 \cdot \rho}{2}} \quad (2.3)$$

Kus F_t - propelleri poolt tekitatud survejõud [N]

D – propelleri diameeter [m]

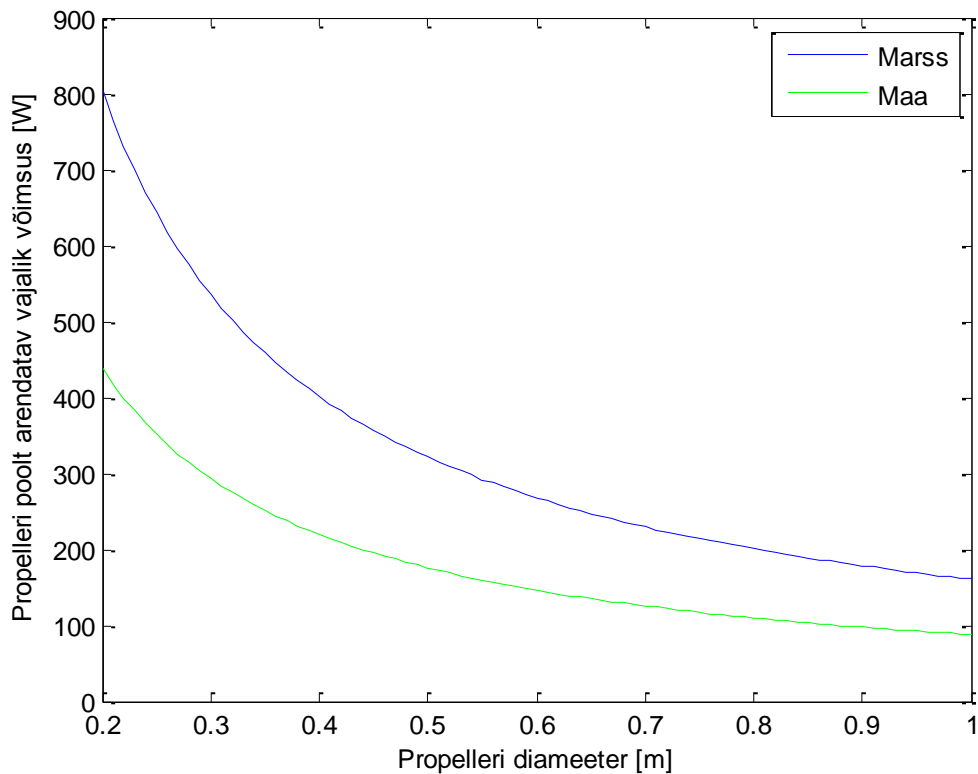
P – propelleri väljundvõimsus [W]

ρ – atmosfääri tihedus [kg/m^3] (Marsil on see $0,020 \text{ kg/m}^3$)

Avaldades valemist 2.3 võimsuse, saame funktsiooni, mis kirjeldab propelleri diameetri ja võimsuse omavahelist seost.

$$P = \sqrt{\frac{2 \cdot F_t^3}{\pi \cdot D^2 \cdot \rho}} \quad (2.4)$$

Kasutades *MATLAB* tarkvara, saab illustreerimiseks skitseerida selle seose. Vaadeldavaks propelleri diameetri vahemikuks on 0,2 m kuni 1 m sellepärast, kuna täna turul pakutavate propellerite diameetrid algavad umbes 20 sentimeetrist. Sedasi on välja toodud huvipakkuv diameetrite tõenäosuslik vahemik, mille piires tuleb edasised valikud langetada.

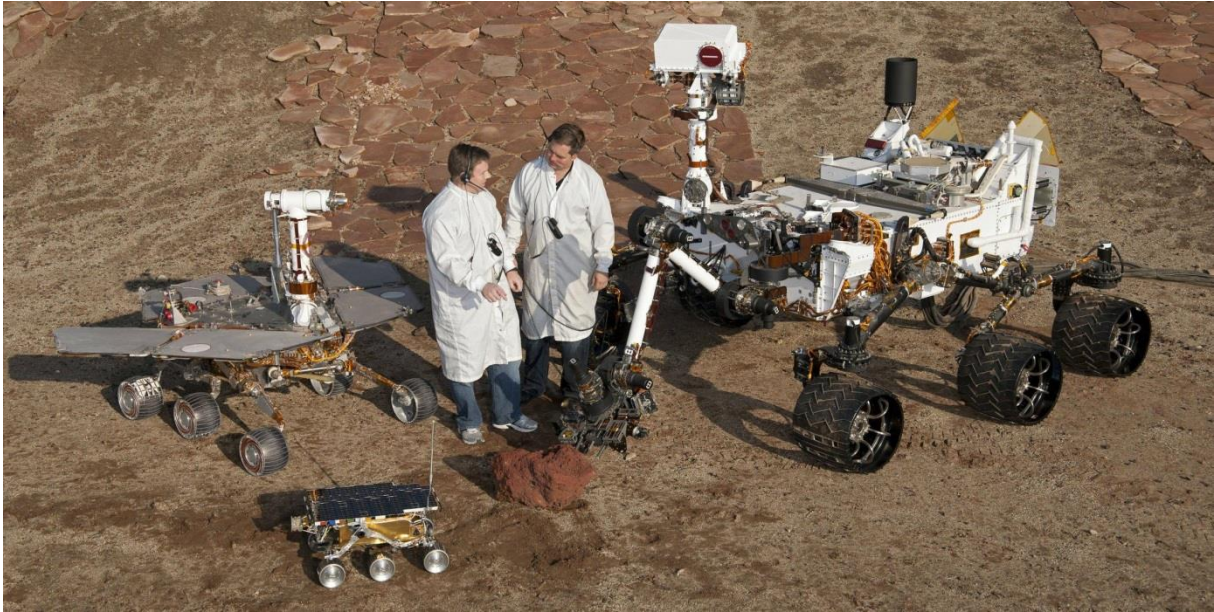


Sele 2.1. Propelleri väljundvõimsuse ja diameetri omavaheline seos antud massi puhul.

Jooniselt selgub oodatult, et suurema propelleri diameetri (suurema propelleri poolt haaratud pindala) korral on ka vajaminev võimsus väiksem. Kuna ideaalis võiksime teha lõpmata suured propellerid, et viia võimsustarve minimaalseks, tuleb siiski arvesse võtta teatud kitsendavaid parameetreid.

Põhiliseks propelleri suurust piiravaks asjaoluks on lennumasinat transportiva kosmoselaeva lastiruumi mõõtmed. Lähtemõõtmeteks võtan aastal 2012 NASA poolt Marsi pinda uurima saadetud kulguri *Curiosity* mõõtmed [8].

Kulguri mõõtmed on 3 x 2,8 meetrit. Kuna ilmselgelt need on gabariit mõõtmed, ning mahutama peab lisaks lennumasinale ka muud instrumendid, siis võtan inseneripraktikast lähtuvalt lennumasinale seatavateks piirmõõtmeteks 1,5 x 1,5 m.



Sele 2.2. *Curiosity* (paremal) võrrelduna inimesega.

Mõõtmed 1,5 x 1,5 m lubavad ideaalselt mahutada neli 75 cm diameetriga propellerit. Sellisel juhul aga puutuksid propellerite tipud omavahel kokku, mis aga ei ole mõistlik. Seega on propelleritele seatud ülempiir alla 75 sentimeetri.

Täna turul pakutavatest propelleritest on ühed suurimad propellerid 26 tollised. Sellisel juhul tuleks propelleri diameetriks $26 \cdot 2,54 = 66,04$ cm. Nii jääks propelleri perimeetril $(75 - 66,04) / 2 = 4,48$ cm „vaba“ ruumi, mis lubab projekteerida ka ilmselt vajalikud propelleri kaitsmed.



Sele 2.3. Propelleri laba (kokku monteerituna, diameetriga 66,04 cm).

Leidmaks sellise diameetriga propelleri väljundvõimsuse hinnangu, tuleb valemis 2.4 asendada diameetri väärtus $D=0,66$ m.

$$P = \sqrt{\frac{2 \cdot 9,33^3}{\pi \cdot 0,66^2 \cdot 0,02}} = 243,68 \text{ W} \approx 250 \text{ W}$$

Võttes aluseks, et propelleri keskmine kasutegur on 77 %, peab iga mootor suutma järelikult tagada võimsuse $250/0,77 = 324,68 \approx 325$ W [9].

Seega peab iga propeller (koos mootoriga) suutma tagada vähemalt 325 W võimsuse, et antud propelleritega lennumasin suudaks Marsi atmosfääris opereerida.

Selleks, et leida missuguse pöörlemissagedusega peab töötama propeller (koos mootoriga) 325 W võimsuse juures, peab kasutama järgmist seost [10].

$$P = k \cdot n^3 \cdot D^4 \cdot p \tag{2.5}$$

Kus, P – võimsus [W]

k – konstant Inglise mõõdustiku kasutamiseks ($k=5,3 \cdot 10^{-15}$)

n – propelleri pöörlemissagedus [min^{-1}]

D - propelleri diameeter [toll]

p – propelleri laba kruvijoone samm [toll]

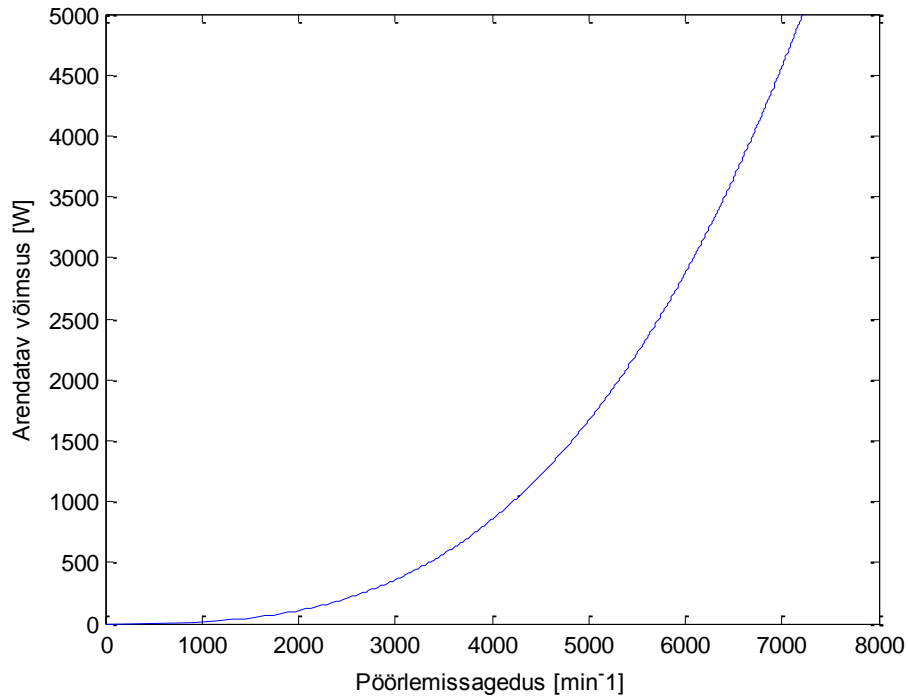
Seega saab avaldada valemist 3.5 pöörlemissageduse väärtuse.

$$n = \sqrt[3]{\frac{P}{k \cdot D^4 \cdot p}} \tag{2.6}$$

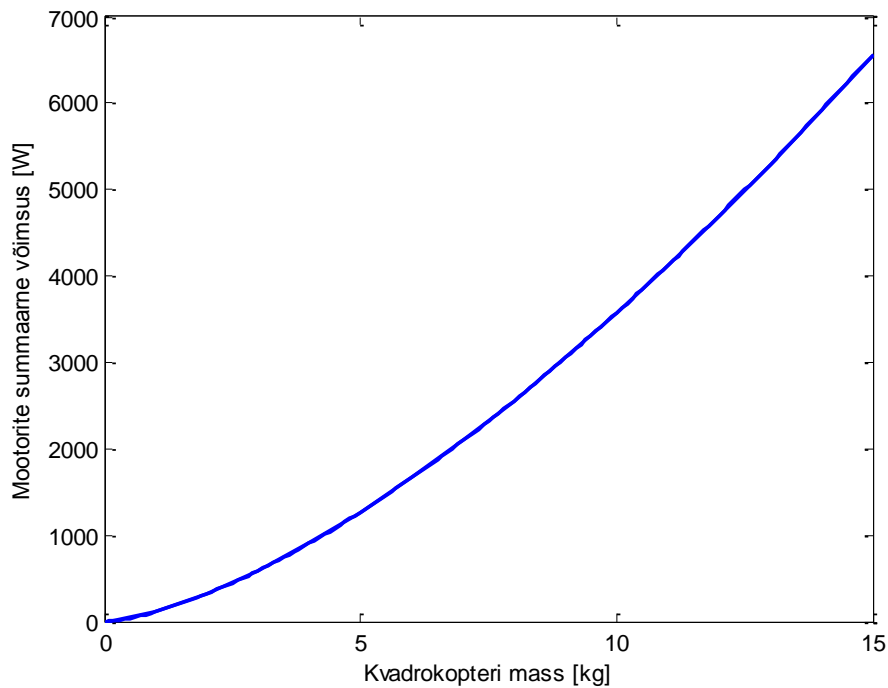
Ning asendades valemisse 2.6 vastavad väärtused $P=325$ W, $k=5,3 \cdot 10^{-15}$, $D=26$ tolli ja $p=5,5$ tolli.

$$n = \sqrt[3]{\frac{325}{5,3 \cdot 10^{-15} \cdot 26^4 \cdot 5,5}} = 2900,35 \text{ min}^{-1} \approx 2900 \text{ min}^{-1}$$

Siit järeldub, et mootor peab töötama pöörlemisagedusega rohkem kui 2900 min^{-1} , et kvadrokooper suudaks Marsil lennata.



Sele 2.4. Antud propelleri seos pöörlemisageduse ja arendatava võimsuse vahel.



Sele 2.5. Antud propelleri korral kvadrokooperi massi ja mootorite summaarse vajaliku võimsuse vahelist seost kirjeldav graafik.

2.2 Mootori valik

Praktika on näidanud, et $\frac{3}{4}$ mudellennunduses läbi põlenud mootoritest ei ole mitte tehase praak vaid rikke põhjuseks on valest kasutamisest tulenenud ülekoormamine [11]. Selleks, et tagada mootori võimalikult pikk tõrgeteta töö, peab põhjalikult tundma mootori füüsikalisi ja elektrilisi omadusi.

Üks põhilisi argumente, mille alusel hakata sobivat mootorit Marsi tingimustesse valima on energiasäästlikkus. Selleks peaks mootor töötama võimalikult kõrgete toitepingetega, et hoida voolutugevus ja seega soojuskadu minimaalsena ($P=UI$ ja $Q=I^2Rt$). Samuti tuleks vältida sädelahendust ning mootor peaks olema võimalikult hõrdejõududevaba.

Erinevate robotikas kasutatavate mootoritüüpide lühiülevaate võib leida tabelist 2.1.

Tabel 2.1. Elektrimootorite võrdlus.

