

TALLINNA TEHNIKAÜLIKOOL

Inseneriteaduskond

Elektroenergeetika ja mehhatroonika instituut

VASIMR (Magnetoplasma rakett muutuva eriimpulsiga) rakettmootor

Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket
(VASIMR) engine

Bakalaureusetöö

Üliõpilane: Rauno Kimmel

Üliõpilaskood: 186053 EAAB

Juhendaja: Heigo Mõlder, PhD

Kaasjuhendaja: Vladislav-Veniamin Pustõnski, PhD

Tallinn 2022

AUTORIDEKLARATSIOON

Olen koostanud lõputöö iseseisvalt.

Lõputöö alusel ei ole varem kutse- või teaduskraadi või inseneridiplomit taotletud. Kõik töö koostamisel kasutatud teiste autorite tööd, olulised seisukohad, kirjandusallikatest või mujalt pärinevad andmed on viidatud.

„.....“ 2022

Autor:

/allkiri/

Töö vastab bakalaureusetööle esitatud nõuetele

„.....“ 2022

Juhendaja:

/allkiri/

Kaitsmisele lubatud

„.....“ 2022

Kaitsmiskomisjoni esimees

/nimi ja allkiri/

Lihtlitsents lõputöö reprodutseerimiseks ja lõputöö üldsusele kättesaadavaks tegemiseks¹

Mina Rauno Kimmel

1. Annan Tallinna Tehnikaülikoolile tasuta loa (lihtlitsentsi) enda loodud teose VASIMR (Magnetoplasma rakett muutuva eriimpulsiga), mille juhendajad on Heigo Mõlder ja Vladislav-Veniamin Pustõnski,

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

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

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

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

18.05.2022

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

LÕPUTÖÖ LÜHIKOKKUVÕTE

Autor: Rauno Kimmel

Lõputöö liik: Bakalaureusetöö

Töö Pealkiri: VASIMR (Magnetoplasma rakett muutuva eriimpulsiga) rakettmootor

Kuupäev: 17.01.2022

Ülikool: Tallinna Tehnikaülikool

Teaduskond: Inseneriteaduskond

Instituut: Elektroenergeetika ja mehhatroonika instituut

Töö juhendaja(d): Insener Heigo Mölder, PhD

Töö konsultant: dotsent Vladislav-Veniamin Pustõnski, PhD

Sisu kirjeldus:

Antud töös uurime VASIMR (Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket) mootori tööpõhimõtet ja miks selle mootori kasutusele võtmine aitaks lahendada kosmose reisimisel mitmeid probleeme. Samuti uurime teisi rakettmootorite tüüpe ja elektrimootorite eeliseid keemiliste rakettmootorite ees. Tulemustes kajastame ka võimalikke lahendusi, mis aitaksid vältida praeguseid VASIMR mootori probleeme.

Arutame põhilisi eeliseid ja puuduseid VASIMR mootoril. Selle mootori testimisjärgsed andmed on töös välja toodud ning ka VASIMR mootori plaanitavad testid. Andmeid antud töö jaoks on võetud „Ad Astra Rocket Company“ teaduslikest aruannetest ning eelnevatest VASIMR mootori uurimistöödest saadud andmeid.

Märksõnad:

ABSTRACT

Author: Rauno Kimmel

Type of the work: Bachelor thesis

Title: VASIMR (Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket)

Date: 17.01.2022

University: Tallinn University of Technology

School: School of Engineering

Department: Department of Electrical Power Engineering and Mechatronics

Supervisor(s) of the thesis: Heigo Mölder, PhD

Consultant: Associate Professor Vladislav-Veniamin Pustõnski, PhD

Abstract:

In this work we are investigating the working principle of the VASIMR engine and why the introduction of this engine would help to facilitate space travels. We are also investigating other types of rocket motors and the benefits of electric motors over chemical rocket motors. In the results, we reflect possible solutions to the current VASIMR engine problems.

We discuss the main advantages and disadvantages of the VASIMR engine. The testing data are presented in the work, as well as information about VASIMR engine tests planned for the future.

We search the Ad Astra Rocket Company materials for scientific information on VASIMR engine, and we also collect data from previous VASIMR engine research.

Keywords:

LÕPUTÖÖ ÜLESANNE

Lõputöö teema: **VASIMR (Magnetoplasma rakett muutuva eriimpulsiga) rakettmootor.**

Lõputöö teema inglise keeles: **Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket engine usefulness**

Üliõpilane: **Rauno Kimmel**

Eriala: **Mehhatroonika (EAAB)**

Lõputöö liik: **bakalaureusetöö**

Lõputöö juhendaja: **Heigo Mölder, PhD**

Lõputöö kaasjuhendaja: **Vladislav-Veniamin Pustõnski, PhD**
(ettevõtte, amet ja kontakt)

Lõputöö ülesande kehtivusaeg: 2020/2021 2020/2021 Kevad
(kehtivusaja annab juhendaja)

Lõputöö esitamise tähtaeg: **18.05.2022**

Üliõpilane (allkiri)

Juhendaja (allkiri)

Õppekava juht (allkiri)

1. Teema põhjendus

Päikesesüsteemi detailsemaks uurimiseks on vaja suure tõukejõuga ja madala kütusekuluga kosmoselaeva rakettmootorit. Hetkeseisuga kasutatakse ioonmootoreid, mis arendavad üksnes väikest tõukejõudu. VASIMR mootor on uusim elektrilise energiaallikaga rakettmootori tehnoloogia.

Teadlased veel täiustavad VASIMR mootorit, kuid vaja oleks selle väljatöötamiseks rohkem tähelepanu pöörata. See aitaks lahendada kosmosetranspordi probleeme. Antud töös uurime VASIMR mootori eeliseid teiste rakettmootorite ees ning argumenteerime, miks oleks vaja selle täiustamisele erilist tähelepanu pöörata.

2. Töö eesmärk

Töö eesmärgiks on uurida VASIMR rakettmootori tähtsust tulevikus.

3. Lahendamisele kuuluvate küsimuste loetelu:

Mis eelised ja puudused on VASIMR mootoril teiste rakettmootorite ees?

Milliseid probleeme aitab lahendada selle mootori kasutuselevõtt?

Millised probleemid on veel vaja lahendada enne selle rakendamist?

4. Lähteandmed

Eesmärkide lahendamiseks kasutame internetist leiduvaid materjale. Samuti kuulame teadlaste intervjuusid seoses VASIMR mootori katsetustega.

5. Uurimismeetodid

Võrdleme erinevates allikast esitatud informatsiooni ja valime andmeid, mille kohta erinevatel allikatel on olemas kooskõla. Tulemusi arutleme hiljem üle, et need oleksid kooskõlas füüsikaliste printsiipidega.

6. Graafiline osa

Töö sisaldab skeeme, graafikuid ja jooniseid.

7. Töö struktuur

Loetelu töö peatükkidest koos alapeatükkide, punktide ja alapunktidega.

1. Sissejuhatus
2. Rakettmootorite ülevaade
 - 2.1 Rakettmootorite põhilised tüübid
 - 2.2 Elektrilised rakettmootorid
3. VASIMR rakettmootor
 - 3.1 Plasma
 - 3.1.1 Plasma mõiste
 - 3.1.2 Plasma oleku tekitamine
 - 3.2 VASIMR
 - 3.2.1 Mõiste ja põhimõte
 - 3.2.2 Ajalugu
 - 3.2.3 Mootori ülesehitus
 - 3.2.4 Eelised teiste rakettmootorite ees
 - 3.2.5 Puudused võrreldes teiste rakettmootoritega
 - 3.2.6 VASIMR mootori katsetused
 - 3.2.7 Lahendamata probleemid
 - 3.2.8 Kasutusala
 - 3.3 VASIMR mootori võimalikud kasutusala tulevikus
 - 3.3.1 Marsile jõudmine 39 päevaga
 - 3.3.2 Elektrilise plasma tõukejõuga reaktiivmootor
4. Kokkuvõte

8. Kasutatud kirjanduse allikad

Andmeid otsime teaduslikest artiklikest ja muudest teaduspõhistest allikatest. Samuti uuritud allikate hulka kuuluvad plasma ja VASIMR mootorile pühendatud tööd.

9. Lõputöö konsultandid

Konsultandiks plasmafüüsika alal on Jaan Kalda.

10. Töö etapid ja ajakava

Nr	Ülesande kirjeldus	Tähtaeg
1.	Kirjanduse läbitöötamine ja lähteandmete kogumine	01.02.22
2.	Teoreetilise osa kirjutamine, koos arvutuste ja VASIMR raketimootori 3D modelleerimisega	01.03.22
3.	Uuringu tulemuste kirjutamine	10.04.22
4.	Kokkuvõtte ja järelduste kirjutamine	01.05.22
5.	Paranduste sisseviimine ning lõpliku töö versiooni valmimine	10.05.22

SISUKORD

Sisukord

LÕPUTÖÖ ÜLESANNE	6
SISUKORD	10
1. SISSEJUHATUS.....	11
2. RAKETTMOOTRITE ÜLEVAADE.....	12
2.1. Rakettmootorite põhilised tüübid	12
2.2. Elektrilised rakettmootorid.....	13
3. VASIMR RAKETTMOOTOR.....	18
3.1. Mõiste ja ajalugu.....	18
3.2. Tööpõhimõte.....	20
4. RAKETTMOOTORI FÜÜSIKALISED PÕHIMÕTTED VALEMITEGA.....	24
5. PÄIKESEPANEELIDEGA VASIMR MOOTORI TOITMINE MAALT-MARSILE	28
5.1. Lennumissiooni planeerimine Marsile	28
5.2. Arvutatud lennumissiooni elektriskeemi kavandamine.....	39
6. VASIMR MOOTORI OMADUSED	50
6.1. Eelised teiste rakettmootorite ees	50
6.2. Puudused võrreldes teiste rakettmootoritega	51
6.3. Lahendamata probleemid	52
6.4. Võimalikud kasutusalaad tulevikus	54
6.4.1. Marsile jõudmine kõigest 39 päevaga	54
6.4.2. Kosmoseprügi eemaldamine	55
7. KOKKUVÕTE.....	58
8. LISAD	59
8.1. Plasma.....	59
8.1.1. Plasma mõiste.....	59
8.1.2. Plasma oleku tekitamine.....	60
8.2. Mootori ülesehitus	61
8.3. VASIMR mootori katsetused.....	63
8.4. Tabelid	65
8. KASUTATUD KIRJANDUS.....	71

1. SISSEJUHATUS

Pärast maa, mere ja taeva vallutamist on inimkonna suur soov avastada kosmost. Esimese mehitatud kosmoselaeva „Vostok-1“ lend tõestas, et inimene suudab ellu jääda kosmoses, mis pani uue pöörda kosmose ajastusse. Kohe pärast seda 1969. aastal, mil maandus Apollo 11 Kuule, sai Maa kaaslane vallutatud.

Meie universum on küllalt suur, et võiks eksisteerida planeet Maale kaksikplaneet, kuid hetkel ei ole leitud sarnaste elutingimustega planeeti nagu Maa. Kui planeet asub oma tähest piisaval kaugusel ja seal eksisteerib vedelal kujul vesi, siis suure tõenäosusega on seal ka leida elumärke. Hetkel on teada, et Proxima Centauri b on Päikesesüsteemile lähim eksoplaneet, mis asub elukõlblikus tsoonis. Kahjuks ei ole veel sellist rakettmootorit, millega minna mehitatud missioonil Päikesesüsteemist väljapoole.

Rakettmootorid on reaktsioonimootorid, mille tööpõhimõtteks on Newtoni kolmas seadus. Kui raketist visatakse töökeha välja ühes suunas, siis raket ise omandab impulssi teises suunas, sest impulss on jääv suurus. Keemilise rakettmootori tööpõhimõtte kohaselt segatakse põletusaine ja oksüdeerija kokku, mis süüdatakse põlemiskambris ning põlemisel tekkivad gaasid väljuvad düüsist (vaadata joonis 1.). Enamus elektrilised rakettmootorid kuumendavad töökeha elektrienergia toimel, et tekitada suuremat tõukejõudu. Ioonmootorid ei kuumenda töökeha vaid kiirgavad välja positiivselt laetud ioone, mille tulemusel tekib tõukejõud.

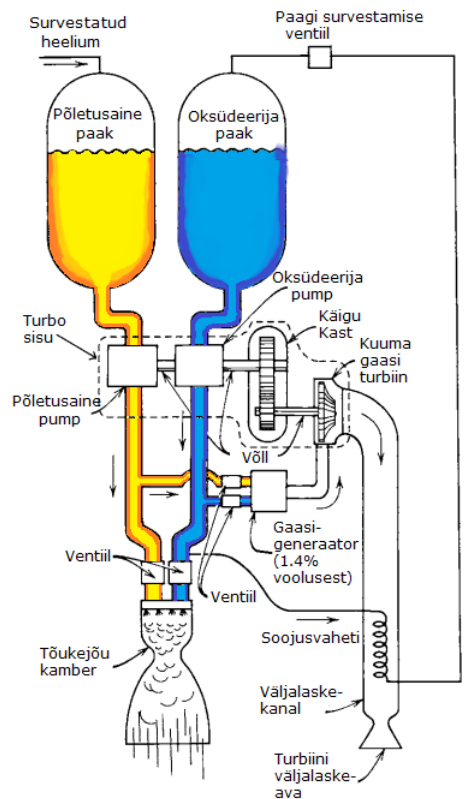
Keemiliste rakettmootorid on hetkel ainukesed, mille abil kanderakett kosmosesse jõuab, kuid kosmoses lendamisel ei ole nad kõige efektiivsemad. Elektrilised rakettmootorid on üks lahendustest, et asendada keemilisi rakettmootoreid kosmoses lendamiseks. VASIMR mootor on elektrimootoritest üks parimaid mootoreid, mis võimaldab arendada suurt tõukejõudu.

Kas 39 päevaga on võimalik lennata Marsile, kasutades VASIMR mootoreid, nagu seda väidetakse [29] ja kuidas arvutatakse kosmoselaeva lennuaega Maalt-Marsile? Millised parameetritega peaksime arvestama kui me tahame planeerida üheotsa missiooni Marsile.

2. RAKETTMOOTRITE ÜLEVAADE

2.1. Rakettmootorite põhilised tüübid

Rakettmootorid jagunevad peamiselt energiaallika liigituse järgi. Algselt kasutati peamiselt keemilise energiaallikaga rakettmootoreid, kuna teiste energiaallikate kasutamine ei olnud tehnoloogiliselt võimalik. Ka praegu kasutatakse neid mootoreid just orbiidile jõudmiseks ja Maa või teise planeedi pinnale maandumiseks, sest hetkel on need palju suurema tõukejõuga, kui elektrilised rakettmootorid. Nende suurim puudus on, et kütuse kulu on tõukejõu tekitamiseks suhteliselt suur. [1]



Joonis 1. Vedelkütusemootori tööehitus [1]

Samuti on olemas ka survejõuga rakettmootoreid, optilise jõuallikaga rakettmootorid, tuumaenergia jõuallikaga rakettmootoreid ja elektrilise jõuallikaga rakettmootoreid. Kõigil rakettmootoritel on omad eelised ja puudused. Samuti on ka mootoreid, mis on ainult teoreetiliselt võimalikud. [1]

Põhilised rakettmootori tüübid on välja toodud lisas (Lisa, tabel [2-6]).

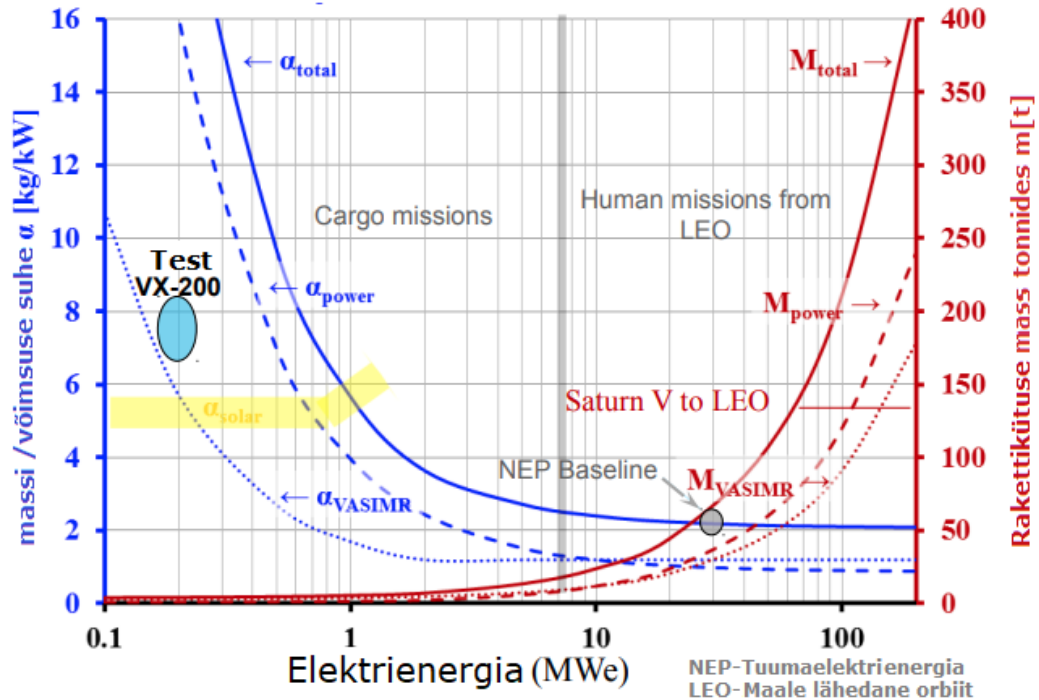
2.2. Elektrilised raketimootorid

Keemilise jõuallikaga raketimootorid kulutavad palju kütust, kuna kogu lendamiseks kuluv energia tuleneb kütuse energia sisaldusest, ehk mida suurema energia sisaldusega kütus, seda vähem kulub kütust. Kuna keemiliste raketimootorite efektiivsus on piiratud keemilise reaktsiooni energia hulga massiühiku kohta, siis hetkel on võetud kasutusse kütused, mille energia massiühiku kohta on maksimaalselt suur ning millest enam kõrgema efektiivsusega kütuseid enam pole mõistlik kasutada. Praegu annab suurima energia massiühiku kohta H_2+O_2 segu ning sellest kõrgema efektiivsusega kütusekomponendid on agressiivsed ja mürgised nagu näiteks fluor ja berüllium.

Selle asemel, et kasutada ainult raketikütusesse salvestatud energiat, saab kasutada energia välisallikaid, sh. elektrienergia allikaid. Elektri abil saab kuumendada töökeha. Mida kõrgem on töökeha temperatuur, seda suurem on tõukejõud töökeha kulu ühe kilogrammi kohta.

Elektrienergia kasutamine lisab kogu raketile massi juurde, kuna elektrit saab hetkel ainult hoiustada akudes (toiteallikates). Elektrienergiat saab ka hoiustamata toota, kasutades päikesepaneele või tuumareaktoreid. Samuti elektrilised raketimootorid annavad vähe võimsust ning termoelektrilised raketimootorid töötavad ainult kosmoses, kuna atmosfäärirõhk takistab füüsilisi protsesse, mille abil tekitatakse tõukejõud. Elektrimootoreid ei kasutata atmosfääris, sest tõukejõu ja massi suhe on niivõrd väike, et raketid ei ole võimelised startima ega lendama.

Raketimootori eriimpulss on tõukejõud, mis tekib raketikütuse massiühiku kohta. Eriimpulssi efektiivsuse mõõtühikut väljendatakse sekundites. Kui mootori eriimpulssi suurendada, väheneb missiooni jaoks vajaliku raketikütuse mass ning samuti suureneb ka mootori töötamiseks vajalik elektrienergia hulk, mistõttu toiteallika mass suureneb. Joonestades välja raketikütuse ja toiteallika kombineeritud massi suhte, saaksime „U“ kujulise graafiku (Vt Joonis 2.), mille optimaalne alumine punkt näitab raketi väiksemat kogukaalu.



Joonis 2. Toiteallika massi/võimsuse ja raketikütuse massi suhe [37]

Joonisel 2. on näidatud raketikütuse ja toiteallika kombineeritud massi suhet. Siniselt on tähistatud massi/võimsuse ja elektrienergia suhet. Sinine α_{VASIMR} näitab VASIMR mootori keskmist massi/võimsuse ja elektrienergia suhet. α_{power} tähistab tuumaelektrienergia keskmine suhe ja α_{total} on tuumaenergia maksimaalne suhe. M_{total} on tuumaelektrienergiaks maksimaalne kütuse massi ja tootva elektrienergia suhet. M_{power} näitab tuumaelektrienergia keskmist kütuse massi ja toodetava energia suhet. M_{VASIMR} näitab VASIMR mootori kütuse massi ja kasutatava elektrivõimsuse suhet.

Millest hoolimata investeeritakse elektriliste raketimootorite väljatöötamisse, sest neil on potentsiaal saada võtmeks kosmosevõllutamisel.