	Eelised	Puudused
Harjastega mootor	Lihtne juhtida	Lühem eluiga (harjad kuluvad)
Harjasteta mootor	Efektne, pikk eluiga, hooldevaba	Kallis, vajab kontrollereid
Sammootor	Täpne juhtimine, pöördliikumine	Väike võimsus, tekitab suurt vibratsiooni, väike võimuse/massi suhe
Servomootor	Täpne juhtimine, madalal pingel töötamine	Piiratud pöördenurk, aeglane, kallis

Sobivaim ning ka levinuim tänapäeval kvadrokopteritel kasutatav mootoritüüp on harjadeta alalisvoolumootorid, kus elektromagnetid asetsevad staatoril ning püsomagnetid rootoril. Selliselt puudub harjade kasutamise vajadus, mis omakorda pikendab tööiga. Harjadeta mootoritel on ka hõrdekaod mõnevõrra väiksemad mistõttu on nad energiasäästlikumad.

Harjadeta alalisvoolumootorid jagunevad nn *inrunner* ja *outrunner* mootoriteks. Kus esimesel juhul rootor asub mootorikorpuse sees ning teisel juhul asuvad püsomagnetid korpuse küljes mistõttu mootori korpus pöörleb. *Inrunner* mootorid võimaldavad oma ehituse iseärasusest tulenevalt samade pingete juures suuremat pöörlemissagedust kuid vähem pöördemomenti, *outrunner* mootorid aga väiksemat pöörlemissagedust kuid on see-eest suurema pöördemomendiga, mistõttu neid soovitatakse kasutada keskmisest suuremate propellerite korral, mis ka antud juhul nii on.

Outrunner mootorite kahjuks räägib tema avatus keskkonnale. Marsi kuivalt pinnaselt võib tolm sattuda mootori sisemusse ning seeläbi rikkuda mootori ning muuta kvadrokopter kasutuks. Antud probleemi saaks lahendada mehaaniliselt, kui mootorid sulgeda hermeetilistesse korpustesse. Sellisel juhul aga tekiks probleem mootori jahutamisega, võlli tihendamisega ning ka lennumasina kaal suureneks.

Inrunner mootorite eelisteks on parem suletus väliskeskkonnast ning parem jahutus, sest mähised asuvad välise korpuse küljes, mistõttu soojusülekanne on läbi korpuse vahetum. Nende mootorite miinusteks on aga suurem mass ja väiksem pöördemoment. Pöördemomenti annaks kompenseerida kasutades käigukasti, kuid see oleks lisa kaal.

Võttes üheks määravaks kriteeriumiks mootori massi, on kvadrokopteril otstarbekas kasutada *outrunner* mootoreid, kuna need mootorid võimaldavat suuremat pöördemomenti ning seetõttu on kvadrokopter paremini manööverdatav.



Sele 2.6. *Outrunner* harjadeta alalisvoolumootor.

Leitud võimsuse korral mootorit läbiva voolutugevuse leidmiseks saab kasutada harjasteta alalisvoolumootori pöörlemissagedust kirjeldavat valemit 2.7 [11].

$$n = 0,9 \cdot kv \cdot U \tag{2.7}$$

Kus, n – mootori pöörlemissagedus [min^{-1}]

0,9 – koefitsient mis arvestab koormusel tekkivat pingelangu

kv – tootja poolt mootorile väljastatud koefitsient [$\text{min}^{-1} \cdot \text{V}$]

U – toitepinge

Valemis 2.7 saab asendada pinget $U = P / I$.

$$n = 0,9 \cdot kv \cdot \frac{P}{I} \tag{2.8}$$

Ning saame avaldada valemist 2.8 voolutugevuse väärtuse.

$$I = \frac{0,9 \cdot kv \cdot P}{n} \tag{2.9}$$

Valemist 2.9 selgub, et konstantsel koormusel ja konstantse pöörlemissageduse korral on voolutugevus võrdeline mootori koefitsiendiga kv . Kuna mähises eralduv soojushulk avaldub seosega $Q = I^2 R t$ siis näeme, et soojuskadude vähendamiseks peame minimeerima voolutugevust. Seega valemi 2.9 järgi peame otsima võimalikult väikese kv arvvaartusega mootorit.

Üheks madala kv väärtusega mootoriks on *Turnigy G110* harjadeta mootor [12]. Selle mootori karakteristikud on toodud seel 2.7.

Kv (rpm/V)	210
Weight (g)	475
Max Current (A)	60
Resistance (mΩ)	0
Max Voltage (V)	33
Power(W)	2000
Shaft A (mm)	8
Length B (mm)	54
Diameter C (mm)	63
Can Length D (mm)	25
Total Length E (mm)	78

Sele 2.7. Mootor *Turnigy G100* karakteristikud.

Antud mootorit läbiva voolutugevuse väärtuse pöörlemissageduse 2900 min^{-1} korral ning koormusel 325W, saab leida kasutades valemit 2.9.

$$I = \frac{0,9 \cdot kv \cdot P}{n} = \frac{0,9 \cdot 210 \cdot 325}{2900} = 21,18 \text{ A}$$

Pinge avaldub seejuures:

$$U = \frac{P}{I} = \frac{325}{21,18} = 15,34 \text{ V}$$

Selelt 2.7 näeme, et antud mootori lubatud maksimaalne voolutugevus on 60 A ning maksimaalne lubatud toitepinge on 33 V, nende väärtustega jääme lubatud piiridesse ja antud mootor on kvadrokooperi jaoks sobilik.

2.3 Kere materjalidele seatavad nõuded ja materjali valik

Kvadrokooperi projekteerimisel Marsi keskkonda tuleb kere materjalide valikul arvesse võtta mitmeid aspekte. Kasutatavad materjalid peaksid olema.

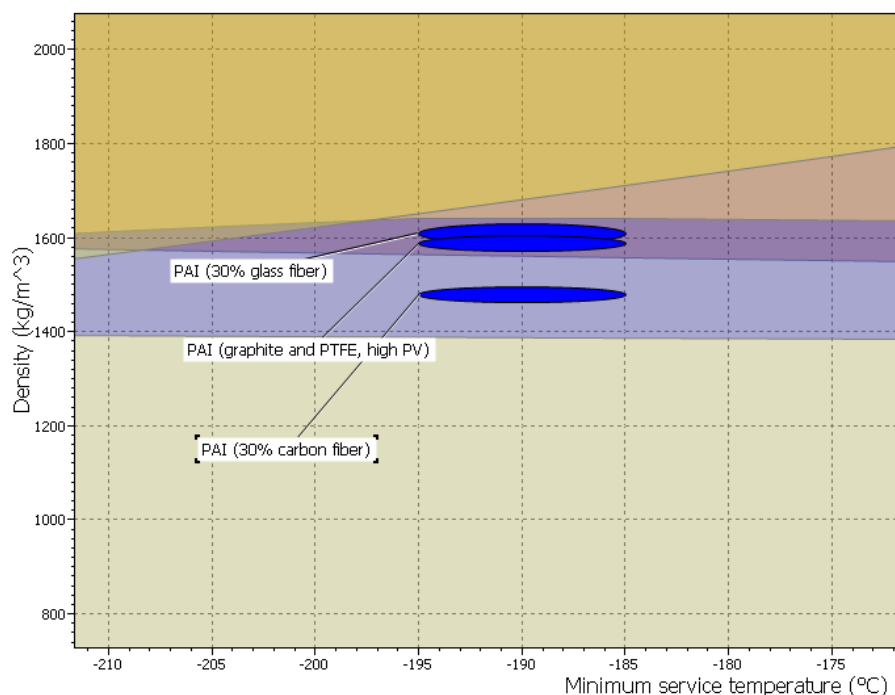
- Võimalikult väikese tihedusega
- Võimalikult madala töötemperatuuriga (vähemalt -133 C°)
- Hea UV-kiirguse taluvusega
- Võimalikult tugevad

Kuna Marsil langeb temperatuur väga madalale, peab jälgima, et kasutatavatel materjalidel oleks võimalikult madal külmahapruslävi. Madalatel temperatuuridel muutuvad materjalid hapramaks ja näiteks propellerid võivad suuremate tolmuosakestega kokku puutudes puruneda. See aga vähendaks kvadrokooperi tööiga.

Et tagada kvadrokooperi võimalikult väike energiatarve ning võimalikult pikk lennuaeg, peab kvadrokooper olema võimalikult kergei.

Marsi üliõhuke atmosfäär ei paku kaitset UV-kiirguse eest. Võrreldes Maaga praktiliselt puudub Marsil ka osooni kiht, olles vaid 2% sellest, mis ümbritseb Maad [13]. Eelkõige mõjutab UV-kiirgus sünteetiliste orgaaniliste polümeeride mehaanilisi ja keemilisi omadusi. Materjalide nõrgenemisele UV-kiirguse toimel aitab samuti kaasa temperatuuri kõikumine [14]. Seega peab materjali valikul arvestama ka UV-kiirguse kahjuliku mõjuga.

Kasutades tarkvara *CES EduPack*, on leitud materjalid mis mahuvad eelpool nimetatud kriteeriumide alla. Sobivad materjalid võib leida selelt 2.8.



Sele 2.8. Antud tingimusi aluseks võttes *CES EduPack* tarkvara poolt soovitatud materjalid.

Selelt 2.8. näeme, et kolme sobivat materjali eristab üksteisest materjali tihedus, mis aga tuleb antud ülesande puhul minimeerida. Seega osutub kvadrokooperi konstrueerimisel sobivaks materjaliks polüamiid-imiid (30% süsinik fiibrist armatuuriga), tuntud ka kui torlon. Antud materjalil on väga head mehaanilised, keemilised ja termilised omadused [15].

Tabel 2.2. Polüamiid-imiidi karakteristikud.

Tihedus [kg/m ³]	1470-1500
Polümeer [%]	70
Süsinik fiiber [%]	30
Young'i moodul [GPa]	21,7-22-9
Voolepiir [MPa]	143-157
Tõmbetugevus [MPa]	193-213
Minimaale töötemperatuur [C°]	-195...-185
Tulekindlus	Ei põle
UV-kiirguse kindlus	Suurepärane

2.4 Kvadrokooperi konstruktsioon

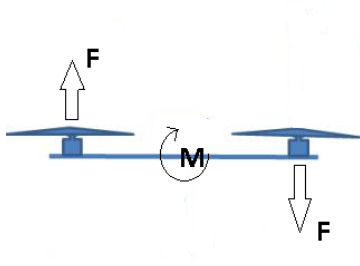
Kvadrokooperi kere konstruktsioon peaks olema võimalikult vastupidav. Eriti kriitilise tähtsusega on liikuvate osade ehk propellerite kaitsmine mehaaniliste mõjude eest. Selle tõttu on oluline, et kooperil oleksid olemas propelleri kaitsmed. Lisaks kaitsmetele peaks piirama ka suuremate osakeste ligipääsu propelleritele nii alt kui ka ülalt. See tähendab, et propelleri sissepuhe ja väljapuhe peaksid olema kaetud vastava võrgu või võrega. Samas tuleb siin jälgida, et võre ei saaks takistuseks liikuvate gaaside voolule, mis omakorda võib vähendada kooperi survejõudu. Teisalt ei tohi võrgusilmad olla liigselt suured, kuna sellisel juhul ei oleks takistatud suuremate osakeste ligipääs propellerini.



Sele 2.9. Näide propellerikaitsmetest.

Kvadrokooper peaks olema varustatud ka ümberpöörämismehhanismiga. See tähendab, et teatud olukorras, kui kooper on maandunud „selili“, oleks ta ise võimeline ennast ümber pööräma. Selleks võib kasutada erinevaid mehaanilisi tõukureid, konstruktsioonilisi iseärasusi

(kopteri kere kujutab endas sfääri) või muid lahendusi. Paraku on selliste lahenduste puuduseks nende kasutamisel lisanduv mass ning dimensioonide suurenemine. See aga piirab lennumasina lennuaega ning muudab tema transportimise keerukamaks. Alternatiiv on kvadrokopteri ümberpööramiseks kasutada propellerite poolt tekitatud survejõudu. Kaks propellerit tekitavad ülejäänuist erinevas suunas survejõu. Mistõttu tekib pöördemoment, mis eeldatavasti kopteri õigetpidi pöörab. Selline lahendus on täielikult realiseeritav programmiliselt, seega ei lisandu massi ega suurene mõõtmed.



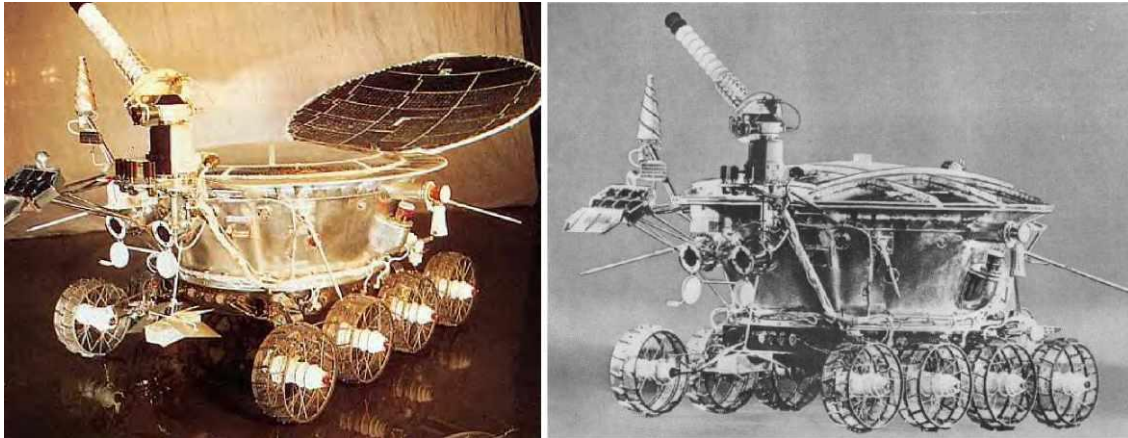
Sele 2.10. Kvadrokopteri ümberpöörämist selgitav skeem.

Kvadrokopteri sisemus peab mahutama ka kogu lennumasina opereerimiseks vajaliku elektroonika koos toitejaotussüsteemiga. Kuna tegu on äärmiselt tolmuise keskkonnaga, siis kvadrokopteri sisemus peab olema hermeetiliselt atmosfäärist eraldatud. Kaitseaste võiks olla vähemalt IP64, mis tähendab et seade on tolmu- ning pritsmekindel. Muidugi ideaalne oleks kasutada maksimaalset IP astet 68 ehk seade on tolmu- ning uppumiskindel [16].

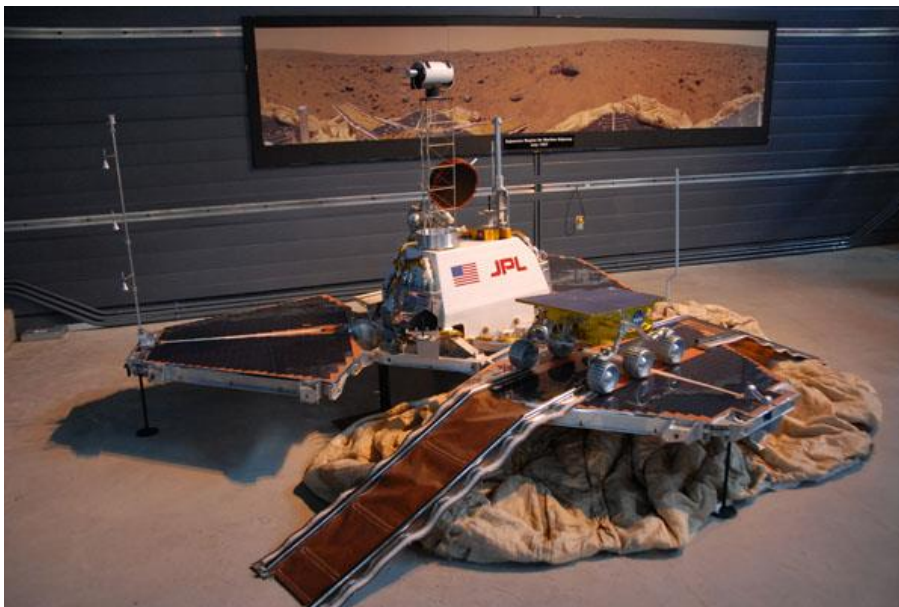
Lisaks tolmuaitsele vajab elektroonikat mahutav kamber ka varjestust. Marsi atmosfäär on Maaga võrreldes kordades hõredam, seetõttu jõuab Marsi pinnale enam nii Päikeselt pärit laetud osakesi kui ka kosmilist kiirgust. Kiirgus võib tekitada erinevaid häiringuid andmesides, tekitada lühiajalisi ülepingeid või isegi rikkuda elektroonikasüsteemide komponente [4]. Vältimaks kiirguse poolt tekitatavaid potentsiaalseid tõrkeid, tuleb elektroonika kamber vooderdada metalliga.

Marsi öödel langeb temperatuur äärmiselt madalale, kuni -133°C . Paraku on aga kvadrokopteri teatud komponente vaja hoida sellest soojemas keskkonnas, et vältida nende riknemist. Et aga tagada komponentidele vajalik temperatuur, peab kvadrokopter sisaldama küttekeha, jaotussärki ja lisaenergia allikat. Kuna aga see kõik tähendaks lisa massi akude ja jaotussärki näol, siis tuleks kvadrokopteri toetuseks konstrueerida ka nn baasjaam mis võtaks selle ülesande enesele. Baasjaamas tuleks luua kvadrokopterile kaanega suletud kamber, mis oleks termiliselt isoleeritud ning varustatud küttekehaga. Sarnast lahendust on kasutatud Nõukogude Liidu *Lunohod* programmis. Kuukulguril suleti ööseks kaas, et hoida sisemised

instrumendid soojas [17]. Sisemuses asus tal radioaktiivne küttekeha, mis vajalikku soojust tootis.



Sele 2.11. *Lunohodi* kulgur. Vasakul avatud kaanega ning paremal suletud.



Sele 2.12. *Pathfinder* koos kulgur *Sojourneriga*. Näide päikesepaneelidega baasjaama kasutamisest.

2.5 Mehaanika osa kokkuvõte

Põhilised märksõnad kvadrokooperi mehaanilise osa konstrueerimisel on propellerite suured mõõtmed, mootorite minimaalne võimsustarve, konstruktsiooni kergus, tugevus, töökindlus ja liiasus. Sellest johtuvalt peaks kvadrokooperi konstruktsioon olema valmistatud materjalist PAI (30% süsinik fiibri armatuuriga), tagama propellerite igakülge kaitse, olema võimalikult kerge, külmakindel ning lennumasin peab omama ümberpööramise võimalust juhuks kui ta

peaks ümber minema. Kvadrokopteril peaks olema ka omaette baasjaam, mis täidaks mitmeid kvadrokopterit toetavaid funktsioone.

Mehaanikat kirjeldavad märksõnad:

- Propellerid diameetriga 66,04 cm.
- Propelleri kaitsmed.
- Sisse- ja väljapuhe võrega eraldatud.
- Hermeetilisus.
- Kasutatav materjal PAI (30% süsinikfiiber).
- Mass 5 kg.
- Ühe mootori poolt arendatav vajalik võimsus: 325 W.
- Mootori minimaalne pöörlemissagedus: 2900 min^{-1} .
- Elektroonika varjestus.
- Elektroonikale stabiilse keskkonna tagamine.

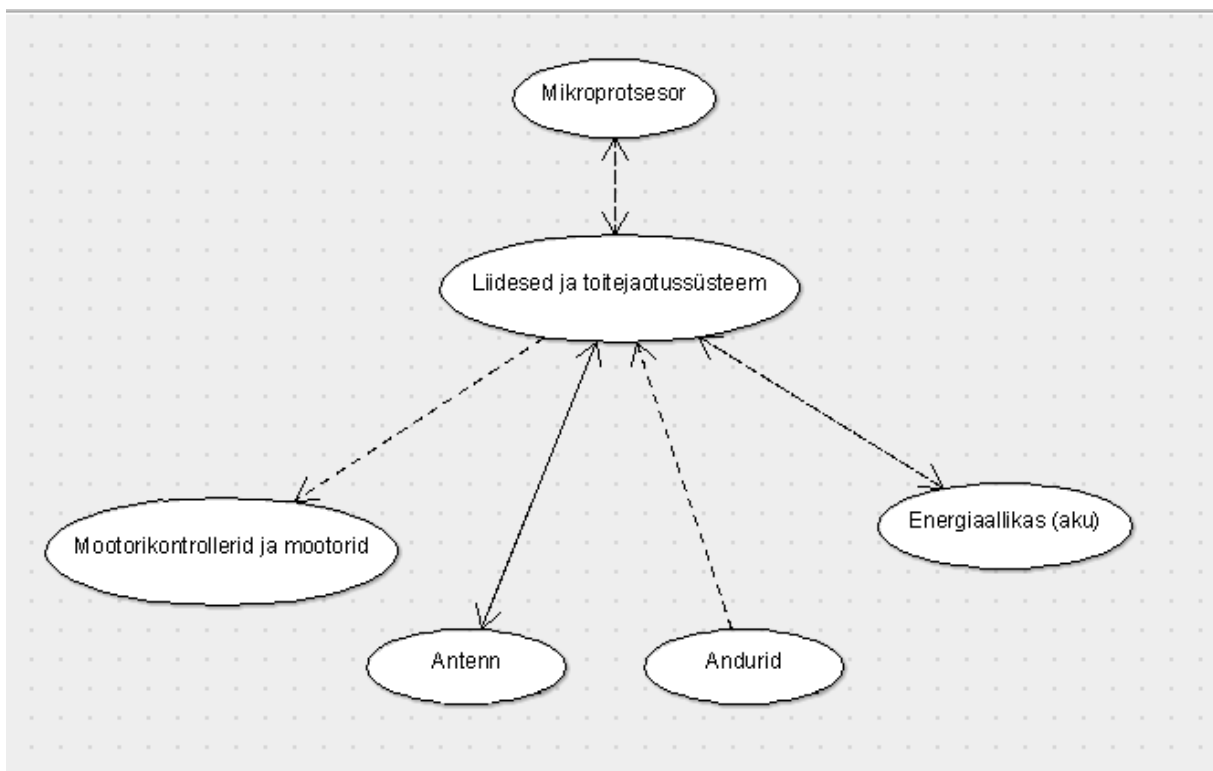
3. ELEKTROONIKA

3.1 Elektroonikasüsteemi ülesehitus

Oma põhimõttelt ei erine Maal kasutatavate kvadrokopterite elektroonika ülesehitus Marsi tarbeks ehitatavast. Lennumasina opereerimiseks on vajalikud järgmised süsteemid:

- Juhtsüsteemid.
- Toitejaotussüsteem.
- Telemeetria süsteemid.
- Andurid ja optilised seadmed.

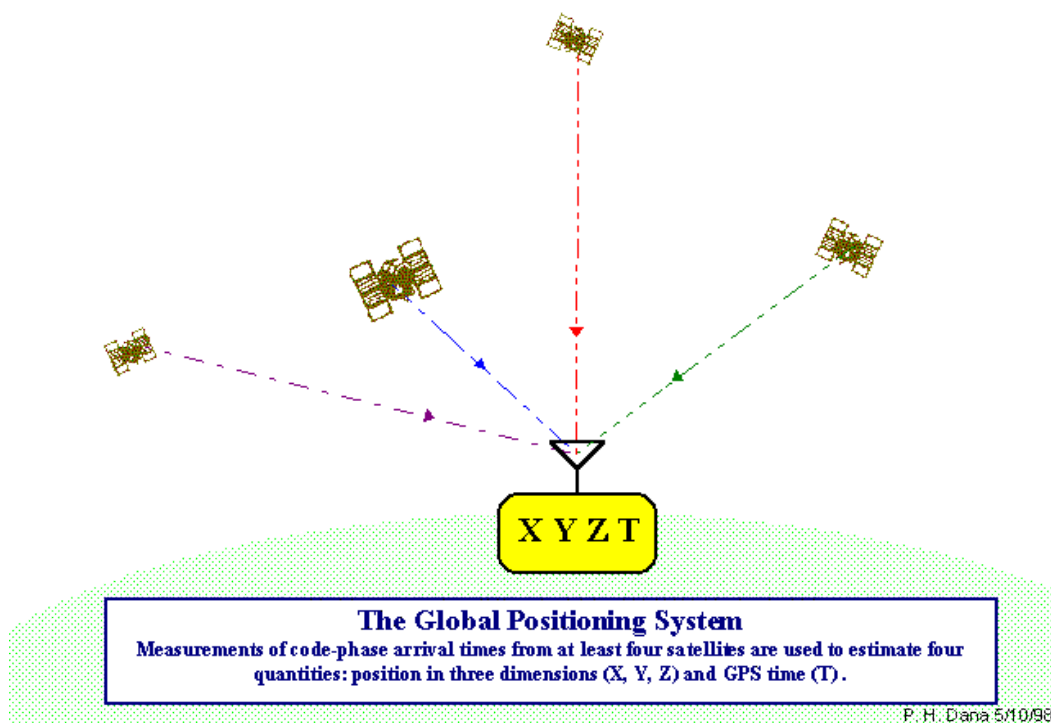
Erinevus tuleb peamiselt aga elektroonikasüsteemide nõudest antud tingimustes töökindlus säilitada. Eelkõige tuleb arvestada madalate temperatuuridega ja selle suure amplituudiga ning kosmilise kiirgusega. Samuti tuleb kvadrokopteri autonoomsust ja talle määratud funktsioone silmas pidades varustada ta mitmesuguste anduritega.



Sele 3.1. Elektroonika põhimõtteline skeem.

3.2 Kvadrokopteri positsioneerimise tagamine

Oma asukohta ruumis on vaja teada, et kvadrokopteri poolt kogutud andmed viia üks-ühele vastavusse geograafiliste koordinaatidega. Kuna Marsil puudub *GPS (Global Positioning System)* – globaalne positsioneerimise süsteem), siis kvadrokopteri asukoha saab määrata baasjaama suhtes polaarkoordinaatides. Seega on vaja teada kvadrokopteri kaugust baasjaamast koos asimuudiga. Selleks võib kasutada mitmeid alternatiivseid lahendusi.

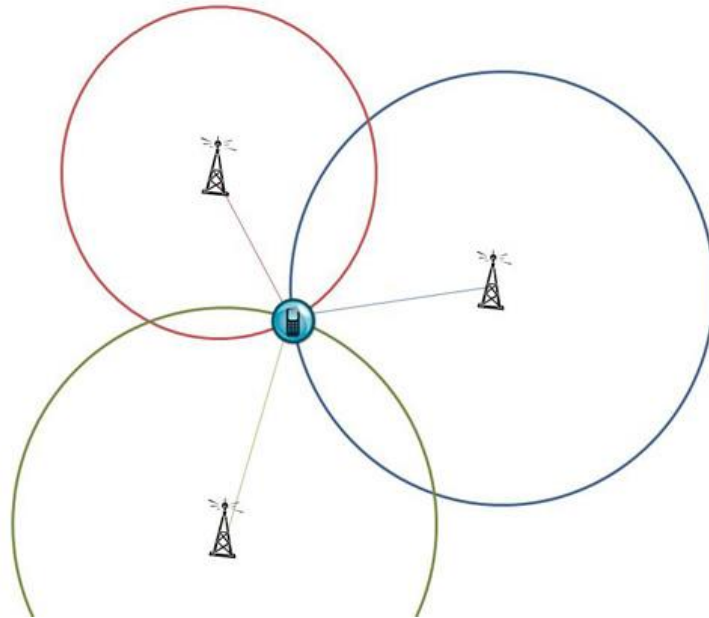


Sele 3.2. *GPS*'i toimimist illustreeriv joonis.

Asukoha määramisel võib kasutada reeperite (majakate) süsteemi. Baasjaamas asub 4 või enam signaali allikat või signaali püüdurit, ning kvadrokopteri asukoht trianguleeritakse majakatel tulnud signaalide töötlemisel. Sellise lahenduse korral sõltub positsioneerimise täpsus majakate omavahelisest kaugusest ning samuti baasjaamast kaugenedes positsioneerimise täpsus väheneb. Samuti on vaja majakad hajutada baasjaama, mis suurendab omakorda baasjaama mõõtmeid.

Probleemiks on ka kvadrokopteri orienteerituse määramine. Suuna määramiseks on võimalus enne igat lendu seadistada güroskoop baasjaamas määratud asimuudiga samas suunas. Selline lahendus on samas riskantne kuna elektroonika häiringu ja/või kvadrokopteri tõrke korral võib

asimuut kaotsi minna. Töökindlust aitaks suurendada liiasuse kasutamine ehk kahe güroskoobiga süsteemi rakendamine.



Sele 3.3. Näide majakate kasutamisest.

Alternatiiv oleks installeerida baasjaama radar. Sellisel juhul piisaks ühest seadmest, mis automaatselt määraks kvadrokooperi asukohta ning kõrguse. Sellisel juhul oleks kvadrokooperi osa positsioneerimisel passiivne ning seeläbi ei lisanduks lennumasinale ka massi seadmete näol.

Radarite miinuseks on see, et üldjuhul on nad oma mõõtmetelt üsna suured ja kohmakad, mistõttu on nende transportimine Marsile kulukas. Küll aga kasutatakse tänapäeval lennukitel üsna kompaktsid radareid, mis on mõeldud väikeste objektide, näiteks rakettide avastamiseks. Näiteks kasutatakse sõjalennukite peal *IGUANE* tüüpi radarit, mille mass on 130 kg [18]. *IGUANE* radar on ka oma mõõtmetelt oluliselt kompaktsem kui on seda suureid maismaaradarid. Sarnaseid radareid saaks edukalt kasutada ka Marsil statsionaarses baasjaamas kvadrokooperi positsioneerimisel.