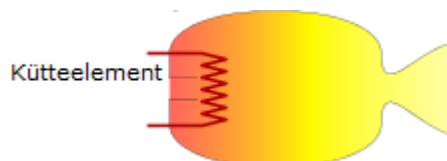
Elektrilise jõuallikaga raketimootorid jagunevad 3 rühma: elektrotermilised, elektrostaatilised ja elektromagnetilised raketimootorid.

Elektrotermilised rakettmootorid

Elektrotermilised rakettmootorid töötavad töökeha kuumutamise põhimõttel, mille järel kiirendatakse tõukeaine düüsist välja. Need mootorid sarnanevad ehituselt keemiliste rakettmootoritele, kuid keemilistel kütustel on piiratud energiasisaldus ning efektiivne väljumiskiirus jääb 4,5 km/s juurde (LOH/LOX kütuste puhul). Elektrotermiliste rakettmootoritega suudetakse saavutada suuremaid väljumiskiiruseid, kuid ei suuda tagada võrreldavaid hetkvõimsusi. See tähendab, et sama kiiruse kohta kulub vähem kütust, kuid selle saavutamine võtab rohkem aega. Elektrotermilisi rakettmootoreid kasutatakse peamiselt asendimuutumis- või orbiidisäilitusmootoritena, sest tõukejõud on väike kuid hästi kontrollitav ja juhitav. Elektrotermilised rakettmootorid jagunevad samuti kolme gruppi.

1) Takistuslikud mootorid

Takistuslike rakettmootorite puhul töökeha voolab läbi või üle elektriliselt kõetava elemendi, mis kuumutab tõukeainet suurele temperatuurile. Samuti kehtivad siin ka materjali piirangud, ehk kütteelemendi maksimaalne temperatuur on piiratud selle materjali sulamistemperatuuriga. Takistuslik rakettmootor tavaliselt töötab hüdrosiiniga, mis toodab umbes 0,3 N tõukejõudu 500-750 W elektrienergia kohta. Eelisteks on lihtne disain ja suurem joakiirus ning kõrge eriimpulss. [75]



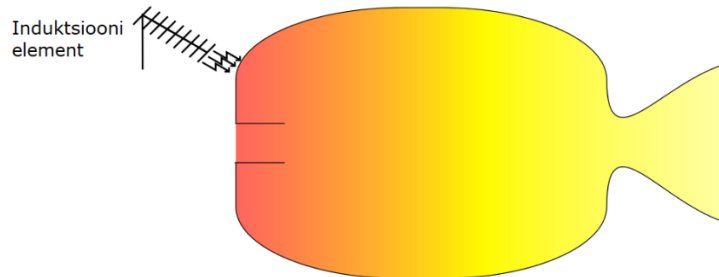
Joonis 3. Takistusliku rakettmootori tööpõhimõtte joonis [75]

2) Kaarlahendusmootorid

Kaarlahendusmootori korral on asendatud kütteelement kaarlahendusega. Kaarlahenduse abil saab töökeha kuumendada kuni 20 000 K-ni, hoides samal ajal soojuskaod kambri seintele kontrolli all. Raketikütuse kuumutamisel antakse kütusele lisaenergiat, nii et iga raketikütuse kilogrammist on võimalik saada rohkem tööd suurema energiatarbimise ja kõrgemate kulude arvelt. [75]

3) Mikrolaine- ja induksioonmootorid

Kolmandaks lahenduseks tõukeaine kuumutamiseks on elektromagnetkiirguse kasutamine ja induktiivne kuumendamine. Töökeha kuumutatakse ühtlaselt, mis on eeliseks eelmiste lahenduste puhul, kuid puudusteks võib lugeda magnetronide väikest efektiivsust. [75]



Joonis 4. Induksioonrakettmootori tööpõhimõtte joonis [75]

Elektrostaatilisest rakettmootorid

Elektrostaatilisest rakettmootorid on enamasti ioonmootorid, kus tõukeaine kiirendamiseks kasutatakse staatilisi elektriväljasid. Tõukeaine ioniseeritakse ning siis hiljem kiirendatakse ioone elektriväljadega. Ioonmootoritel on tähtis reaktiivjoa neutraliseerimine, kuna vastasel korral tekiks kosmoseaparaadile laeng. Selleks kasutatakse enamasti välist elektronikahurit. Tähtsamaid elektrostaatilisest rakettmootori disaini on võre elektrostaatilisest ioonmootorid, Hall'i tõukurid ja väljaemissioontõukurid.

Võre elektrostaatilisest ioonmootoritel kiirendatakse ioone ja suunatakse need kahe kõrge potentsiaalivahega võre vahele. Tõukeaine on tavaliselt suure aatomimassiga gaas ning töökeha ioniseerimiseks kasutatakse erinevaid meetodeid.

Hall'i efekti rakettmootori ioone kiirendatakse mootori põhjas oleva katodi ja mootori suudmes asuva magnetväljas tiirlevat elektronpilve abil. Samuti kasutatakse tõukeaineks suure aatomimassiga gaase ning tõukeainet ioniseeritakse elektronidega pommitamise teel.

Väljaemissioontõukuri ioone kiirendatakse elektrit juhtiva tõukeaine massi ja väljumisava vahelise potentsiaalivahe abil. Tõukeaineks on kolloidid või vedelmetallid ning tõukeaine ioniseeritakse elektrostaatiliselt. [75]

Elektromagnetilised rakettmootorid

Elektromagnetilised ehk plasmamootorid sarnanevad elektrostaatilistele rakettmootoritele, kuid tõukeaine kiirendamiseks kasutatakse, kas magnetvälja poolt tingitud Lorenzi jõudu või kõrgsageduslikku elektrivälja. Samuti väljuva plasmajuga on neutraalne, ehk kiirendatakse nii ioone kui ka elektrone, erinevalt elektrostaatiliste mootoritega. Väljumiskiirused on sarnasedioonmootoritega, kuid energiakäsitlusvõime on plasmamootoritel parem. Suurim puudus on kõikidel elektrienergiat kasutatavatel rakettmootoritel võimsa elektrienergiaallika puudumine. Tähtsamad tüübid elektromagnetilistel mootoritel on magnetoplasma dünaamiline tõukur, pulseeriv plasmamootor ja magnetsulustatud plasmamootorid. [75]

1) Magnetoplasma dünaamiline tõukur

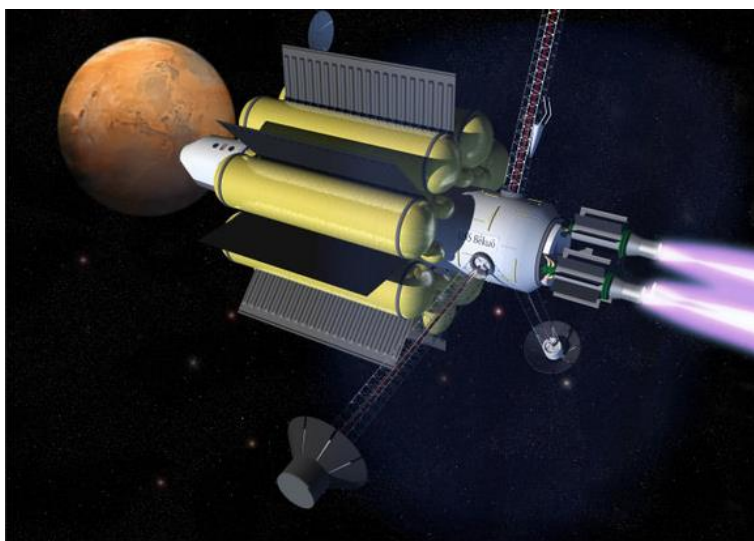
Plasma kiirendamiseks kasutatakse Lorenzi jõudu, mille tekitab radiaalne plasmalahendus välise ja keskmise elektroodi vahel. Tõukeaineiks kasutatakse kergemaid gaase või liitiumi.

2) Pulseeritav plasmapõtkur

Plasmat kiirendatakse magnetvälja abil, mis töötab relsskahuri põhimõttel. Tõukeaineiks kasutatakse suure aatomimassiga gaase või tahket ainet.

3) Magnetsulustatud plasmamootorid

Mootorid, kus plasma kõrge temperatuur hoitakse seinu kahjustamata magnetsulustamise abil.



Joonis 5. Kunstniku nägemus plasma rakettmootoritega kosmoseraketist [67]

3. VASIMR RAKETTMOOTOR

3.1. Mõiste ja ajalugu

VASIMR kui magnetoplasma rakett muutuva eriimpulsiga on elektrilise energiaallikaga rakettmootor, mida on välja arendatud juba 1980. aastast. Selle mootori nimes olev muutuv eriimpulss on tähtis, kuna VASIMR rakettmootor suudab tekitada kas tugevat tõukejõudu ja väikest eriimpulssi või väikest tõukejõudu ja suurt eriimpulssi. See sõltub sellest, kuidas muudetakse mootoril plasma hulka ja/või raadiosagedusliku kütteenergiat. [26]

Selle rakettmootori kontseptsiooni lõi dr Franklin Chang-Diaz (Joonis 6.), kes on endine NASA astronaut ja plasmafüüsik. Dr F. Chang-Diaz 1940. aastate alguses tegeles termotuumasünteesi probleemidega. 1980. aastal liitus Franklin NASA astronautide 9. grupiga, kuhu valiti esmakordselt mitteameriklastest astronaute. Sel ajal hakkas ta välja töötama VASIMRi mootori kontseptsiooni, mille ta mõtles välja MIT Plasma Science and Fusion Center'is juhendamisel. 1994. aastal viidi mootori katse tema juhtimisel uude rajatisse, nimega Advanced Space Propulsion Laboratory (ASPL).

ASPL-i meeskond kasvas NASA ja mitme ülikooli teadlase ning inseneri koostöös välja, kus arendati kümne aasta jooksul VASIMR mootori juhtimisfüüsikat. Hiljem lõi Franklin oma ettevõtte nimega Ad Astra Rocket Company 2005. aastal, kus viidi mootori välja töötamine edasi. [27]



Joonis 6. Dr Franklin Chang-Diaz [28]

Sellest ajast on arendatud kaht prototüüpi VASIMR mootorist. Esimene prototüüp nimega VX-100 on VASIMR mootor, mille eesmärk on katsetada mootori riistvara ja tehnoloogiat vaakumis. VX-ile järgnev number näitab selle mootori testimiseks kasutatavat võimsust kilovattides. Esimene VX test oli VX-10, mis tehti 1998. aastal. 10 kW helikoonlahendusega plasmaallikaga mootor arendas 5 000-12 000 sekundit eriimpulssi. [29]

Helikoonlaine on elektromagnetlaine, mille sagedus on väga madal ja võib eksisteerida piiratud plasmades magnetvälja juuresolekul. Helikoonlained levivad spiraalselt tänu elektriväljas domineeriva Hall'i efektiga ja elektrivoolu suhtes täisnurga all. Helikoonlahendust kasutatakse plasma ergutamisel helikoonlainetega, mis on raadiosageduslik kuumutamine.

2021. aasta juunis tehti test VX-200SS, mis töötas 80 kW juures 88 tundi, mis on nende suurim rekord. VX-200SS toodab ligi 6 N tõukejõudu. [30]



Joonis 7. VASIMR VX-200 mootor ja selle testimine [32] [31]

Teine prototüüp on nimega VF-200-1, mis on lennueksperiment. Riiklik Lennundus- ja Kosmoseamet (NASA) ja Ad Astra Company sõlmisid lepingu, mis lubab võib viia VASIMR mootori kosmoselennu katse rahvusvahelisse kosmosejaama (ISS).

VF-200-1 koosneb kahest 100 kW paralleelsest plasmamootorist. Esimese katse ülesanne oli viia mootor 200 kW võimsusele ja on piiratud kuni 10 minutilise impulsiga. [33] [34]



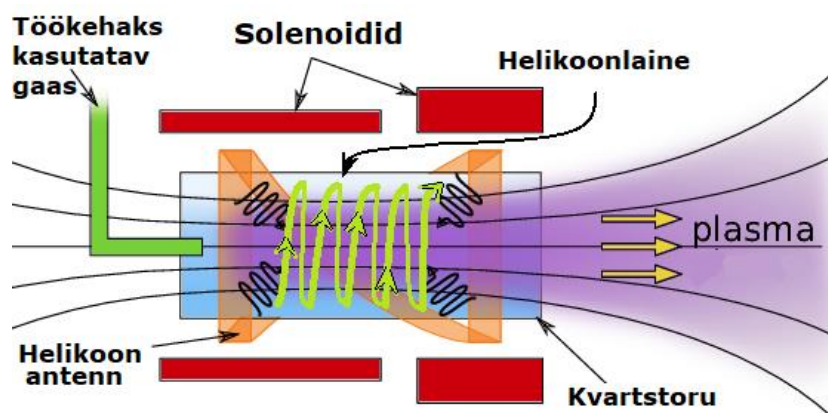
Joonis 8. VF-200 prototüüp kahe 100kW plasmamootoriga [35]

3.2. Tööpõhimõte

VASIMR-i mootor koosneb kolmest põhiosast: helikonist (plasma muundur), ICRH-st (plasma kiirendi) ja magnetilisest düüsist. ICRH ehkioon-tsüklotroni resonants kuumutamine. See mootor ei kasuta elektroode plasma tekitamiseks, kõrvaldades elektroodi erosiooni, mis onioonmootoritel peamine kulumisallikas. Plasma tekitatakse helikoonlahendusega, mis kuumutab töökeha (gaasi) elektromagnetilise energiaga sagedusel 10-50 MHz. Väga suur eelis võrreldes teiste keerukate mootoritega on see, et VASIMR-i mootoril ei ole ühtegi liikutavat mehaanilist osa, mis vajaks kulumisel väljavahetamist. Kõik liikuvad osad kuluvad kiirelt, mis vähendavad seadme töökindlust, kuid vahel on see vältimatu sõltuvalt rakettmootori tüübist. VASIMR-i mootori kolm peamist alamsüsteemi on külmaplasma tekitamine, kuumutusaste ja magnetdüüs. [24] [36]

Külmaplasma tekitamine ehk sissepritsetapp

VASIMR-i mootor kasutab töökehaks gaasi, sest ainult gaasi saab muuta plasmaks ioniseerimisprotsessi käigus. Selleks kasutab mootor helikoonlahendust, et muuta gaas külmaplasmaks.

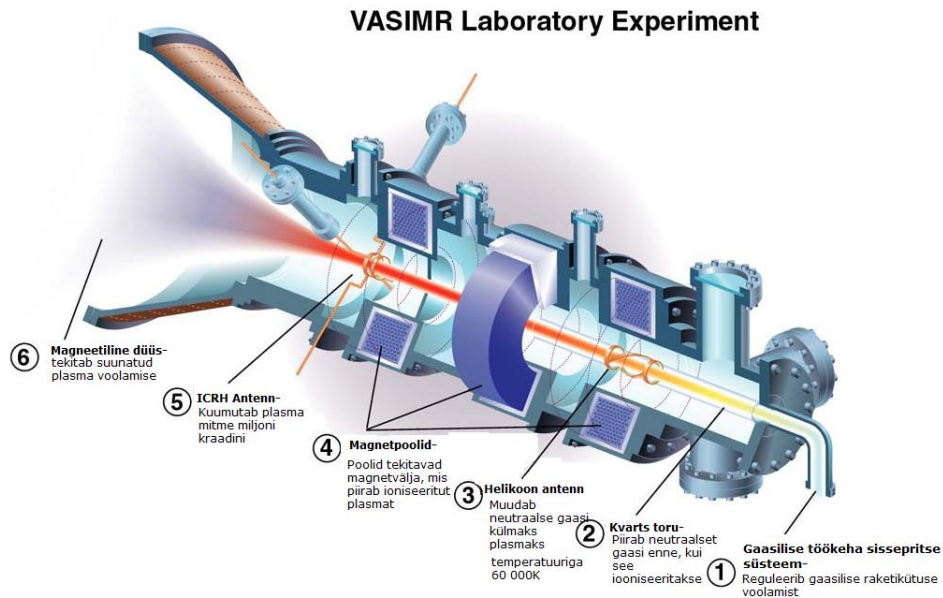


Joonis 9. Helikoonlahendusega plasma tekitamine [76]

Gaas liigub külmaplasma tekitamisse staadiumisse läbi kvartstoru, sest kvartstoru on väga madala soojuspaisumisega ja vastupidav kõrgetele temperatuuridele. Helikoonlaine on väga madala sagedusega, mis eksisteerib plasmal. Enamustes rakettmootorites kasutatakse elektroode plasma tekitamiseks, kuid VASIMR kasutab raadioantenni (helikoonantenni), mis kiirgab EM-välja sagedusega 10-15 MHz. [24]

EM-väli kuumutavad elektrone gaasis, nagu seda teeb mikrolaine ahi toiduga. Kuumutamisel gaas ioniseeritakse ja tekib tihe külm plasma temperatuuriga 60 000 K. [38][24]

Helikoonlahendus on plasma ergastamine EM-väljaga. VASIMR saab kasutada mitmeid gaasilisi töökehi. Vesiniku kasutamisel on mitu eelisi: vesiniku ioniseerimisenergia on madal, see on kõige levinum element kosmoses ja seda on ka palju teistel planeetidel. [36]



Joonis 10. VASIMR mootori tööpõhimõte [39]

Enamasti kasutatakse töökehana plasmamootorites argooni, kuna argoon on soodne ja omab kõrgemat ionisatsiooniennergiat kui ksenoon. Samuti on kasutuses ka ksenoon, vesinik, neon ja heelium. (Vt. tabel 10.)

Kuumutusaste

VASIMR-i mootoril mängib väga suurt rolli suure tõukejõu arendamisel väljalaske kiirus, kui toitevõimsus on piiratud. Näiteks 4 MW mootor, mille väljalaske kiirus jääb 30 km/s (ehk eriimpulss on umbes 3000 s), tõukejõud jääb 270 N vahemikku, mille saab leida järgmise valemiga:

$$E = \frac{1}{2} m * V^2 \Rightarrow \frac{dE}{dt} = \frac{1}{2} * \frac{dm}{dt} * V^2 \Rightarrow \frac{dm}{dt} = \frac{\frac{dE}{dt}}{0.5 * V^2} \text{ ja } T = \frac{dm}{dt} * V$$

Et väljalaske kiirust suurendada on vaja plasma ioone kiirendada. [47]. Selle tekitamiseks kasutatakse VASIMR mootoris tugevaid elektromagneteid.

Tänu Lorentzi jõule ioniseeritud osakesed liiguvad spiraalsetel trajektooridel, ehk plasma on spiraal liikumises. Ioonide ja elektronide kiirendamiseks on vaja anda neile energiat. Tänu plasmavoolu temperatuuri tõusule väheneb oomiline kuumenemine, kuna selle takistus väheneb seoses temperatuuri tõusuga. Plasma temperatuuri väliseks tõstmiseks kasutatakse peamisi meetodeid: neutraalkiire sissepritse (NBI ehk Neutral Beam Injection) ja raadiosagedusliku soojendust (RF). Neutraalse kiire sissepritse korral neutraalseid osakesi süstitakse plasmasse, mis ioniseeruvad ja aeglustavad Coulombi kokkupõrgete tõttu taustplasma kuumutamisel. Raadiosagedusliku kuumutamisel neeldub plasmaresonantsidel välise antennide poolt vallandatud elektromagnetlainete energia. ICRH (Ion-Cyclotron Resonance Heating) ehk raadiosageduslik kuumutamine on VASIMR mootoril see tõttu, see annab energiat otse ja eelkõike ioonidele, mis suurendab mootori efektiivsust. Ioonide tsüklotroniresonants on nähtus, mis on seotud ioonide liikumisega magnetväljas. Elektromagnetlainete sagedus peab olema võrdne ioontsüklotroni sagedusega, sest ainult nii saavad ioonid energiat, mille tulemusel suureneb plasma temperatuur. [24] [45] [46]

Magnetdüüs

Elektroodideta plasmatõukurid on potentsiaalselt vastupidavamad kui praegu kasutusel olevad tõukurid, mis kasutavad elektroode, nagu ioontõukurid, Halli tõukurid ja kaarjoad. Samuti elektroodideta tõukurite eeliseks on kõrge eriimpulss. Elektroodideta tõukurid kasutavad pöörlevat magnetvälja ja impulss-induktiivseadmeid. Kui raadiosagedusvälja kasutamine annab plasmale energiat, siis kõrgem temperatuur tagab plasmale suurema väljumiskiiruse ja efektiivsema töö, mida teostatakse magnetdüüsis. Magnetdüüs muundab plasma spiraallikumise joonliikumiseks mööda düüsi telge, mis suurendab eriimpulssi.

Kui kuumutamine tsüklotronis annab termilise ja kineetilise ioonenergia jaotuse korral plasmale tõuke, lastakse plasma kohe läbi magnetdüüsi vaakumkeskkonda, enne kui ioonide jaotus on jõudnud termaliseeruda (kaotama suurema osa oma energiast). Magnetdüüsisist väljub kuumutatud plasma ühtse joana välja. Eriimpulsi ja tõukejõu efektiivsuse mõõdikuid kasutades leiame, et kõige paljutootavamad on need raketimootorid, mis kasutavad plasma väljastamiseks otse Lorentzi jõudu ja need, mis kasutavad plasma kiirendamiseks magnetdüüse nagu VASIMR mootor. [48] [24]

Raketimootor kasutab düüsi kuuma heitgaasi kiirendamiseks, et tekitada tõukejõudu, mis sõltub mootorit läbivast massivoolukiirusest, voolu väljumiskiirusest ja rõhust mootorist väljumisel. Need kõik voolumuutuja väärtused määravad düüsi konstruktsiooni. Düüs koosneb kahest avast (üks on heitgaaside sisenemiseks ja teine heitgaaside väljumiseks), mis on erineva suurusega ning selle toru vahel on kitsas koht ehk kõri. Kurgu suurus valitakse voolu summutamiseks ja süsteemi läbiva massivoolu kiiruse määramiseks.