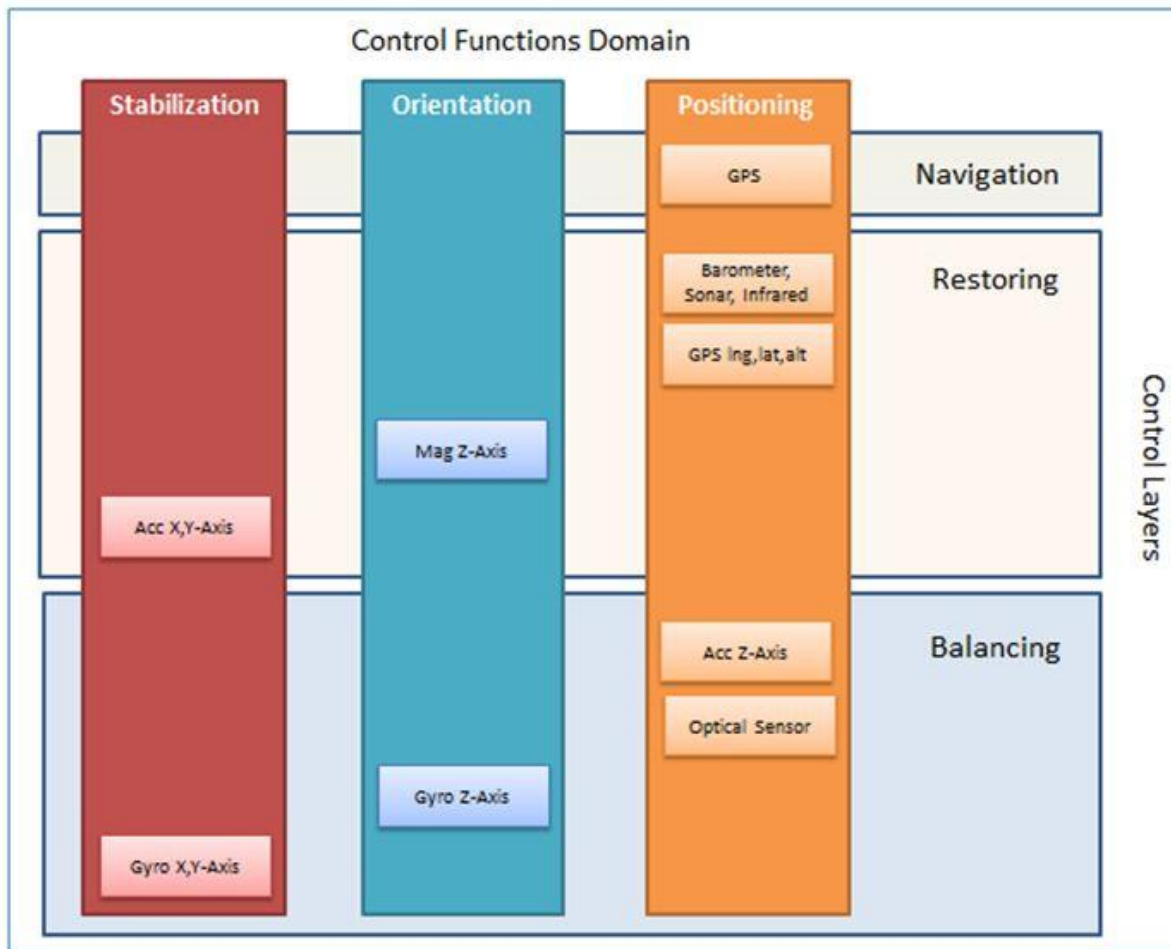


Sele 3.4. Lennukile kinnitatud *IGUANE* radar.

3.3 Andurid

Et tagada kvadrokooperi sujuv ning stabiilne lend ning täita talle seatud ülesanded, peab kvadrokooper olema varustatud mitmesuguste anduritega.

Kvadrokooperi sujuvaks opereerimiseks on vajalik teada infot kvadrokooperi asendi kohta õhus. Andmeid asendi kohta pakuvad güroskoop ja kiirendusandur. Tänu neilt saadud andmetele saab juhtida mootorite tööd millega mõjutatakse kogu kvadrokooperi käitumist. Güroskoobi eelisteks on tema kiire tagasiside kvadrokooperi asendi kohta ning ta mõõdab kiiresti ning efektiivselt ka nurkkiirust [19]. Kiirendusanduri ja güroskoobi ülesandeid kirjeldab sele 3.5.



Sele 3.5. Illustratsioon näitamaks güroskoobi (*Gyro*) ning kiirendusanduri (*Acc*) osa kvadrokopteri stabiliseerimisel [19].

Kvadrokopteri sujuvaks maandumiseks on aga vaja teada tema kõrgust aluspinna suhtes. Selleks kasutatakse tänapäeval ultraheliandurit, mille tegevusraadius jääb 10 meetri piirsesse. Ultraheliandurit antud kontekstis võiks pigem kasutada just pinnasele väga ligidal olles ehk maandumisel ning õhkutõusul. Kuna ultrahelianduri täpsus väheneb kõrguse tõustes, siis suurematel kõrgustel saaks kasutada baasjaamas olevat radarit, et määratleda kvadrokopteri kõrgus. Ultrahelianduri juures tuleb arvesse võtta ka Marsi atmosfääri tiheduse ja koostise erinevus võrreldes Maaga. Seetõttu on heli levimise kiirus Maaga võrreldes erinev. Seega peab ultrahelianduri kohapeal kindlasti kalibreerima. Ultraheliandureid peaks olema vähemalt kaks, see tähendab üks „kõhu“ all ning teine „selja“ peal, et kvadrokopteri ümbermineku korral saada vastav tagasiside.

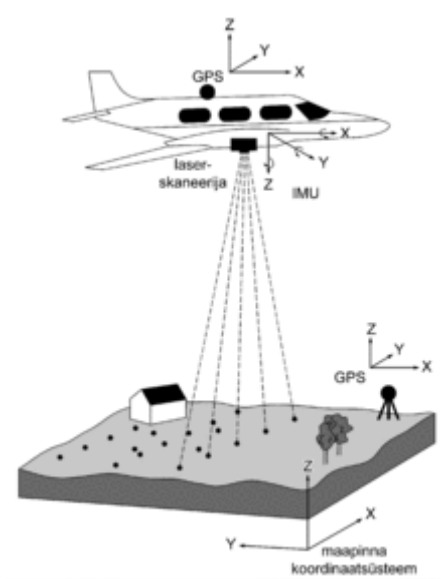
Lisaks lendamist tagavatele anduritele peab kvadrokopter olema varustatud ka mitmete keskkonda monitoorivate sensoritega, mis annavad teaduslikku infot Marsi keskkonna parameetrite ning muu huvipakkuva kohta.

Huvipakkuvad keskkonnanäitajad, millele tähelepanu pöörata on temperatuur, rõhk ja õhuniiskus. Need näitajad aitavad lisaks teaduslikule infole anda tagasisidet ka kvadrokooperi jaoks sobiva päevase lennuakna planeerimisel. Lisaks välistemperatuuri mõõtmisele peaks üks temperatuuriandur olema installeeritud ka kvadrokooperi sisemusse, mis jälgiks elektroonikakomponentide kambri olevat temperatuuri.

Senini Marssi uurinud uurimisjaamad on olnud pigem paiksed (*Viking 1* ja *2*) või liikunud pinnasel ringi (*Curiosity*, *Spirit*, *Opportunity*, *Sojourner*), ning nende teaduslik eesmärk on lisaks keskkonna näitajate mõõdistamistele ka pinnasest analüüside võtmine. Kvadrokooper aga laiendaks teaduslikku haaret veelgi, lubades liikuda kiiremini ja paindlikumalt. Eelkõige saaks kvadrokooperit kasutada visuaalsetes uuringutes ning näiteks maapinnast 3D mudeli loomisel.

Kuna Marsil esineb üsna sageli tolmutorme ja need võivad olla üsna ettearvamatud, siis lisaks optilisele spektrile (nähtav valgus) peaks(id) kaamera(d) olema võimelised töötama ka kiirgusspektri infrapuna osa piirkonnas, kuna infrapunal on omadus paremini läbi tolmu ja gaasi levida. See suurendaks omakorda kvadrokooperi võimekust.

Tänapäeval on geograafiliste kaartide 3D mudelite loomisel kasutusele võetud *LIDAR*’i (*Light Detection and Ranging*) tehnoloogia. *LIDAR* kujutab endast kaugseire viisi, kus maapinnalt tagasipeegeldunud laserkiire teekonna ajal kestvust mõõtes saab luua vaadeldavast objektist saadud punktipilve abil 3D mudeli [20]. Peamiselt kasutatakse *LIDAR*’it lennukile installeerituna ning seejärel maapinnast üle lennates „pommitatakse“ maapinda laserimpulssidega. Sellisel viisil kogutud andmed loovad maapinda matkiva kujutise. *LIDAR*’i horisontaalseks täpsuseks loetakse 1/2000 lennukõrgusest [21]. Sellisel juhul, kui kvadrokooperi lennukõrguseks on 10 m, saame pinnasest 3D mudeli resolutsiooniga 5 mm, mis on enam kui piisav. Kvadrokooperile kinnitatud, *LIDAR*’it kasutades saab luua Marsi pinnasest 3D mudeli, mida saaks edukalt kasutada näiteks tuleviku missioonidel, või miks mitte paralleelselt kvadrokooperiga koostööd tegeva kulguri optimaalse marsruudi planeerimisel. *LIDAR* on võrdlemisi väikese massiga. Näiteks kasutati 1999. aastal Marsile jõudnud *Mars Polar Lander*’il *LIDAR*’it, mille mass oli 940 g [22].



Sele 3.6. *LIDAR* 'iga maapinna kaardistamine.

3.4 Riskid elektroonikale

Kõige kriitilisemad etapid elektroonika ja ka masina jaoks on start kosmodroomilt ja maandumine Marsi pinnal. Nende etappide jooksul peab elektroonika mehaaniline pool taluma erakordselt suuri kiirendusi, vibratsioone ning pörotusi. Nii näiteks peab seade suuteline olema taluma kuni 200 G suurust raskuskiirendust, seda hetkel, mil kosmosejaam maandub Marsi pinnale [4]. Kanderaketi stardihetkel tekitavad kanderaketi mootorid märkimisväärseid vibratsioone, mis avaldavad otsest mõju ka elektroonikale. Sellest tulenevalt ei tohi elektroonika komponentidel (ja kogu seadeldisel) tekkida resonantsi sagedustel alla 40 Hz [4]. Samuti peab kogu varustus olema testitud vibratsioonide vastu kuni sagedusteni 2000 Hz [4].

Elektroonika projekteerimisel peab arvestama ka tema töötamiseks lubatud temperatuuri ülem- ja alampiiriga. Reeglina projekteeritakse elektroonika kosmoselaevadel töötamiseks temperatuuridel +/- 55 °C. Et aga selline temperatuur tagada on vaja projekteerida ka kütte- ja jahutussüsteem [4]. Näiteks 1997. aastal Marsil maandunud *Pathfinder* uurimisjaamaga kaasas olnud *Sojourner* kulguri elektroonika soojas hoidmiseks oli seade varustatud kahe C-tüüpi patarei suuruse plutooniumil põhinevat küttekahaga, mis kumbki andis 1 W soojust. Antud lahendus sobiks kasutamaks ka kvadropteri keres oleva elektroonika soojendamiseks, kuna selle kasuks räägib nii küttekahade väiksus kui ka mass. Sellisel juhul ei pea kasutama akude energiat vajaliku temperatuuri hoidmiseks, ning koormuse akudele hoiame madalal.



Sele 3.7. Näide C-tüüpi patareidest.

Kuna Marsi atmosfäär on võrreldes Maaga erakordselt hõre, puudub osooni kiht ning ka lennureisi ajal Marsile puutub kosmoselaev kokku kosmilise ning Päikese kiirgusega, peab elektroonika osa olema kaitstud erinevate kiirguste vastu. Radiatsioon mida tuleb arvesse võtta koosneb Päikeselt pärinevast kosmisest kiirgusest prootonite näol, päikesetuulest ning avakosmosest saabuvatest laetud osakekestest. Kõik need võivad aga tekitada häiringuid digitaalandmesides, ülepingeid või rikkuda tundlikke komponente. Summaarne kiirguskogus, millega tuleb elektroonika projekteerimisel arvestada on 100 Gy [4]. Probleemne on *EEPROM* mälude kasutamisega, kuna seal võib radiatsioon tekitada häiringuid ning salvestatud andmed muutuda kõlbmatuteks. Selle vastu on kasutusele võetud mälude dubleerimine ja elektroonika varjestamine metalliga [4].

3.5 Kvadrokooperi energiaga varustamine

Kõikide kosmoseaparaatide konstrueerimisel on üheks põhiprobleemiks nende energiavarustuse autonoomsuse tagamine. Üldjoontes kasutatakse tänapäeval kosmoseaparaatide energiaga varustamisel 4 erinevat võimalust [23].

- Akud. Akudes hoitakse Maal salvestatud energiat, mida missiooni ajal kasutatakse. Eelisteks on lihtsus, puudusteks aga energia regenereerimise võimekuse puudumine, akude mass ja piiratud eluiga. Kvadrokooperi puhul ei pea ainult akudel põhinevat lahendust otstarbekaks.

- Kütuseelemendid. On sarnane akudele kuna kütuseelemendis toimub Maalt kaasa toodud vesiniku ja hapniku ühinemine, mille tulemusena vabaneb elektrienergia, soojus ja H₂O. Kütuseelemendi põhiomadus on keskkonnasäästlikkus, sest püütakse vältida kosmose/planeetide saastamist. Puudusteks on jällegi sõltuvus Maalt kaasavõetud kütusest. Samas kui tehnoloogia areneb niikaugemale, et ühel päeval suudame toota vesinikku ja hapnikku Marsil kohapeal, siis on tegu üsnagi perspektiivika tehnoloogiaga. Praegu aga ei pea kvadrokooperi puhul sellise lahenduse kasutamist otstarbekaks.
- Päikesepaneelid. Üks levinumaid viise kuidas kosmoses elektrit toota on päikesepaneelide kasutamine. Üldjuhul päikesepaneelide kasutus väheneb kaugenemisega Päikesest, ning päikesepaneele kasutatakse Jupiteri orbiidi sisse jäävas ruumis [24]. Päikesepaneelide kasutamise eeliseks on eelkõige sisuliselt lõputu energiaallika olemasolu. Paraku on päikesepaneelide kasutegur üsna madal. Seni on praktikas saavutatud päikesepaneelide kasuteguriks 29% [25].
- Neljas ja kõige töökindlam elektri toomise viis kosmoseaparaatidel on radioisotoop termoelektrilise generaatori süsteem (*RTG – Radioisotope thermoelectric generator*). Sellisel juhul muundatakse radioaktiivse elemendi (Plutoonium 238) poolt genereeritud soojus elektrienergiaks [25]. Sellise energiavarustamise eelisteks on täielik autonoomsus, ühtlane väljundvõimsus ja pikk eluiga. Samuti saab otseselt toodetud soojust ära kasutada kosmoseaparaadi vajalike elementide soojendamiseks. Puudusteks on väike efektiivsus ja radioaktiivsus.

Kvadrokooperi puhul tuleks kasutada 3 variandi koostööd: päikesepaneele, akusid ja *RTG* süsteemi. Päikesepaneele kasutatakse kui lisaenergia allikat. Akudesse salvestatakse lennu jaoks vajaminev energia ja *RTG* süsteemi kasutatakse elektroonika soojendamiseks ning elektri tootmiseks öisel ajal.