4. RAKETTMOOTORI FÜÜSIKALISED PÕHIMÕTTED VALEMITEGA

1) Tsiolkovski valem on raketivõrrand, mis kirjeldab raketi lõppkiirust, mille abil saab leida raketi lõppkiirust vaakumis, kui teised jõud (näiteks gravitatsiooni jõud) ei mõju või nende mõju on tühiselt väike. See võrrand järgib raketi põhiprintsiipi: seade, mis suudab tõukejõu abil endale kiirenduse rakendada, tõrjudes välja osa oma massist. [73] [74]

$$\Delta V = v_e * \ln \frac{m}{m_0} = I_{sp} * g_0 * \ln \frac{m}{m_0}$$

kus

ΔV - delta V ehk maksimaalne kiiruse muutus

m - raketi algmass, koos kütusega

m_0 - raketi kuivmass, ehk ilma kütusega

v_e - efektiivne väljalaskekiirus

Tuletamine Newtoni 2. seadusest:

$$\sum_i F_i = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{P_2 - P_1}{\Delta t}$$

Kus raketi impulss $P_1 = (m + \Delta m)V$ ja $P_2 = m(V + \Delta V) + \Delta mV_e$, ning vaatleja hetkel on parameetrid järgmised:

V - raketi kiirus ajahetkel $t=0$

$V + \Delta V$ - raketi kiirus ajahetkel $t=\Delta t$

V_e - heitgaasile lisatud massi kiirus aja jooksul Δt

$m + \Delta m$ - raketi mass ajahetkel $t=0$

m - raketi mass ajahetkel $t=\Delta t$

Heitgaasi kiirus V_e vaatleja kaadris on seotud heitgaasi kiirusega raketi kaadris v_e poolt

$$V_e = V - v_e$$

saame P_1 ja P_2 lihtsustada

$$P_2 - P_1 = m\Delta V - v_e\Delta m$$

Kui väliseid jõude ei eksisteeri, siis $\sum_i F_i = 0$, saame võrrandi järgmiselt:

$$-m \frac{dV}{dt} = v_e \frac{dm}{dt}$$

Eeldusel, et v_e on konstantne, võib integreerida järgmiselt:

$$-\int_V^{V+\Delta V} dV = v_e \int_{m_0}^{m_f} \frac{dm}{m}$$

Saame

$$\Delta V = v_e * \ln \frac{m}{m_0}$$

2) Efektiivset väljalaskekiirust nimetatakse eriimpulsiks, mida tähistatakse kui v_e ja mõõdetakse m/s. See näitab, et heitgaaside keskmist väljalaskekiirust piki mootori telge. See esineb ka Tsiolkovski raketivõrrandis. Kui avaldada Tsiolkovski valemist massisuhete R, saame:

$$\Delta V = v_e * \ln \frac{m}{m_0} = v_e * \ln(R) \rightarrow \ln(R) = \frac{\Delta V}{v_e} \rightarrow R = e^{\frac{\Delta V}{v_e}} = \exp\left(\frac{\Delta V}{v_e}\right)$$

Ekh mida suurem on efektiivne väljalaske kiirus , seda väiksem on vajalik massi suhe R.

Eriimpulssi avaldatakse enamasti tõuke jõu valemist, mis on:

$$T = v_e * \dot{m}_e \rightarrow v_e = \frac{T}{\dot{m}_e} = \frac{T * dt}{dm}$$

kus,

T - tõukejõud

\dot{m}_e - heitgaaside massivoolus

Selline valem kehti ainult vaakumis. Atmosfäärirõhu juures lisandub valemisse atmosfäärirõhk (p_0), staatiline rõhk (p_e) ja vooluala väljalasketasandil (A_e), sest atmosfäärirõhk vähendab efektiivne väljalaskekiirus. [73]

$$v_e = \frac{T - (p_e - p_0)A_e}{\dot{m}_e}$$

Selles valemis T on tõukejõud vaakumis, millest lahutatakse maha atmosfääris tingitud tõukejõu mõju

3) Eriimpulsil on ka teine mõiste, mis kirjeldab rakettmootori kütuse kulu ja tõukejõu suhet, mida mõõdetakse sekundites. Eriimpulsi tähis on I_{sp} , näitab aeg, mille jooksul suudab rakettmootor tekitada tõukejõudu, arvestades raketikütuse kogust. Traditsioonilise eriimpulsi definitsioon on $\frac{v_e}{g}$ (mis on tõukejõu ja kütuse kaalukulu kiiruse suhe), aga mõnikord seda defineeritakse kui tõukejõu ja kütuse massikulu suhtena, ja niimoodi defineeritud eriimpulss langeb kokku v_e . Eriimpulss tuleneb efektiivsest väljalaske kiirusest valemiga:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g}$$

Ehk efektiivne väljalaskekiirus on võrdeline eriimpulsi ja raskuskiirenduse korrutisega. [73]

Tabel 1. Tüüpilised rakettmootorite eriimpulsside ja efektiivsete väljalaskekiiruste väärtused [73]

Rakettmootori liik	Eriimpulss	Efektiivne väljalaske kiirus
Keemilised mootorid	$200 \text{ s} > I_{sp} < 500 \text{ s}$	2500 m/s – 5000 m/s
Tuumamootorid	$800 \text{ s} > I_{sp} < 5000 \text{ s}$	7900 m/s – 50 000 m/s
Elektriline mootor	$I_{sp} > 5000 \text{ s}$	$v_e > 50\,000 \text{ m/s}$

4) Rakettmootoril on tõukejõud oluline, et leida tõukejõu ja kaalu suhet, mis näitab rakettmootori jõudlust. Tõukejõudu arvutatakse atmosfääri tingimustes järgmiselt:

$$T = \dot{m}_e V_e + (p_e - p_0) A_e = \dot{m}_e * I_{sp} * g_e + (p_e - p_0) A_e$$

Vaakumis on $p_0 = 0$ ehk vaakumkeskkonnas kehtib järgmine valem:

$$T = \dot{m}_e V_e + p_e A_e = \dot{m}_e * I_{sp} + p_e A_e$$

Tõukejõudu mõõdetakse enamasti Njuutonites (N) ja massi kilogrammides (kg). Tõukejõu ja massi suhet saab arvutada järgmiselt: [73]

$$\frac{T}{W} = \frac{T}{m * g}$$

kus m on raketti mass kg ja g on raskuskiirenduse konstant ($9,81 \text{ m/s}^2$)

Kuna massi ja tõukejõu suhe on oluline õhkutõusmisel, siis kanderaketi alumisel astmel on vaja kasutada võimast rakettmootorit. Samuti on startimisel maksimaalne välisrõhk, mis hakkab vähenema, kui maapinnast kõrgemale jõuda. [73]

Enamasti kasutatakse just startimisel, peale kanderaketi põhimootorile, lisaks 1-9 abiraketti, mis aitab tõsta raketi jõudlust. Abiraketid eralduvad kanderakettist enne vaakumisse jõudmist, et need hiljem tänu gravitatsioonile maapinnale tagasi langeksid.

Vaakumkeskkonnas ei mängi suurt rolli tõukejõud, sest seal puudub gravitatsioonijõud, mis takistaks kosmoselaeva lendamist. Seetõttu hoitakse rohkem kokku kütusekulust kui tõukejõust.

5. PÄIKESEPANEELIDEGA VASIMR MOOTORI TOITMINE MAALT-MARSILE

5.1. Lennumissiooni planeerimine Marsile

Marss on teine planeet, mis on meile lähimal peale Veenust. Kuna Marsi orbiit ei ole ringikujuline, siis Marss asub meile iga kahe aasta tagant Maaga lähimas positsioonis, mille distantis on 55 miljonit kilomeetrit. Selleks, et lennata Marsile, on vaja leida sobivaim hetk, samuti tuleb ehitada kosmosesond, mis mahutaks reisiks eluksvajalikud seadmed ja meeskonna. Kuna reisiaeg peab jääma alla aasta, et reisi oleks mõistlik üldse planeerida, siis kosmosesondi kogumass peab olema väike või sondil kasutatavate mootorite tõukejõud peab olema suur.

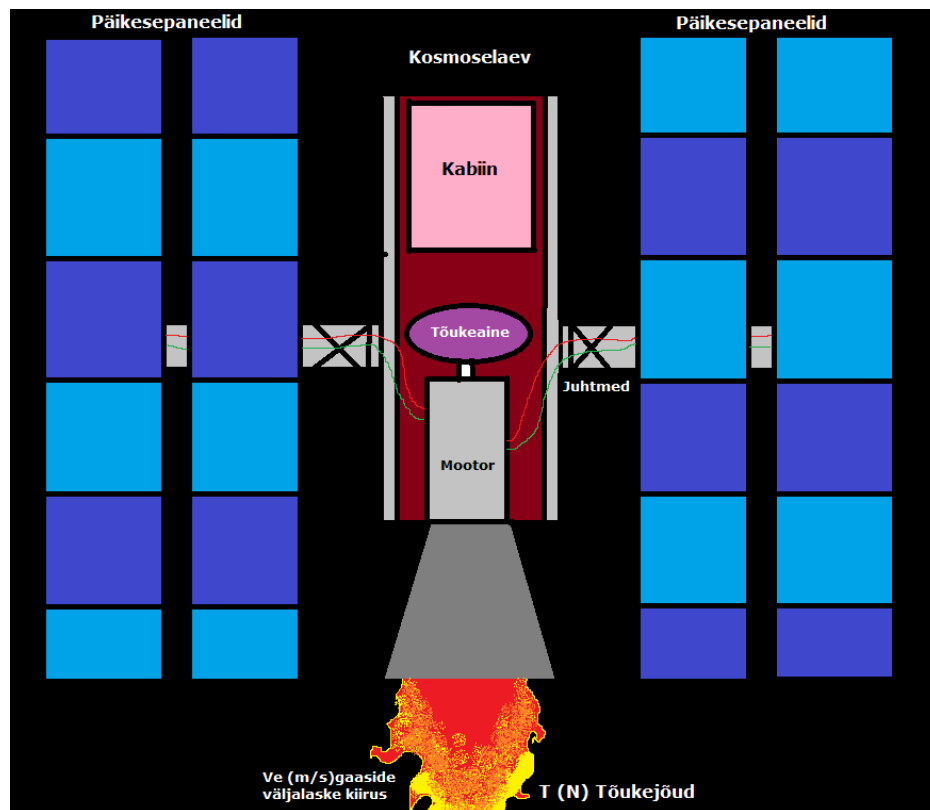
Marsile lähenedes on vaja kosmosesondi jällegi aeglustada, et jääda Marsi ümber tiirlema. Aeglustamiseks on kaks varianti. Esimene variant on kasutada rakettmootorit. Selleks vajab kosmosesond lisakütust ja rakettmootorit, kuid selle tulemusel suureneb kogu sondi mass. Kuna Marss on atmosfääri omav planeet, siis saab seda atmosfääri kasutada aeglustina, nii et ei pea kulutama kütust sondi aeglustamiseks. Pidurdamiseks atmosfääris tavaliselt kasutatakse kuumakilpi, mis kaitseb kosmosesondi kõrgete temperatuuride ja mehhaaniliste jõudude vastu, mis mõjutavad aparaati kiire lennuajal läbi atmosfääri tihedaid kihte.

Kui kosmoseaparaat peab jääma orbiidile ja on varustatud suurte päikesepaneelidega, siis atmosfääris pidurdamine ei sobi, sest kuumakilp peaks olema väga suur ja massiivne. Sellisel juhul teostatakse mitmekordseid läbilende ülemiste atmosfäärikihtide, kus gaasitihedus on väga väike. Aparaat jääb elliptilisele orbiidile ja epitsentris läbib atmosfääri. Pidurdamine toimub aparaadi korpusega ja päikesepaneelidega. Igal tiirul orbiidi epitsentri kõrgus väheneb koos orbiidi ekstsentrilisusega. Aparaadile mõjuvad jõud jäävad väikeseks ning vajadusel võib epitsentri kõrgust suurendada selleks, et vähendada termilisi ja mehaanilisi koormusi või vastupidi. Sellist pidurdusviisi on mitmekordselt katsetatud (sondid Mars Global Surveyor, 2001 Mars Odyssey jne.)

Kuna aeglustamine on aeglane, siis sond peab tegema mitmeid tiire ümber planeedi, seega pidurdamine võib võtta aega mitu kuud.

Hetkel kasutatakse just päikesepaneele kosmosesondide toitmiseks, kuna need on ohutumad ja kergemad kui tuumareaktorid. Rahvusvahelisel kosmosejaamas (ISS) on kaheksa päikesepaneeli, pikkusega 35 m ja laiusega 12 m. Kõik kaheksa päikesepaneeli toodavad kokku keskmiselt 75-90 kW võimust (maksimaalne koguvõimsus on sealjuures 240 kW), mis jääb VASIMR mootori VX-200 testist saadud 6 N tõukejõu arendamiseks väheseks.

Selleks, et suurendada VASIMR mootori võimsust, on vaja suuremaid ja võimsamaid päikesepaneele. Päikesepaneelid koosnevad paljudest päikeseelementidest, kus elektrienergia tootmine käib fotogalvaanilisel teel. Kui lennata Marsile kosmosesondiga, mida kiirendatakse VASIMR mootoritega, siis on meil vaja neid mootoreid mitu. Selleks, et planeerida reisi Marsile, on vaja teada järgnevaid samme.



Joonis 11. Kosmoselaeva komponendid

Reisi olemus

Planeet Marss on hetkel inimeste poolt vallutamata ehk külastamata, sest planeetide vahemaa on piisavalt suur ning Marss ei ole iseseisvalt eluuskõlblik planeet. Marsi koloniseerimiseks on vaja saata Marsile inimesi ja varustust, et üles ehitada sobiv keskkond saabuvatele inimeste ellujäämisele.

Oletame, et meie reisi teostatakse ühesuunaliselt, ehk tegu on praami missiooniga, kus Marsilt tagasi ei ole vaja tulla. Me eeldame, et Marsi orbiidil on juba olemas suurem kosmosejaam, mis jõudis sinna varem automaatrežiimis. Selle jaama pardal võivad olla kõik varud, mis on astronautidele vaja pikaajaliseks viibimiseks Marsi orbiidil, vajadusel ka maandur planeedi pinna külastamiseks. Meie poolt analüüsitud kosmosepraami ülesandeks on meeskonna toimetamine Marsi orbiidile Maa orbiidilt. Sama praami võib kasutada ekspeditsiooni lõpus Maa orbiidile naasmiseks. See võib olla ka taaskasutatav, kurseerides Maa ja Marssi orbiitide vahel.

Teostatav missioon on kolmeliikmelisele inimesele. Kuna kolme inimese transportimiseks ei ole vaja suurt kosmosesondi ning palju varustust, siis kosmoselaeva mass on piisavalt väike, et jõuda kiirelt Marsile. Kui tegu oleks missiooniga, kus on vaja naasta hiljem tagasi Maale, siis kaasaskantav raketikütuse hulk, varustus ja kosmosesondi suurus oleks suurem, mis omakorda tähendaks suuremat lennuaega. Meie skeemis, naasmiseks vajalikud kütusevarud toimetatakse Marsi orbiidil olevale suurele jaamale automaatrežiimis, et kosmosepraam jääb piisavalt kompaktses. Meie ülesande teostamisel on tähtis lühike lennuaeg, väike kosmosesondi mass ja mõistlik päikesepaneelide kogusuurus.

Maa ja Marsi parameetrid

Selleks, et missiooni ette võtta, peab teadma manöövrikiiruse väärtus kahe planeedi vahel. Esimeses lähenduses manööverkiirus ehk delta-v (ΔV) on võrdne kahe planeedi orbitaalkiiruste vahega [80], aga delta-v on suurem, siis kui starti alustatakse planeedi madalorbiidilt. Oletame, et starti teostatakse Maa madalorbiidilt, teades, et Maa keskmine orbitaalkiirus on 30 km/s (V_1) ja Marsi keskmine orbitaalkiirus on 24 km/s (V_2) ning Maa madalorbitaal kiirus (V_0) on 7,7 km/s, saame Maa madalorbiidil oleval esimese ja teise kosmiliste kiiruse vahe järgmiselt:

$$V_k = [V_0 * (\sqrt{2} - 1)] = [7,7 * (\sqrt{2} - 1)] = 3,2 \text{ km/s}$$

Mootor peab kiirendama kosmoselaeva nii, et talle anda vajalikku kineetilist energiat. See kineetiline energia koosneb energiast, mis on vajalik Maa orbiidist lahkumiseks ja energiast, mis on vajalik Marsini jõudmiseks. Kineetiline energia on võrdeline kiiruste ruuduga, seega kogukiiruse (delta-v) ruut on vastavate kiiruste ruutude summa. Delta-v ehk manöövrikiiruste summa saame siis järgnevalt:

$$\Delta V = \sqrt{(V_1 - V_2)^2 + (V_k)^2} = \sqrt{(30 - 24)^2 + (3,2)^2} = \sqrt{36 + 10,24} = 6,8 \text{ km/s}$$

See on hinnang, kus ei ole arvestatud mõningaid detaile. Nende detailide vahel on näiteks lisakiirus, mis on vaja orbitaaltasandi muutmiseks (Marsi ja Maa orbiitide tasandid ei ühti), orbiitide elliptilisused jms. Aga need detailid sõltuvad konkreetsest ekspeditsioonijast (stardi ajast, täpsest trajektoorist), nii et toodud delta-v on jäme hinnang. Vaatamata sellele sobib see hinnangute tegemiseks.

Päikesekiirguse parameetreid

Päike toodab fusiooni ehk termotuumasünteesiga energiat, mida kiirgab välja. Päikese poolt kiiratud koguvõimsus on umbes $3,86 * 10^{26}$ W. Kuna Maa asub Päikesest 150 miljoni kilomeetri kaugusel, siis Päikesest ammentatav energia on ühe ruutmeetri kohta umbes $y \sim 1370 \text{ W/m}^2$, mis on solaarkonstant ehk Maa päikesekonstant (y). [77] Marss asub aga Päikesest veelgi kaugemal ja võib eeldada, et see on 2 korda väiksem. Marsi päikesekonstant (x) leitakse kui

$$x = y * (R_{Marss}) / (R_{Maa})^2$$

kus R_{Marss} ja R_{Maa} on vastavalt Marsi ja Maa orbiitide raadiusest, kuna päikeseenergia voog on pöördvõrdeline orbiidi raadiuse ruuduga. Marsi orbitaalraadius (R_m) on $228 * 10^6 \text{ km}$ ja Maa orbitaalraadius (R_e) on $150 * 10^6 \text{ km}$, siis saab leida Marsi solaarkonstandi (x) järgmiselt:

$$x = \frac{y}{\left(\frac{R_m}{R_e}\right)^2} = \frac{1370}{\left(\frac{228}{150}\right)^2} \cong 590 \text{ W/m}^2$$

Päikesepaneelidega kosmosejaama toitmisel on mõistlik arvestada Marsi päikesekonstanti ja Maa päikese konstandi keskmisega, sest kosmosesond lendab kõige rohkem Maa ja Marsi vahelisel alal. Sel viisil me hindame vajalike energia väärtusi, kuna tegelik kättesaadav energiahulk on suurem, kui kosmoselaev asub väikesel kaugusel Maa orbiidil. Leiame meie ülesande lahendamisel kasutatava päikesekonstandi (p) järgmiselt:

$$p = \frac{y + x}{2} = \frac{1370 + 590}{2} = 980 \text{ W/m}^2$$

Kosmosesondi parameetrid

Kosmosesondi parameetrite all tuleb arvestada mitmeid aspekte, mis mõjutavad nii kosmosesondi massi, kiirendust kui ka suurust. Kosmosesond peab olema võimalikult kerge, et jõuda võimalikult kiiresti Marsile. Samuti peab olema sellel tagatud sobiva tõukejõuga mootor, sest mida suurem kiirendus, seda väiksem on lennuaeg. Marsile jõudmine 4 kuni 6 kuuga on realistlik, kui tavalise keemilise rakettmootoriga jõuab Marsile umbes 8-12 kuuga. Kaalutleme peamisi aspekte, mis mõjutavad kosmosesondi parameetreid:

1) Kosmosesondi rakettmootor

Kuna ülesandeks antud lennuaeg, mis on ligi 4-6 kuud, siis tuleb leida võimalikult kütusesäästlik, kerge, kõrge kasuteguriga ja suure tõukejõuga rakettmootor. VASIMR mootor (VX-200 testilt saadud andmetelt) on kõrge kasuteguriga ja väga kütusesäästlik. 200 kW energiaga toodab see mootor 6 N tõukejõudu ja selle mass on 520 kg [37]. Mootori kasutegur (η_{mootor}) on ligi 73% ja arendatav eriimpulss (Isp) on 5000 s. 6 N jääb aga mootoril väheseks, kuid VASIMR mootorit veel täiustatakse ning seda on võimalik võimsamaks teha.