Ühe võimalusena asuks *RTG* energiaallikas baasjaamas. Sellisel juhul tagame ka öisel ajal elektrivarustuse ning elektroonika on püsivalt soojas. Näiteks *Curiosity* kulguri peal olev *RTG* seadme elektriline väljundvõimsus on umbes 120 W ning soojuslik väljundvõimsus umbes 2000 W kaaludes ise seejuures 44 kg [26] [27].

Kvadrokooper peaks kindlasti olema varustatud akuga energia talletamiseks ning omama mõningal määral päikesepaneele, et tagada varuplaan energia iseseisvaks tootmiseks. Kuna

kvadrokooperi mõõtmed on jämedalt 1,5 x 1,5 m ning propelleri diameeter on 66,04 cm, siis hinnanguline kasulik pindala, mida saaks katta päikesepaneelidega avaldub valemist 3.1.

$$S = a^2 - 4 \cdot \frac{\pi * D^2}{4} \quad (3.1)$$

Kus S – kooperil olev vaba pind [m^2]

a – kooperi külje pikkus [m]

D – propelleri diameeter [m]

Seega kasulik pindala avaldub järgmiselt:

$$S = 1,5^2 - \pi \cdot 0,6604^2 = 0,8799 \text{ m}^2.$$

2004. aastal Marsile maandunud *Spirit* ja *Opportunity* kulguritel oli kummalgi 1,3 m^2 jagu päikesepaneeli ning need suutsid Marsi päeva jooksul toota energiat 900 W·h [28] [29].

Seega ühe Marsi päeva jooksul kvadrokooperi päikesepaneelide poolt toodetud energia jógust kirjeldab valem 3.2.

$$E_k = S_k \cdot \frac{E_S}{S_S} \quad (3.2)$$

Kus E_k – kvadrokooperi päikesepaneelide poolt päevas toodetud energia kogus [W·h]

S_k – kvadrokooperi päikesepaneelide kogupindala [m^2]

E_S – *Spirit* kulguri päikesepaneelide tootlikkus keskmiselt Marsi päevas [W·h]

S_S – *Spirit* kulguri päikesepaneelide pindala [m^2]

Asendades valemis 3.2 vastavad väärtused saame:

$$E_k = 0,8799 \cdot \frac{900}{1,3} = 609,2 \text{ W} \cdot \text{h} = 2,190 \cdot 10^6 \text{ J}$$

Et teada saada, kui kauaks jätkub sellest energiahulgast kvadrokooperi toimimiseks, leian erinevate komponentide summaarse hinnangulise võimsustarbe:

- *LIDAR*: 4 W [22].
- 4 Mootorit (mootorite hulka arvatud ka elektroonikale minev energia): 1300 W.
- Infrapuna kaamera: 5,1 W [30].

Kokku seega hinnanguliselt: 1310 W.

Ühe Marsi päeva jooksul kvadrokooperi päikesepaneelide poolt toodetud energia tagab lennuaja, mida saab leida kasutades valemit 3.3.

$$t = \frac{E_k}{P_k} \tag{3.3}$$

Kus t – lennuaeg [h]

E_k – kvadrokooperi päikesepaneelide tootlikkus ühe päeva jooksul [W·h]

P_k – kvadrokooperi koguvõimsus [W]

Asendades valemis 3.3 vastavad väärtused:

$$t = \frac{609,2}{1310} = 0,47 \text{ h} \approx 28 \text{ min}$$

Lisaks kvadrokooperi enda paneelidele on võimalik installeerida päikesepaneel ka baasjaamale. Tehniliselt annaks baasjaamale kompaktselt paigaldada 4 korda baasjaama pindala hulga jagu päikesepaneelide. Päikesepaneelid asuksid transpordi asendis horisontaalselt üksteise peal ning pärast maandumist pakitakse paneelid eri suundadesse lahti. Sealjuures täidaks üks päikesepaneelidest *Lunohodi* sarnaselt ka kvadrokooperi kambrit katva kaane ülesannet.

Võttes baasjaama mõõtmeteks hinnanguliselt 2 x 2 m, on kogu hinnanguline päikesepaneelide pindala järelikult 16 m². Seega hinnanguline baasjaamas päevas Päikese poolt toodetud energia kogus, võttes aluseks *Spiriti* ja *Opportunity* andmed, on:

$$E_b = S_b \cdot \frac{E_S}{S_S} \tag{3.4}$$

Kus E_b – baasjaamas toodetud energia kogus [J]

S_b – baasjaama päikesepaneelide pindala [m²]

E_S – *Spirit* kulguri päikesepaneelide tootlikkus keskmiselt Marsi päevas [W·h]

S_S – *Spirit* kulguri päikesepaneelide pindala [m²]

Asendades valemis 3.4 vastavad väärtused:

$$E_b = 16 \cdot \frac{900}{1,3} = 1,108 \cdot 10^4 \text{ W} \cdot \text{h} = 3,988 \cdot 10^7 \text{ J} \approx 4 \cdot 10^7 \text{ J}$$

Antud arvutuste juures tuleb silmas pidada, et päikesepaneelide pindalade leidmisel on võetud aluseks maksimaalsed võimalikud mõõtmed. Tuleb mõista, et reaalsuses on kasulik päikesepaneelidega kaetud pind mõnevõrra väiksem.



Sele 3.8. Näide *Pathfinder* päikesepaneelide lahtipakkimisest.

3.6 Aku valik

Aku valiku puhul on oluline kriteerium eelkõige aku energiatihedus, et võimalikult väikse massi juures saavutada suurim energia mahutatavus. Samuti on oluline aku tööiga ning laadimise kasutegur.

Tabel 3.1 Erinevaid akusid võrdlev tabel.

Aku tüüp	Nimipinge	Energia- tihedus	Laadimise kasutegur	Laadimis- tsükleid	Kestvus
	V	W·h/kg	%		aastat
Pliiaku	2,1	30-40	70-92	500-800	5-8
Leelismangaanaku	1,5	85	-	100-1000	<5
Raudnikkelaku	1,2	50	65	-	50+
Nikkelkaadmiumaku	1,2	40-60	70-90	1500	-
Nikkel- metallhüdrosiidaku	1,2	30-80	66	500-1000	-
Liitium-tionüülkloriidaku	3,6	760	-	1	-
Liitiumioonaku	3,6	150-250	99+	1200- 10000	2-6
Liitiumpolümeeraku	3,7	130-200	99,8	500-1000	2-3
Liitiumtantaanaku	2,3	90	87-95	9000+	20+
Liitium-raudfosfaataku	3,25	80-120	93,5	2000+	>10
Liitium-õhkaku	2,7	2000	-	100	-

Parameetrid mille alusel akusid valida:

- Kvadrokooperi koguvõimsus: 1310 W.
- Arvestuslik lennuaeg: 0,5 h.

Tabelist 3.1 näeme, et parimad energiatiheduse näitajad on liitiumakudel. Samuti iseloomustavad neid akusid kõrge laadimise kasutegur. Seega piiritleme enda valikuid liitiumakudega. Tabelist näeme, et suurima energiatihedusega on liitium-õhkaku. Paraku on selle aku töötamiseks vaja kasutada õhupumpa, mistõttu selle kasutamine kvadrokooperi peal ei ole oma keerukuse ja kohmakuse tõttu ratsionaalne [31].

Seega järgmine sobiv aku tüüp on liitium-tionüülkloriidaku. Antud akut kasutati näiteks ka *Pathfinder* uurimisjaamas [32]. Paraku on selle aku suureks möödapääsmatuks probleemiks see, et antud aku pole laetav. Seetõttu aga ei ole kvadrokooperil seda mõistlik kasutada.

Antud kriteeriumide alusel sobib kvadrokooperil kasutada liitiumioonaku, mille energiatihedus on 250 W·h/kg.

Teades, et poole tunni jooksul peab aku ära toitma seadmed võimsusega 1310 W, saame leida selleks kuluva energia koguse, ehk $1310 \cdot 0,5 = 655$ W·h. Kuna liitiumioonaku energiatihedus on 250 W·h/kg, saame leida selle energia koguse jaoks vajaliku aku massi, milleks on.

$$m = \frac{E_{30}}{\rho_E} \quad (3.5)$$

Kus m – akude mass [kg]

E_{30} – 30 min jooksul kvadrokopteril vajaminev energia [W·h]

ρ_E – aku energiatihedus [W·h/kg]

Asendades valemis 3.5 vastavad arvvaartused:

$$m = \frac{655}{250} = 2,62 \text{ kg}$$

Samamoodi saab leida akude kogumassi baasjaama jaoks. Teades, et seal toodavad päikesepaneelid ideaalis päeva jooksul $1,108 \cdot 10^4 \text{ W} \cdot \text{h}$ energiat saab akude massi leida kasutades valemit 3.6.

$$m = \frac{E_b}{\rho_E} \quad (3.6)$$

Kus m – akude mass [kg]

E_b – baasjaamas toodetud energia kogus [W·h]

ρ_E – aku energiatihedus [W·h/kg]

Asendades valemis 3.6 vastavad väärtused saame:

$$m = \frac{1,108 \cdot 10^4}{250} = 44,3 \text{ kg}$$

Sellisel juhul tagame baasjaamale võimekuse kogu päeva jooksul toodetud energia salvestada. Tõenäoliselt on aku üle dimensioneeritud, kuna aku peaks olema projekteeritud selliselt, et katta ära ühe päeva jooksul seadmete poolt nõutav energia hulk. Kuna aga päris täpselt ei ole see teada, siis on ka arvutus võetud hinnanguliselt suure varuga.

3.7 Raadioside

1997. aastal Marsi uurima asunud *Pathfinder* uurimisjaama ja *Sojourner* kulguri raadioside oli üles ehitatud selliselt, et kulgur saatis kogutud andmed *Pathfinderile*, kes siis need vastavalt

Maale edastas. *Sojourner* oli varustatud UHF-sagedusala (*UHF-Ultra High Frequency*) antenniga kasutades *half-duplex* andmeedastussüsteemi ehk andmeside toimus vaid ühes suunas korraga. Seda kasutatakse seetõttu, et kui saatja ja vastuvõtja kasutaksid sama sagedusala, ning kui toimuks korraga kahepoolne andmeside, siis tekiks andmesides häiringud. Selline lahendus lubab kokku hoida just riistvara poolt kahe andmeedastuskanali ehitamiselt.

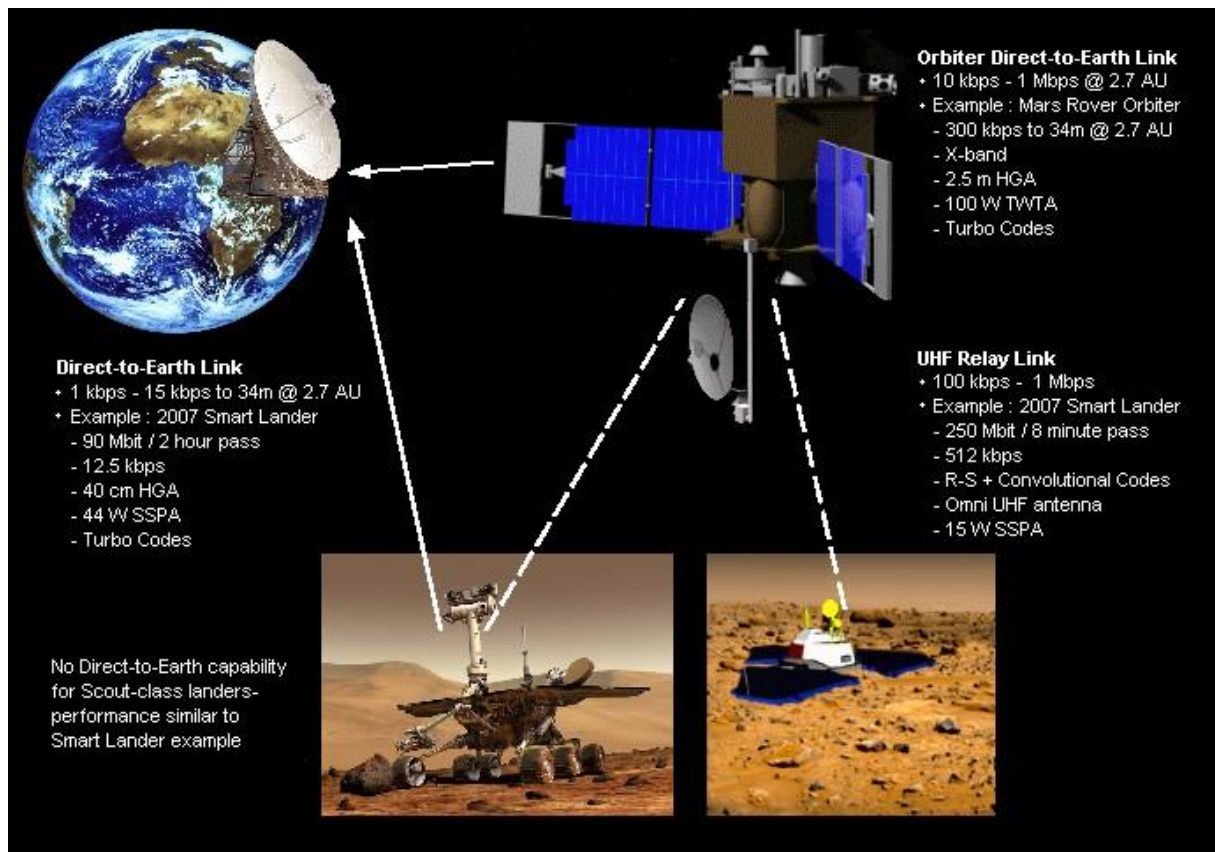
Sojourneri ja *Pathfinderi* omavahelise raadiosidelahenduse tegevusraadiuseks oli 500 m, antenni pikkuseks 83 cm ja modemi massiks 105,9 g. Kuna tegu on üsna suure tegevusraadiuse ning on ka võrdlemisi kompaktne süsteem, siis analoogset lahendust saaks kasutada ka kvadrokopteril.



Sele 3.9. Kulguri raadioside modem.

UHF-sagedusala kasutamise eelisteks on eelkõige antennide mõõtmed. Kuna antenni suurus on võrdelises sõltuvuses kasutatava sageduse lainepikkusega, siis kõrgemate sageduste ja seega ka lühema lainepikkuse korral on vaja kasutada lühemat antenni. Puudusteks on aga silm-side vajadus kahe punkti vahel, sest kõrgsageduslained ei levi läbi tahkete kehade ning takistuste taha levimine on raskendatud.

Maaga suhtlemiseks on *Curiosity* kulgur varustatud 3 antenniga, et tagada varuvariant juhuks kui seda peaks vaja minema. *Curiosity* antennid on samuti UHF-sagedusalaga kuid enamasti andmeid ei edastata otse Maale, vaid kasutatakse vahejaamana Marsi orbiidil asuvat *Mars Reconnaissance Orbiter* satelliiti. Sellisel viisil on andmeedastus maale töökindlam ja kiirem, kuna orbiidil olev satelliit „näeb“ Maad pikema aja vältel kui kulgur. *Curiosity* kasutab peamiselt omni antenni ehk raadiolaineid ei suunata. Sama lahendust on mõistlik kasutada ka kvadrokopteri baasjaamas, kus asuks vähemalt 2 UHF-sagedusala antenni millega toimub andmete edastamine Maale [33].