Oletame, et me kasutame 60 N tõukejõuga VASIMR mootorit, siis eriimpulss jääb sellel samaks (eriimpulss ei sõltu mootori võimsusest) ja samaks jääb ka kasutegur. Leiame 60 N tõukejõuga VASIMR mootori võimsuse (P):

$$T = \frac{2 * P * \eta}{v_e} \rightarrow P = \frac{T * v_e}{2 * \eta_{mootor}} = \frac{T * Isp * g}{2 * \eta_{mootor}} = \frac{60 * 5000 * 9,81}{2 * 0,73} \cong 2\,020 \text{ kW}$$

2 MW VASIMR mootor massiks on siis 3 500 kg (oletades, et mass suureneb lineaarselt võimsusega). Oletame, et me tahame kasutada kosmosesondi kiirendamiseks 10 (n) 2 MW VASIMR mootorit, siis kogutõukejõud on

$$T = n * T = 10 * 60 = 600 \text{ N}$$

600 N on märkimisväärne tõukejõud, proovime leida kogumassi, mida 10 sellist VASIMR mootorit saab maksimaalselt kiirendada, kui soovime, et lennuaeg (t) jääks 5 kuu ($129,6 * 10^5$ s) juurde. Kütusekulu on võrdeline tõukejõu (T) ja väljalaske kiiruse (v_e) jagatisega: $q = \frac{T}{v_e}$.

Lennuaja saab leida Tsiolkovski valemist:

$$\Delta V = I_{sp} * g_0 * \ln\left(\frac{m_0}{m}\right) = v_e * \ln\left(\frac{m_0}{m_0 - g * t}\right) = v_e * \ln\left(\frac{1}{1 - \frac{g}{m_0} * t}\right) = -v_e * \ln\left(1 - \frac{T}{m_0 * v_e} * t\right) \rightarrow$$

$$t = \frac{m_0 * v_e}{T} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}}\right).$$

Avaldame sellest valmist välja kogumassi m_0 :

$$m_0 = \frac{t * T}{v_e * \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}}\right)} = \frac{12\,960\,000 * 600}{50\,000 * \left(1 - e^{-\frac{6\,800}{50\,000}}\right)} = 1\,223\,051 \text{ kg} \sim 1\,200 \text{ t}$$

1 200 tonni on kosmosesondi kohta väga suur mass, kui tuues näite, et rahvusvahelise kosmosejaama kogumass on üle 400 tonni [83] ja on 94 m pikk. Meie ülesande puhul on kosmosepraami mass palju väiksem ning lennu aeg jääb ka paari kuu juurde.

2) Kosmosesondi mass

Kui välja jätta rakettkütuse mass, mootorite mass ja päikesepaneelide mass, siis kosmosesondi enda mass peab olema samuti võimalikult väike ja lihtsasti kokkupandav kosmoses, kuna siia maani materjalide ja konstruktsioonelementide toimetamine orbiidile on väga kallis. Samuti, mida suurem on kosmosesondi mass, seda suuremat tõukejõudu see vajab, et jõuda Marsile kindlal valitud ajal.

Rahvusvahelise kosmosejaama (ISS) mass jääks liiga suureks, et jõuda Marsile kiirelt, seega tuleks valida väiksem ja kergem konstruktsioon. Ameerika esimene kosmosejaam Skylab oli esimesi kosmosejaamu, mille mass oli ligi 76 000 kg ja pikkus oli 25 m [84]. Kolmeliikmeline meeskond elas kosmosejaamas ligi 3 kuud, mis on väikese kosmosejaama kohta väga palju. Kosmoses viibides on tähtis, et kogu kosmosejaama varustus paigutatakse seinte äärde, et kaitsta meeskonda kosmosekiirguse eest. Antud ülesande lahendamisel kasutatava kosmosesondi massiks võib ka hinnata 76 t.



Joonis 12. Skylab kosmosejaam [85]

3) Päikesepaneelide parameetrid

Kui kosmosesondi kiirendamiseks kasutatakse elektrilisi raketimootoreid, siis nad vajavad selleks elektrienergiat. Kosmoses saab kasutada kas tuumareaktorit või päikesepaneele. Energia ei teki ega kao vaid muundub ühest olekust teise, vastavalt energia jäävuse seadusele.

Päike on ideaalne energia allikas, sest ta toodab ja annab järjepidevalt energiat ära, kuni oma eluaja lõpuni. Tänu päikesepaneelidele oleme võimelised muundama valgusenergiat elektrienergiaks. Praegu kasutatakse just päikesepaneele kosmosesondide, satelliitide või kosmosejaamade toitmiseks, sest neil on väga kõrge genereeritava võimsuse ja massi suhe. Võimsuse ja massi suhe näitab, et kui palju energiat on päikesepaneel võimeline tootma kindla massi ühiku kohta.

Tuumareaktor on teine võimalik energia muundamise meetod. Tuumareaktor kasutab tuumade lõhustumisest saadud soojuslikku elektrienergiat saamiseks. Tuumareaktoritel on aga praeguste tehnoloogiatega väga väike võimsuse ja massi suhe ning kosmoses reisimisel on kriitilise tähtsusega kogu konstruktsiooni mass. Samuti on vaja tuumareaktori toitmiseks radioaktiivset materjali, mille mass on samuti suur ning tuumareaktorid on just radioaktiivsuse tõttu väga ohtlikud. Tuumareaktoreid on kasutatud kosmoses, kuid neid proovitakse veel vältida, et tagada meeskonna ohutus.

Kosmosejaamaosad peavad olema võimalikult kompaktsed ja kergesti lahti pakitavad, sest enamus osi, eriti päikesepaneelid, võtavad palju ruumi. Päikesepaneelidega toimub kogu energia tootmine rahvusvahelises kosmosejaamas, kus on vaja toota keskmiselt 80 kW elektrienergiat ning seal kasutatavate päikesepaneelide võimsuse ja massi suhe ulatub

30 W/kg. See tähendab, et 80 kW tootmiseks kasutatakse väga suure läbimõõduga ja massiga päikesepaneele. Kuna kanderakettiga on võimalik kohale tuua piiratud massi ja mahuga päikesepaneele, siis nad peavad olema väga kompaktsed.

Üha enam kasutatakse kosmoses kasutatavate päikesepaneelide disainimisel origami võimalusi. Origami on voltimismeetod, kus suurele pinnale ja õhukesele pinnale (nt paberileht) antakse väga kompaktne kujund, mis suudab ennast originaalkujule viia kasutades kujundi peal väga väikest jõudu.

Kui meil on vaja 20 MW võimsust (P) toota päikesepaneelidega ning meil on ka teada päikesekonstandi keskmine väärtus (p), Maa ja Marsi vahelise orbiidi jaoks) koos galliummarsiidi päikesepatareide kasuteguriga (η), mis on 30% [89], siis saame leida vajamineva päikesepaneelidest koostatud kogupindala (S):

$$S = \frac{P}{p * \eta} = \frac{20\,200\,000}{980 * 0,3} \cong 68\,000\,m^2$$

Valitud kosmosesondi pikkus on kõigest 20 m ning päikesepaneelide kogupindala on 20MW tootmiseks vaja $68\,000\,m^2$, mis on massiivne. Pindala vähendamine fotogalvaaniliste elementide kasuteguri arvel on vähetõenäoline, kuna kasuteguri tehnoloogiline kasv toimub aeglaselt. Samuti hakkab mängima suurt rolli päikesepaneelide mass, kui on vaja toota 20 MW võimsust. Hetkel rahvusvahelises kosmosejaamas on kasutusel päikesepaneelid, mille võimsuse ja massi suhe on 30 W/kg, kuid see on väga väike. Rahvusvaheline kosmosejaam on ehitatud 21. sajandi alguses, aga kasutades tehnoloogiaid, mis on pärit 1980-90-ndatest ning vahepeal on päikesepaneelide tehnoloogia arenenud.

UltraFlex arendab hetkel ringikujulisi päikesepaneele, mille võimsuse ja massi suhe on ligikaudu 220 W/kg kohta. 7 kW UltraFlexi päikesepaneel, mille diameeter on 6 m, toodab 500 V pinget ning 14 A voolu. Päikesepaneel on väga kompaktne ja kergesti lahtipakitav. Ultraflexi pakkimistegur (η_p), mis näitab kui suure osast moodustavad päikeseelemendid kogu päikesepaneeli pindalast, on umbes 70%. [86] Leiame, kui palju UltraFlex päikesepaneele meil on vaja, et ära toita 10 mootorit (P_m) ja lisaks kosmosejaama tarbitavat võimsust (P_k), mis on umbes 12 kW (Skylabi kosmosejaama kättesaadavus võimsuse näitelt).

$$n = \frac{P_m + P_k}{p * \eta * \eta_p * r^2 * \pi} = \frac{20\,200\,000 + 12\,000}{980 * 0,3 * 0,7 * 3^2 * \pi} \cong 3\,467$$

Oleks mõislik kaasata ka varu päikesepaneele, juhuks, kui reisil osad riknema peaksid. Sellisel juhul suureneb ka toodetav elektri võimsus. Toodetav võimsus tuleb siis:

$$P = \frac{(20\,200\,000 + 12\,000) * 3\,500}{3\,467} \cong 20\,370\,000\,W$$

3,5 tuhat päikesepaneeli on märkimisväärne hulk, mille paigaldamiseks kulub aega, kuid kui kasutada suuremaid päikesepaneele, siis nende võimsuse ja massi suhe jälle väheneks. Leiame UltraFlex päikesepaneeli massi ja võimsuse suhte (x), mida kasutatakse Marsi solaarkonstandi juures, sest 220 W/kg suhe on leitud, kasutades Maa solaarkonstandi.

$$x = \frac{220 * 980}{1370} \sim 160\,W/kg$$

Leiame Marsile lendamiseks kasutatavate päikesepaneelide massi:

$$m = \frac{P_m + P_k}{x} = \frac{20\,370\,000}{160} = 127\,312,5\,kg \sim 128\,t$$

Päikesepaneelidel tuleks arvestada ka päikesepaneelide lagunemisemääraga, mis on aasta kohta 0,5%. See näitab, et kui suurel hulgal kaotavad päikeseelemendid aastas oma maksimaalse tootmisvõimsuse. Langus toimub enamasti päikesepaneeli degradeerimise tõttu kosmilise kiirguse mõjul. Meie ülesande puhul, lähtume umbes 5 kuulise lennuajaga ning me ei pea seda arvestama. Päikesepaneelide lagunemisemäär võetakse tavaliselt siis arvesse, kui kavatakse pikemaid reise. Kui me arvame, et praami kasutatakse ka edasi Marsilt naasmiseks ja uute ekspeditsioonide ettevõtmisel, siis tuleks päikesepaneelide lagunemismäär arvest võtta. Samuti pikaajalise kasutamise korral tuleks aeg-ajalt vahetada päikesepaneele efektiivsuse säilitamiseks.