Sele 3.10. Andmeside Marsi ja Maa vahel.

3.8 Elektroonika osa kokkuvõte

Projekteerimaks juhtelektroonikat aparaadile, mis peab tagama oma töökindluse ka üsna karmides tingimustes nagu seda on Marss, peab silmas pidama mitmeid asjaolusid. Elektroonika tõrgeteta tööks on vaja tagada temale sobiv temperatuurivahemik. Selleks võiks kasutada *RTG* küttekeha. Elektroonika peaks olema projekteeritud silmas pidades liiasust, et tagada töövõimekus ka pärast tõrkeid. Samuti peab seadeldis taluma suuri vibratsioone ning lööke, seda eelkõige transportimise faasis.

Kvadrokopteri teaduslike uuringute ja lennuvõimelisuse tagamiseks on vaja aga mitmesuguseid andureid. Lisaks lendu kontrollivatele anduritele (güroskoop, ultraheliandur, kiirendusandur) peaks kvadrokooper olema varustatud ka teadlastele huvipakkuvate objektide uurimiseks näiteks infrapuna kaameraga ning *LIDAR* 'iga. Samuti peaks kvadrokooperil olema keskkonnanäitajaid jälgivad andurid temperatuurianduri, niiskusanduri ja rõhuanduri näol.

Kvadrokopteri asukoha määramiseks ruumis on võimalik lahendus installeerida baasjaama radar, mis pidevalt monitoorib kvadrokooperi lennu ning annab ka tagasisidet kvadrokooperile lennujuhiste saatmiseks.

Kvadrokooper peab olema projekteeritud selliselt, et tema tööea jooksul tagatakse piisav energiaga varustamine. Selleks kombineeritakse päikesepaneelide kasutamine *RTG* generaatoriga. Selliselt on tagatud ka energia tootmisel dubleeritus.

Energia talletamiseks kvadrokooperil on sobilik kasutada liitiumakusid oma suure energiatiheduse ning töötüklite arvu poolest.

Andmeside projekteerimisel tuleb arvestada eelkõige lainepikkustest tulenevaid iseärasusi. Enimkasutatavaim sagedusala selleks on UHF. Kvadrokooperi ja baasjaama juures oleks mõistlik kasutada just antud lahendust, sest tegemist on antud keskkonda ühe sobilikuma lahendusega.

4. PROGRAMM

4.1 Süsteemi kirjeldus

Tulenevalt asjaolust, et Maa ja Marsi vahel võtab side pidamine aega minimaalselt 3 minutit ja 7 sekundit või maksimaalselt 20 minutit ja 57 sekundit, vastavalt planeetide asetsusest, ei ole võimalik kvadrokopterit juhtida Maa peal olevast juhtimiskeskusest reaalsajas. Seetõttu peab kvadrokopter olema üsna autonoomne ning suutma täita ülesandeid iseseisvalt [34].

Tänapäeval on välja arendatud kvadrokopterid, mis eelnevalt määratud koordinaatide põhjal teostavad iseseisvalt marsruudi täitmise. Selliseks näiteks on *APM (ArduPilot Mega)* lennu kontroller, mis etteantud parameetrite (geograafilised koordinaadid ja lennu kõrgus) põhjal läbib etteantud punktidest koosneva raja [35]. Kvadrokopter kasutab punktist punkti liikumisel ja trajektoori korrigeerimiseks *GPS* signaali ja sihtkoha koordinaatide võrdlemist ja kohteril asetsevat magnetväljaandurit. Sellist lahendust aga ei saa Marsil kasutada *GPS*-i ja magnetvälja puudumise tõttu.

Alternatiiv on baasjaamas asuvalt radarilt saadud kvadrokopteri koordinaatide ning eelnevalt defineeritud teekonna võrdlemist. Sellisel juhul saab kvadrokopter tagasisidet baasjaamast ning vastavalt nendele võtab vastu otsuseid. Seega on baasjaama roll toetav mitte kui juhtiv.

Samal ajal toimub kvadrokopteril *LIDAR*'i ja muude parameetrite mõõdistamine ning edastamine baasjaama, kus *LIDAR*'i poolt saadud andmed viiakse üksühesele vastavusse geograafiliste koordinaatidega ning saadud tulem edastatakse Maale või edasiseks kasutamiseks.

Kvadrokopteril peab pidevalt toimuma ka oma asendi kontroll ruumis. Kui kvadrokopter tuvastab, et ta on maandunud valepidi, tuleb koheselt rakendada meetmed kvadrokopteri ümber keeramiseks ning olukorra hindamiseks.

Kvadrokopteri ohtu sattumise korral peab kvadrokopter teostama baasjaama naasmise protseduuri. Olles jõudnud baasjaama suletakse baasjaamas luuk, ning toimub kvadrokopteri akude laadimine ning kvadrokopteri stabiilses keskkonnas hoiustamine.

Lennu ajal kvadrokopteri stabiilse lennu tagamise juhtloogikat eraldi välja tuua ei ole otstarbekas kuna stabiliseerimise dünaamika jääb ka Marsil samaks mis Maalgi. Lihtsalt mootorid saavad rohkem koormust.

4.2 Kvadrokooperi juhtloogika

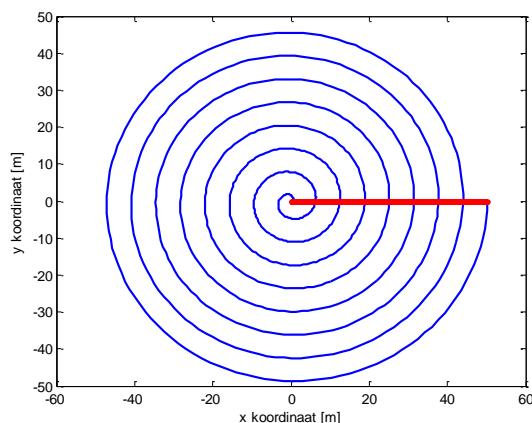
Kvadrokooperit tuleb vaadelda kui seadeldist millel on 2 sisendit.

- Käsklus operatsiooni alustamiseks.
- Baasjaama radarilt saadud koordinaadid.

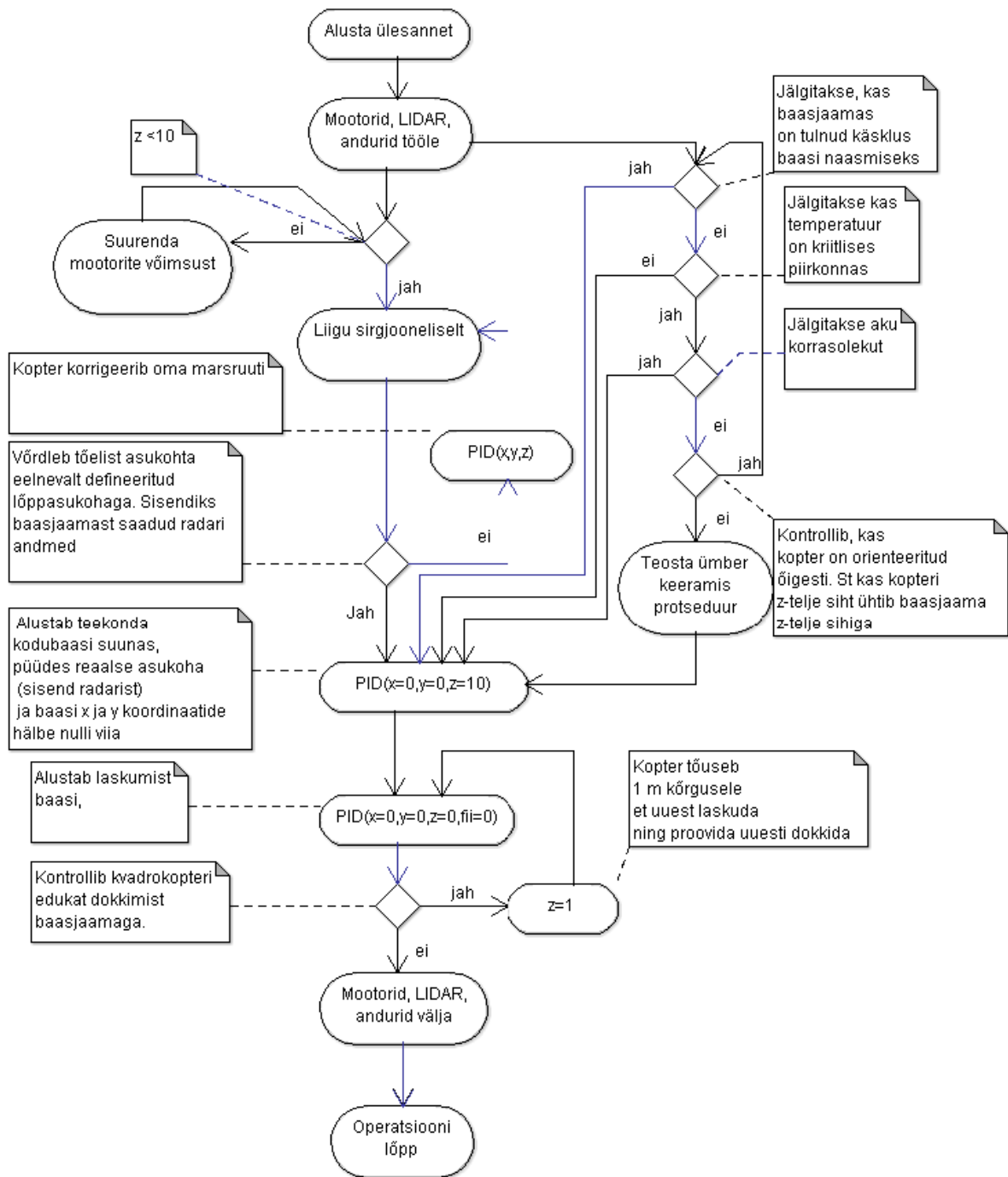
Nende käskluste alusel peab kvadrokooper olema võimeline iseseisvalt operatsioone teostama. Selleks on vaja kvadrokooperil juhtloogikat, mis tegutseb vastavalt nendele sisenditele ning on ise autonoomselt võimeline teostama lennu operatsioone.

Olles saanud baasjaamalt käsu alustada maa-ala kaardistamisega peab kvadrokooper teostama järgnevad operatsioonid.

- Käivitama mootorid ja tõusma etteantud kõrgusele ($z=10$ m).
- Lülitama sisse sensorid ja *LIDAR*'i ning alustama andmete edastamisega baasjaamale.
- Olles saavutanud etteantud kõrgusele, alustama liikumist mööda etteantud trajektoori.
- Olles jõudnud trajektoori lõpp-punkti, võtma suuna baasjaamale ning teostama eduka maandumise.
- Ebaõnnestunud maandumise korral (näiteks elektrilised ühendused baasjaamaga ei õnnestu), tõusma jälle teatud kõrgusele ning alustama maandumisprotsessi uuesti.
- Õnnestunud maandumise korral lülitama välja mootorid ning elektroonika.
- Samal ajal hoidma kvadrokooper stabiilsena.
- Jälgima kriitilisi parameetreid (temperatuur, aku energia maht) ja vastavalt neile olema valmis naasma baasi.
- Übermineku korral teostama ümberpööramisprotseduuri.



Sele 4.1. Kvadrokooperi maa-ala spiraalselt kaardistamine kujutatult pealtvaates. Sinise joonega kaardistamisteed, punase joonega tagasiteekond.



Sele 4.2. Kvadrokooperi juhtprogrammi ülesehitus.

4.3 Baasjaama juhtloogika

Baasjaam tegutseb peamiselt kvadrokopterit toetava üksusena. Kvadrokopterit varustatakse radarilt saadud koordinaatidega ning tehakse ka hooldustöid (aku laadimine, seisukorra hindamine).

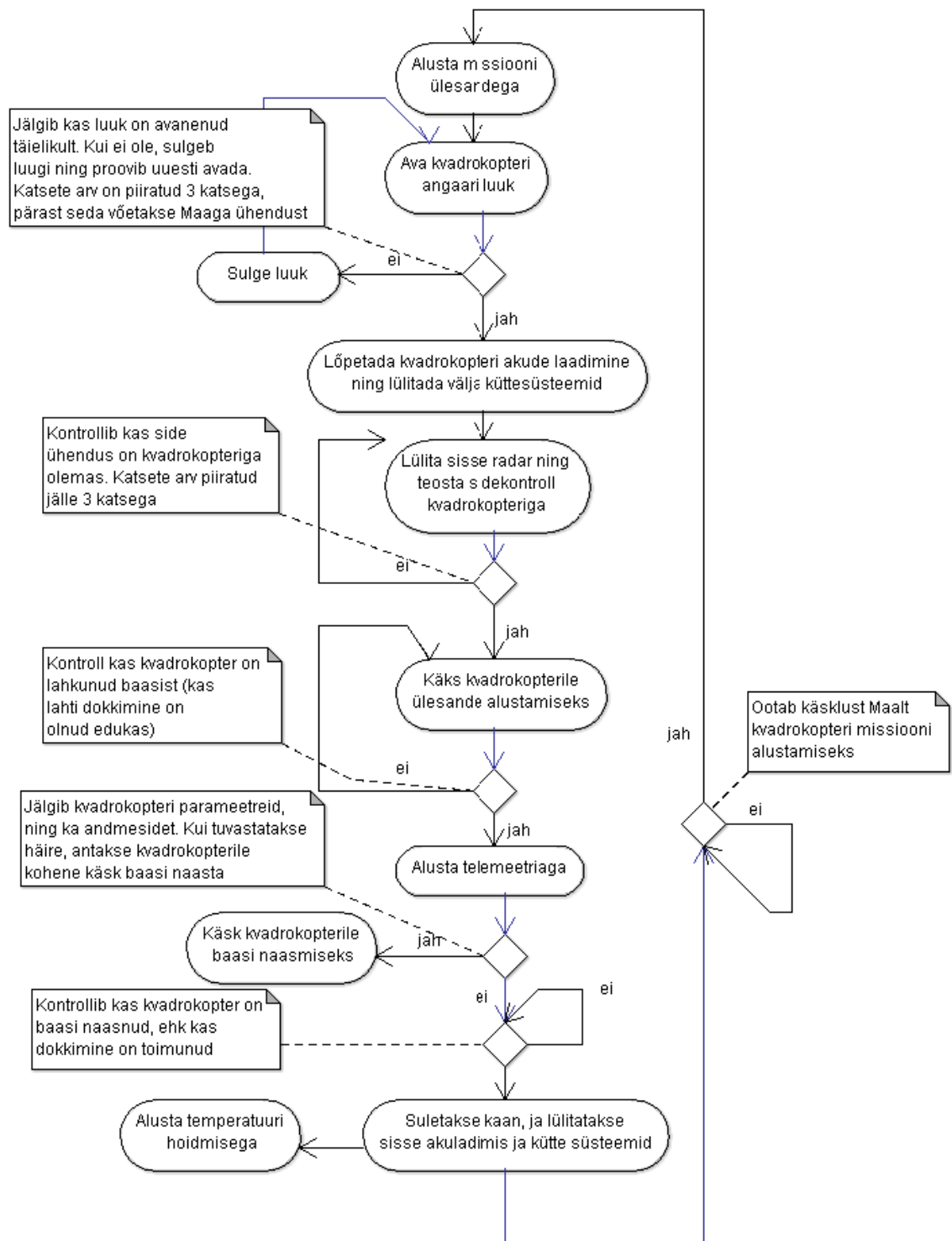
Baasjaamal on 3 sisendit.

- Maalt saabuval käsud.
- Kvadrokopterilt saabuval signaalid tagasisideks.
- Kvadrokopterilt saabuval andmed.

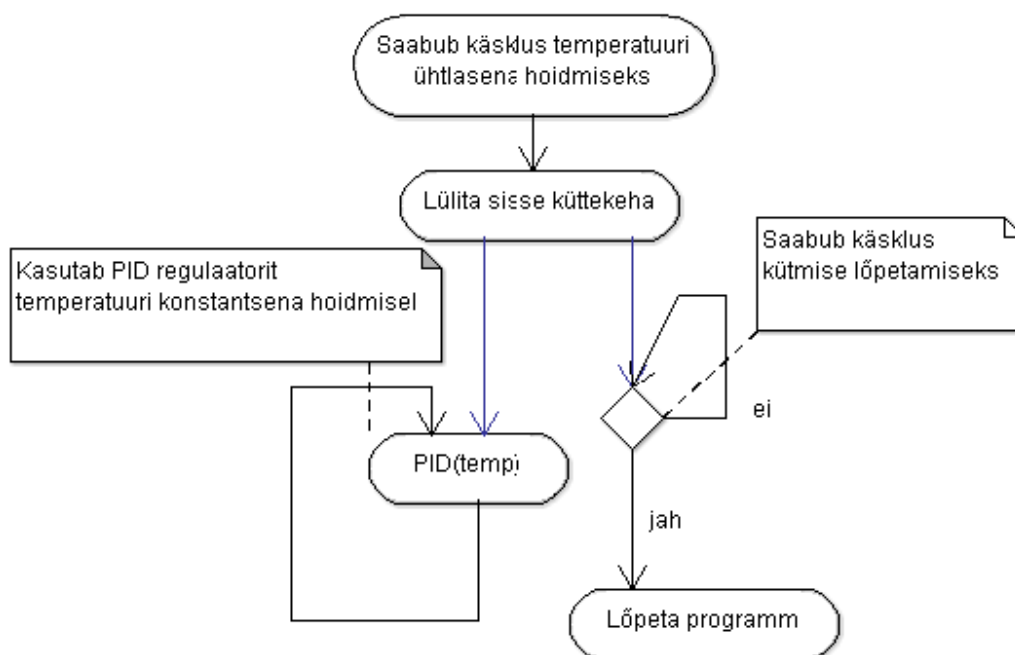
Baasjaama kontrolliv süsteem/programm peab juhinduma kvadrokopteri hetke olekust. See tähendab, et enne kvadrokopteri lahkumist ülesandele, peab baasjaam avama kvadrokopteri angaari luugi ning sisse lülitama radari ning tegema kvadrokopteriga andmeside kontrolli. Nende õnnestumisel antakse baasjaama poolt kvadrokopterile käsk hakata teostama ülesannet.

Kvadrokopteri maa-ala kaardistamise ajal baasjaam pidevalt monitoorib kvadrokopteri käitumist ning jälgib tema andurite parameetreid, vajadusel peab baasjaam olema suuteline võtma kvadrokopteri juhtimise üle andes talle käsu naasta baasi. Samuti salvestab baasjaam kõik *LIDAR* i andmed ning viib nad vastavusse radari andmetega.

Kui baasjaam on saanud signaali, et kvadrokopter on edukalt naasnud baasi ning on toimunud edukas dokkimine, sulgeb baasjaam kvadrokopteri angaari luugi ning alustab kambris ühtlase temperatuuri tagamise protseduuriga. Samal ajal laetakse kvadrokopteri akusid ning vajadusel teostatakse kvadrokopteril tarkvara uuendusi.



Sele 4.3. Baasjaama juhtprogrammi ülesehitus.

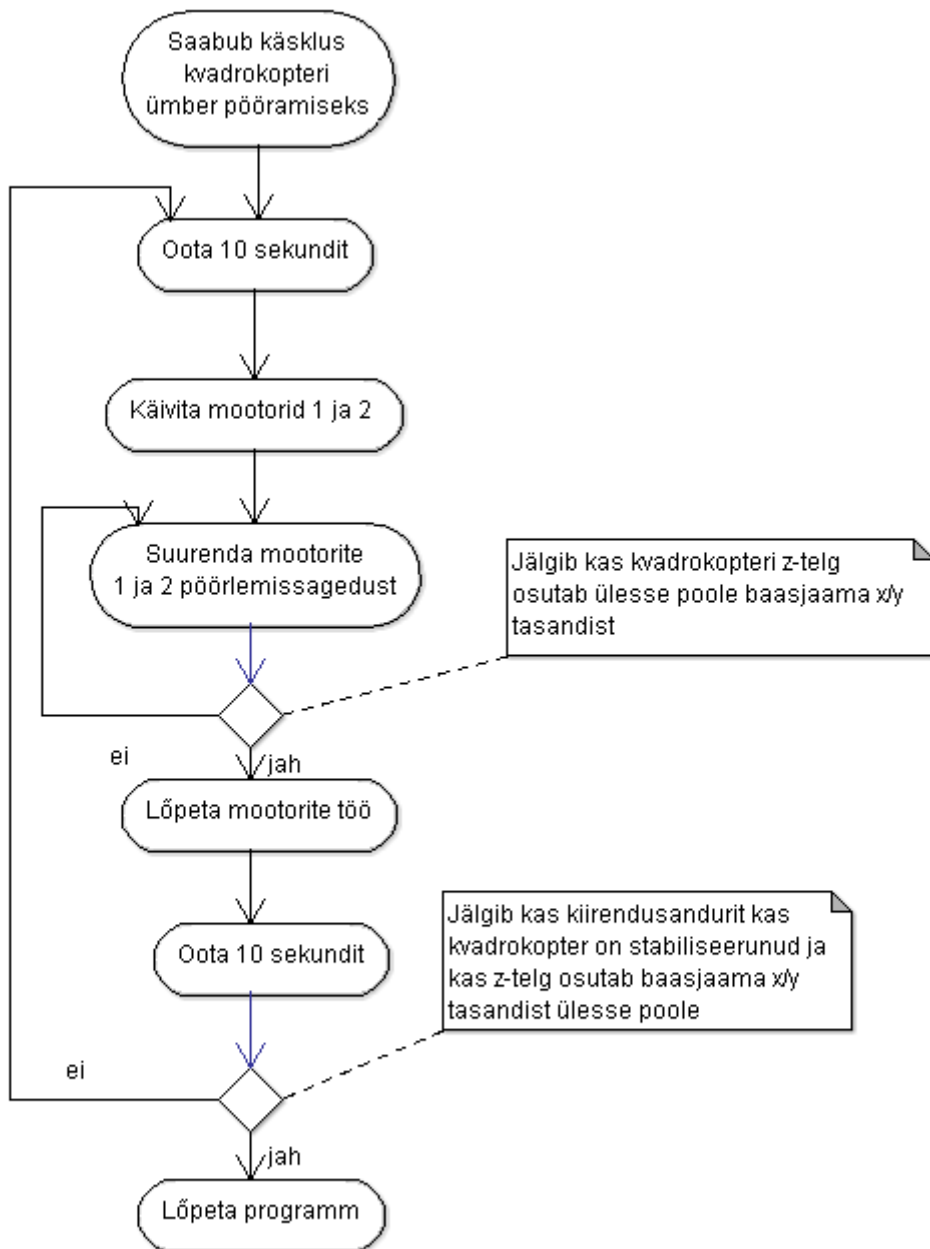


Sele 4.4. Kvadrokooperi angaari kütmise kirjeldamise protsess.

4.4 Kvadrokooperi ümber orienteerimine

Marsil võib ette tulla mitmesuguseid olukordi mida ette näha on väga keeruline. Üks selline juhtum on kui kvadrokooper maandub/kukub alla selliselt, et vertikaalne orienteeritus on vale (kvadrokooperi z-telg osutab allapoole baasjaama x/y tasandit). Sellisel juhul on vaja teostada kvadrokooperi iseseisev ümberpööramine.

Nagu eelnevalt kirjeldasime, saab teoreetiliselt sellist asja lahendada puhtalt mootorite enese tööga. Sellisel juhul kvadrokooper pidevalt jälgib kiirendusanduri väärtust (pärast maandumist peab olema väärtus 0) ja oma orienteeritust, ning kui avastab z-telje anomaalia, alustab protseduuri kvadrokooperi ümberpööramiseks.



Sele 4.5. Kvadrokooperi ümberpöörämist näitav juhtloogika.

4.5 Programmi osa kokkuvõte

Tulenevalt asjaolust, et kvadrokooperit ei saa juhtida Maalt reaal-ajas, peab kvadrokooperi juhtloogika tagama lennumasina täieliku autonoomsuse ning sisaldama algoritme hädaolukordade lahendamiseks.

Programmiliselt toimib kvadrokopter kui eraldiseisev seadeldis mis on suuteline iseseisvalt täitma ülesandeid ning vastavalt olukorrale tegutsema. Baasjaama roll oleks kui kvadrokopterit toetav süsteem. Siinkohal olulised märksõnad programmide koostamisel on lihtsus ja töökindlus, kuna on vaja tagada kogu missiooni võimalikult pikk tööiga.

Programmiliselt saab kindlasti optimeerida süsteemide käitumist teatud olukordade puhul. Samuti peab looma programmid erinevate süsteemide töökindluse kontrollimiseks. Näiteks radari, päikesepaneelide tootlikkuse, angaari luugi korrektse toimimise kontrollimiseks vms. Väga oluline on ka programmiselt muuta seade võimalikult energiasäästlikuks. Seda annab saavutada näiteks ebavajalike süsteemide välja lülitamisega juhul kui neid vaja pole.

KOKKUVÕTE

Antud bakalaureusetöö käigus sai Marsi kvadrokopteri konstrueerimiseks läbi käidud põhilised probleemid, millega tuleb Marsi kvadrokopteri konstrueerimisel tegeleda. Kvadrokopteri ehitamist piiravateks põhilisteks asjaoludeks on nii kosmoselaeva lastiruumi mehaanilised mõõtmed, mass, energiaga varustamise küsimus kui ka Marsi keskkonna eripärast tulenevad mõjud. Kvadrokopteri konstrueerimise lähteandmeteks sai võetud $m=5$ kg ning piirmõõtmed $1,5 \times 1,5$ m.

Et tagada Marsi keskkonnas antud lähteandmete alusel kvadrokopterile lennuvõimelisus ning võimalikult pikk tööiga, tuleb mehaanika konstrueerimisel arvesse võtta järgnevaid asjaolusid:

- Vajaliku survejõu tagamiseks peavad propellerid diameetriga 66 cm töötama pöörlemissagedusega vähemalt 2900 min^{-1} .
- Propellerid peavad varustatud olema propelleri kaitsmetega.
- Propellerite sisse- ja väljapuhe peavad olema kaetud võrega.
- Kasutatav materjal peab olema kerge, tugev, UV ja külmakindel. Antud juhul sobib kasutada polüamiid-imiid, milles on tugevduseks 30% süsinikfiibrit.

Elektroonika ja energia süsteemi projekteerimisel tuleb samuti silmas pidada mitmeid kitsendavaid asjaolusid. Selleks peaks arvestama järgmiste teguritega:

- Stabiilse töötemperatuuri tagamine küttekeha kasutades. Antud juhul *RTG* generaator.
- Kosmilise kiirguse mõju vähendamiseks peab elektroonika olema varjestatud.
- Toetava seadmena peab kvadrokopteril olema nn baasjaam.
- Raadiosides kasutama *UHF* sagedusala.
- Kasutama mälude dubleerimist.
- Energia salvestamiseks peab kasutama võimalikult suure energiatihedusega akusid. Antud juhul sobib liitiumioonaku, mis 30 min lennu tagamiseks kaalub 2,62 kg.
- Energiaallikana peab kasutama päikesepaneele nii kvadrokopteril endal kui ka baasjaamas.
- Varuenergiaallikana peab kasutama *RTG* generaatorit, mis tagab konstantse elektrivoo ning soojusenergia.
- Kvadrokopter peab olema varustatud temperatuuri-, rõhu- ja niiskusanduriga.
- Marsi pinnast 3D mudeli loomiseks peab kopteril olema installeeritud *LIDAR*.
- Baasjaamas peab kvadrokopteri koordinaatide määramiseks kasutama radarit.

Kvadrokooperi juhtloogika koostamisel peab arvestama Maa ja Marsi vahelise andmeside viivitusega ja selle tõttu peaks kvadrokooper olema täielikult autonoomne. Selleks peab kvadrokooper:

- Olema suuteline iseseisvalt läbima etteantud marsruudi.
- Olema võimeline teostama iseseisvalt ümberpööramisprotseduuri.
- Jälgima andurite ning akude olekuid.
- Koguma *LIDAR*'il andmeid ning edastama nad baasjaama.
- Hädaolukorras suutma lennata tagasi baasi.

Kokkuvõttes saadud tulemusi võib öelda, et kvadrokooper on vägagi perspektiivikas lahendus täitmaks Marsi uurimises keskseire rolli oma mobiilsuse ning efektiivsuse tõttu. Antud töös sai vaadeldud kvadrokooperit koostöös statsionaarse baasjaamaga. Selline lahendus on küll toimiv, kuid edasiarendusena võiks kvadrokooperit vaadelda siiski kui kulguril baseeruvat seadeldist, mis tagab kulgurile trajektoori arvutamisel vajalikud maastiku andmed. Sellisel juhul muutuks ka kulgur oma liikumisel kiiremaks ning efektiivsemaks. Kvadrokooperi puhul saaks kindlasti optimeerida massi ning energia kulu. Kaaluda tuleks propelleritel kasutada muutuva nurgaga labasid, mille põhjal tuleks teha põhjalikud uuringud ning vajadusel luua katsestend tehisaatmosfääriga.

SUMMARY

This bachelor's thesis addresses the main problems of designing a Mars quadcopter. The main aspects limiting the design options of a quadcopter include the mechanical dimensions and mass, energy supply issues as well effects proceeding from the peculiarities of Mars' environment. Based on engineering experience, primary data for constructing the quadcopter was taken as: $m=5\text{kg}$ and overall dimensions in the limits of (1.5×1.5) m.

To ensure the flying capability and longest serviceable time, following cases have to be taken into consideration:

- To ensure required thrust, the 66 cm diameter propellers have to have minimal rotational speed of 2900 min^{-1} .
- Propellers have to be equipped with propeller protection devices.
- Air intake and exhaust have to be covered with lattice.
- Bodywork has to be made of a light and strong material resistant to cold and UV-radiation. Appropriate material is polyamide-imide, which is reinforced with 30% of carbon fiber.

Requirements for designing electronics' and energy systems:

- Ensuring stable working temperature range with a heating element. In this case *RTG* generator is used.
- Existence of a base station.
- Usage of *UHF* band in radio communication.
- Memory back-up has to be used.
- To store energy the batteries with highest possible energy density currently available have to be used. In this case, lithium-ion batteries are suitable. In order to have a 30 min flight time, quadcopter has to carry 2.63 kg of batteries.
- As an energy source quadcopter as well the base station has to be equipped with solar panels.
- As a spare energy source an *RTG* generator has to be used. It ensures constant electric source and produces heat energy.
- Quadcopter has to be equipped with temperature, pressure and humidity sensors.
- In order to create a 3D model of the Mars' surface there has to be installed *LIDAR* on the quadcopter.

- To determine the coordinates of the quadcopter base station has to use a radar.

When devising the control logic of the quadcopter, data communication delays between Earth and Mars have to be taken into account, which means that the quadcopter should be completely autonomous. Therefore quadcopter's control logic must:

- Be capable of completing the prescribed route independently.
- Be capable of performing return procedure independently.
- Keep track of sensors and batteries state.
- Collect data mapped by *LIDAR* and transmit it to the base station.
- Be capable of returning to the base in case of emergency.

Summing up the obtained results, it can be said that the quadcopter is an extremely promising solution that could play a central role in exploring Mars thanks to its mobility and effectiveness. In the context of this thesis, the quadcopter was viewed in cooperation with a stationary base station. Although this solution is functional, as an improvement, the quadcopter could however be viewed as a rover-based device which provides the rover with required landscape data in computing its trajectory. In this case, the rover could be faster and more effective in its movement. The quadcopter design would need to be further optimized for mass and energy consumption. Thorough investigations should be conducted especially regarding propellers and when necessary, a test bench with an artificial atmosphere should be created for finding the optimal shape of propeller blades for Mars' atmosphere.

KASUTATUD KIRJANDUS

- [1] NASA. Mars Exploration Program. [WWW].
<http://mars.jpl.nasa.gov/programmissions/missions/missiontypes/balloons/> (04.04.14)
- [2] Quadcopter on Mars! [WWW]. <http://quadcopteronmars.org/> (04.04.14)
- [3] Mars Fact sheet. [WWW]. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html>
(06.04.14)
- [4] Arden L. Albee jt, *Towards Mars!* Helsingi: Oy Raud Publishing Ltd., 2000.
- [5] Robert Mahony, Peter Corke Paul Pounds. (2006) Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot. [WWW]. http://www.araa.asn.au/acra/acra2006/papers/paper_5_26.pdf (07.04.14)
- [6] Oscar Liang. How to choose Motor and Propeller for Quadcopter and Multicopter. [WWW].
<http://blog.oscarliang.net/how-to-choose-motor-and-propeller-for-quadcopter/> (09.04.14)
- [7] Jeremiah Dickey. Static Thrust Calculation. [WWW].
<http://quadcopterproject.wordpress.com/static-thrust-calculation/> (09.04.14)
- [8] Elisabeth Howell. Space.com. [WWW]. <http://www.space.com/17963-mars-curiosity.html>
(09.04.14)
- [9] Paul Ponds. Case Study: Large Quadrotor MAV Design. [WWW].
http://www.eng.yale.edu/pep5/nasa_ct_space_grant_workshop/5_Special_topic_-_Large_quadrotor_MAV_design.pdf (14.04.14)
- [10] Stefan Vorkoetter. stefanv.com. [WWW]. <http://www.stefanv.com/rcstuff/qf200203.html>
(14.04.14)
- [11] Stan Yeo. Brushless Motors. [WWW].
<http://www.phoenixmp.com/articles/Brushless%20Motors.pdf> (15.04.14)
- [12] HobbyKing.com. [WWW].
http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/uh_viewItem.asp?idProduct=19039 (15.04.14)

- [13] C. S. Cockell, C. P. McKay D. C. Catling. ULTRAVIOLET RADIATION ON THE SURFACE OF MARS. [WWW]. <http://mars.jpl.nasa.gov/mgs/sci/fifthconf99/6128.pdf>
(21.04.14)
- [14] Margit Prüssel. (2009) Tartu Ülikooli lõputööd. [WWW].
http://www.fi.tartu.ee/loputood2009/keskkonnatehnoloogia/Magistritoo_Pryssel.pdf
(21.04.14)
- [15] SAE International. SAE International. [WWW]. <http://standards.sae.org/wip/ams3670/5d/>
(21.04.14)
- [16] Elektri Äri. Kaitseaste IP. [WWW]. http://www.elektriari.ee/juhendid/ip_kaitseaste.pdf
(23.04.14)
- [17] Michigan State University. Robotic Rovers used for Space Missions. [WWW].
http://spacepioneers.msu.edu/robot_rovers/lunokhod.html (23.04.14)
- [18] Norman Friedman, *The Naval Institute Guide to World Naval Weapons Systems, 1997-1998.*:
Naval Institute Press, 1997.
- [19] M.Hefny. Quadcopter Control-Function Layers. [WWW].
<http://diydrones.com/forum/topics/quadcopter-control-function-layers> (28.04.14)
- [20] Amar Nayegandhi. (2007) Lidar Technology Overview. [WWW].
http://lidar.cr.usgs.gov/downloadfile2.php?file=Nayegandhi_Lidar_Technology_Overview.pdf
(28.04.14)
- [21] Ralph W. Kiefer, Jonathan Chipman Thomas Lillesand, *Remote sensing and image interpretation.*: John Wiley & Sons Inc, 2007.
- [22] JPL. How LIDAR Works. [WWW].
http://mars.jpl.nasa.gov/msp98/lidar/lidar_instrument.html (29.04.14)
- [23] Northwestern University. What are possible power sources for spacecraft? [WWW].
<http://www.qrg.northwestern.edu/projects/vss/docs/power/zoom-possible-powers.html>
(29.04.14)

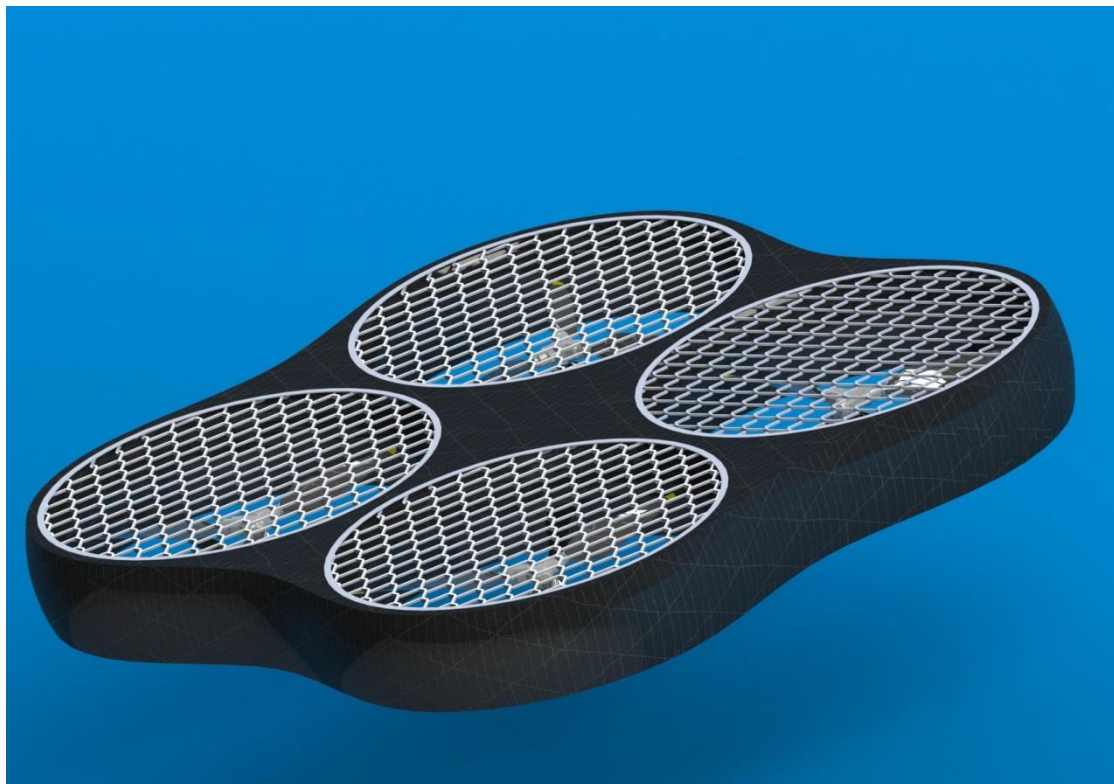
- [24] Scott W. Benson. Solar Power for Outer Planets Study. [WWW].
http://www.lpi.usra.edu/opag/nov_2007_meeting/presentations/solar_power.pdf (30.04.14)
- [25] JPL. Basics of Space Flight. [WWW]. <http://www2.jpl.nasa.gov/basics/bsf11-3.php> (03.05.14)
- [26] NASA. Radioisotope power systems. [WWW]. <http://solarsystem.nasa.gov/rps/rtg.cfm#mmrtg>
(04.05.14)
- [27] NASA. Multi-mission Radioisotope Thermoelectric Generator. [WWW].
http://mars.jpl.nasa.gov/files/mep/MMRTG_Jan2008.pdf (04.05.14)
- [28] JPL. Mars Exploration Rovers. [WWW]. http://marsrover.nasa.gov/technology/bb_power.html
(04.05.14)
- [29] JPL. The Rover's energy. [WWW].
http://marsrover.nasa.gov/mission/spacecraft_rover_energy.html (06.05.14)
- [30] CCTV Camera Pros. CCTV Camera Pros. [WWW].
<http://www.cctvcamerapros.com/Infrared-Surveillance-Camera-p/bipro-92r49.htm> (07.05.14)
- [31] Juhan Raedov. Akadeemiake. [WWW]. http://akadeemiake.ee/wp-content/uploads/2014/02/Juhan_Raedov.pdf (07.05.14)
- [32] Rao Surampudi. Overview of Energy Storage Technologies for Space Applications. [WWW].
<http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/41199/1/06-1524.pdf> (08.05.14)
- [33] JPL. Communications. [WWW]. <http://mars.jpl.nasa.gov/msl/mission/rover/communications/>
(08.05.14)
- [34] Thierry Lombry. Space Communications with Mars. [WWW].
<http://www.astrosurf.com/luxorion/qs1-mars-communication3.htm> (09.05.14)
- [35] Tom Mahood. First fully autonomous quadcopter flight tests. [WWW].
<http://www.otherhand.org/home-page/drones/first-fully-autonomous-quadcopter-flight-tests/>
(09.05.14)
- [36] Projekti MarsOne koduleht. [WWW]. <http://www.mars-one.com/about-mars-one> (10.05.14)

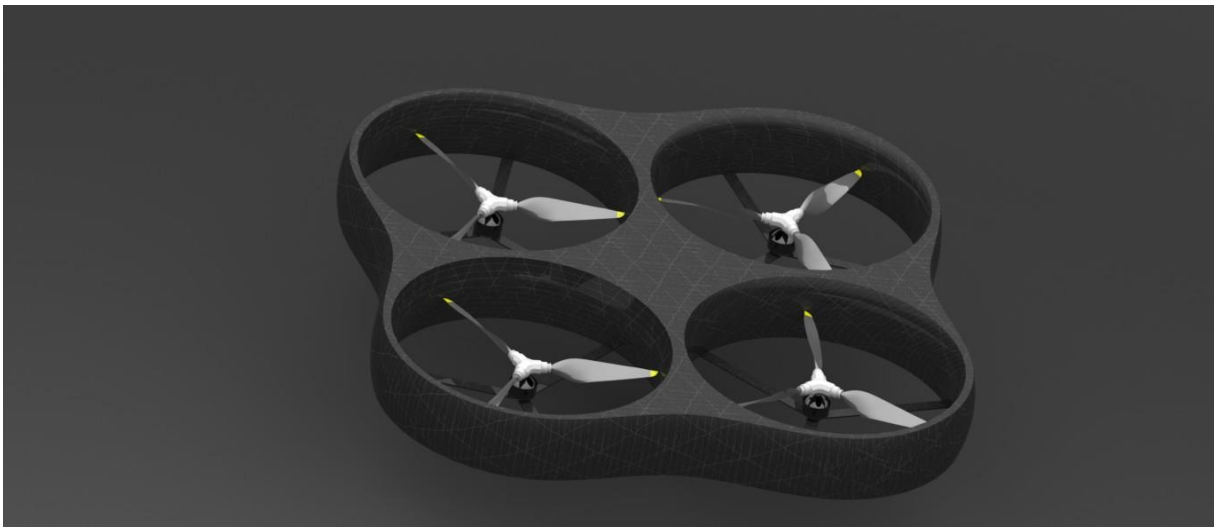
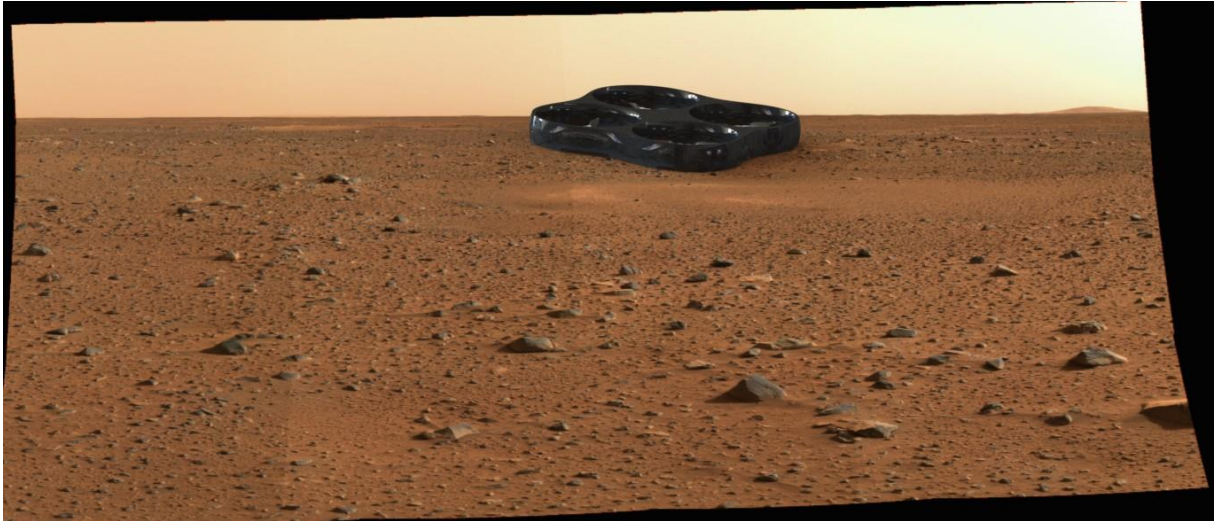
[37] Aerodynamics for Students. [WWW]. http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/propeller/prop1.html
(10.05.14)

[38] Scot Stride. Microrover radios and Antennas. [WWW].
<http://mars.jpl.nasa.gov/MPF/rovercom/itworks.html> (10.05.14)

LISAD

Lisa 1. Kvadrokooperi üks võimalikke lahendusi.





Lisa 2. Kvadrokooper ja baasjaam.