Lennuaja arvutamine

1) Lähteandmed on esitatud kokkuvõtvalt (vt. tabel 2.)

Tabel 2. Lähteandmed

Vajalikud parameetrid	Väärtused
Kosmosesondi mass	76 t
Päikesepaneelide mass	128 t
10 VASIMR mootori mass	35 t
Varu mass (mass, kuhu lisatakse päikesepaneelide kinnituseks olev mass ja muu)	50 t
VASIMR mootori eriimpulss	5000 s
10 VASIMR mootori tõukejõud	600 N
Päikesepaneelidest saadav võimsus	20 370 000 W
Delta-v (ΔV)	6 800 m/s

2) Reisiks kuluva töökeha massi leidmine

VASIMR mootor kasutab töökehaks argooni, sest sellel on suurem ionisatsiooni energia, kui ksenoonil, ja argoon on turul väga soodne ning kergesti kättesaadav. Töökeha varusid saab samuti kasutada radiatsioonikaitsena, asetades neid kosmoselaeva perifeerial.

Et leida missiooniks olevat töökeha massi, selleks peame leidma tühimassi, kus ei ole arvestatud reisiks kuluva vedela argooni massi. Tühimassi (m) saame, liites kokku mootorite massi (m_{mootor}), varu massi (m_{varu}), päikesepaneelide massi ($m_{paneelid}$) ning kosmosejaama massi ($m_{kosmosejaa}$).

$$m = m_{mootor} + m_{varu} + m_{paneelid} + m_{kosmosejaa} = 35\,000 + 50\,000 + 128\,000 + 76\,000 = 289\,100\text{ kg}$$

Töökeha massi saame Tsiolkovski valemi kaudu, kui meil on teada delta-v (ΔV), tühimass (m) ja mootori eriimpulss (I_{sp}). Leiame missiooniks oleva algmassi (m_0) järgmiselt:

$$\Delta V = I_{sp} * g_0 * \ln \frac{m_0}{m} \rightarrow m_0 = m * e^{\frac{\Delta V}{I_{sp} * g_0}} = 289\,100 * e^{\frac{6800}{5000 * 9,81}} = 332\,100\text{ kg} \sim 332,1\text{ t}$$

Töökeha mass on siis $m_0 - m = 332\,100 - 289\,100 = 43\,000\text{ kg}$.



Joonis 13. Vedel argoon [87]

3) Reisiks kuluv lennuaeg

Nagu eelnevalt sai mainitud, siis lennuaja saame tuletada Tsiolkovski valemist, kui on teada, et tühi mass (m) on võrdeline täismassi (m_0) ja kütusekulu (q) ning aja (t) korrutise suhtega: $m = m_0 - q * t$. Kütusekulu on võrdeline tõukejõu (T) ja väljalaske kiiruse (v_e) jagatisega: $q = \frac{T}{v_e}$.

Avaldame Tsiolkovski valemist lennuaja:

$$t = \frac{m_0 * v_e}{T} \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{v_e}} \right) = \frac{332\,100 * 50\,000}{600} * \left(1 - e^{-\frac{6\,800}{50\,000}} \right)$$

$= 3\,519\,080s \sim 1,36$ kuud ehk 1 kuu ja 11 päeva

Suhteliselt kerge massiga saab Marsile jõuda 1,36 kuuga, mis on väga hea aeg. Samuti 2 kuud on optimaalne elada ruumis, kus liikumisruumi väga ei ole, kuid 3 inimese jaoks on see siiski hea, kui arvestada, et Skylab kosmosejaamas elati umbes 3 kuud.

Leitud lennuaeg on siiski teoreetiline aeg, sest reaalse lennuajaks tuleks arvesse võtta kõiki materjale, mis mõjutavad massi ning tuleb ka arvestada seda, et 20MW on suur võimsus, mis tuleb kuidagi juhtida kosmosesondi. 1,36 kuud näitab meile, et VASIMR mootoriga on võimalik minna Marsile kõigest 39 päevaga, kui teha kosmoselaev võimalikult kergeks. Samuti peab VASIMR mootor arendama vähemalt 60 N tõukejõudu, kui see töötaks 2 MW elektrivõimsusega.

5.2. Arvutatud lennumissiooni elektriskeemi kavandamine

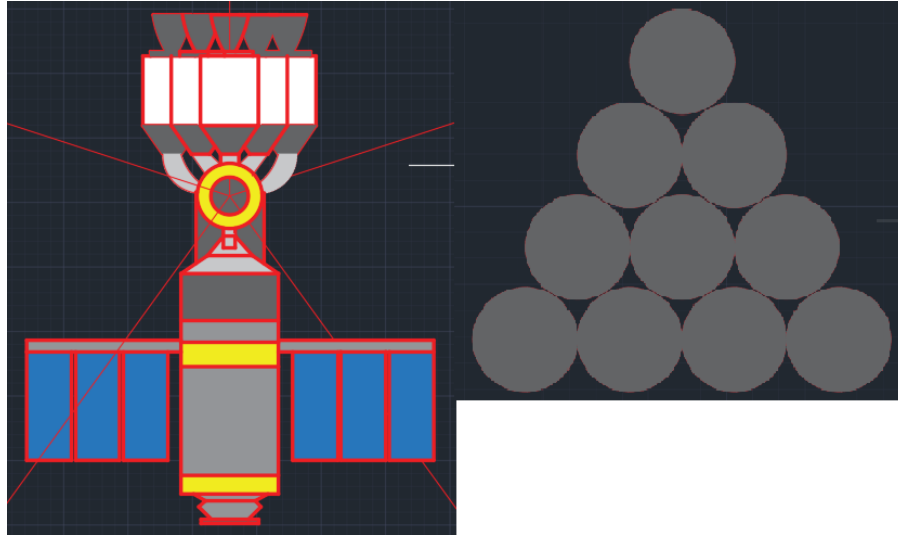
Selleks, et mõista, mis vahe on teoreetisel lahendusel ja reaalsel lahendusel, siis selles ülesandes kavandame elektriskeemi eelmise ülesandepõhjal. Samuti võrdleme mõlema ülesande masside suurus ja kontrollime, kas juhtmestiku mass mängib suur rolli lennuaja arvutamisel. Kuna tegu on 20,37 MW elektrilise võimsusega, siis kaabli läbimõõdud peavad olema märkimisväärsed, et juhtida suuri voolutugevusi mööda kosmosesondi. Suuremate voolude korral kasutatakse suurema läbimõõduga juhtmeid, sest siis on pingekaod neil väiksemad. Samuti kui kasutatakse väikse läbimõõduga juhet aga seda läbib suur vool, siis võib juhe liigse soojuse tõttu ära sulada.

Kokku on kasutada umbes 3 500 päikesepaneeli, mis tuleb laiali jagada kogu kosmosesondi ümber. Kosmosesond on ise väike, siis tuleb eeldada, et ehitatakse kosmoselaeva ümber metallvõrestik, kuhu kinnituvad päikesepaneelid. Mõistlik oleks jagada päikesepaneelid mitmeks grupiks, ning iga grupp ühendatakse kas jadamisi või rööbiti sõltuvalt, kas tahetakse rohkem kasvatada pinget või voolutugevust. Jadaühenduse korral liituvad päikesepaneelide pinged, kuid voolutugevuse väärtused jäävad samaks, kuid rööpühenduse korral liituvad voolutugevused ning pinged jäävad samaks. Kõikide toiteallikate (s.j. päikesepaneelide) ühendamisel on väga tähtis jälgida seda, et ühendada saab ainult sama pinget ja voolude parameetritega toiteallikate, sest vastasel korral hakkab üks laadima teist või vastupidi. Samas valede parameetritega toiteallikate ühendamisel võib need üldse ära lõhkuda.

Ülesande teostamisel kasutame kahte lahendus meetodit. Esimese korral käib päikesepaneelide ühendamine ainult jada- ja/või rööpühendamisega. Sellisel korral ei kasutata muundureid, et pinget või voolutugevust tõsta. Teisel meetodil kasutame osades kohtades muundureid, et alandada päikesepaneelide voolutugevust, kuna väiksema voolu korral saab kasutada väiksema massiga juhtmeid. Mida väiksema läbimõõduga juhe seda väiksem on ka kaasaveetava juhtme kogukaal. Mõlema variandi tulemuste võrdlemisel otsustame, milline lahendus on parim, et hoida kogu juhtmestiku ja seadmete mass võimalikult madal.

Kosmosesondi ehitus

Aluseks on hinnang 3 500 päikesepaneeli ja 10 mootori kasutamisel, mis tuleb võimalikult kompaktselt ja tihedalt paigutada, et vältida suuremamõõtmelise konstruktsiooni tekkimist. Skylab kosmosejaamal oli kasutusel 1 mootor, kuid me peame kasutama 10 mootorit, mille paigutus võiks välja näha selliselt (vt. joonis 14.).



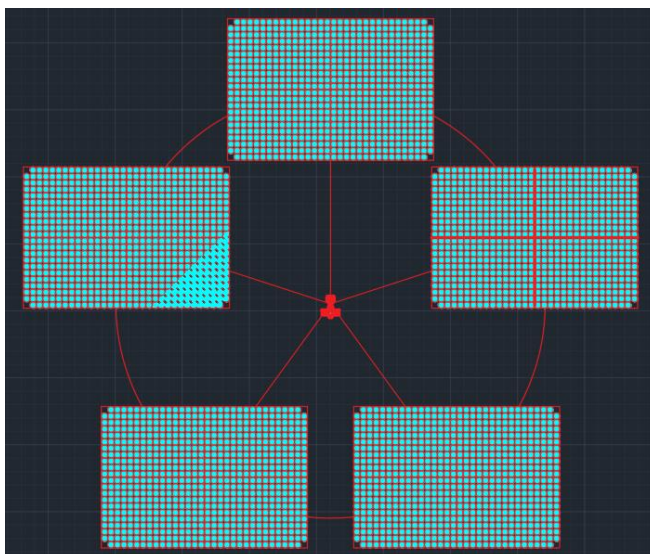
Joonis 14. Kosmosesondi ehitus pealt vaates ja mootorite paigutus

Kogu päikesepaneelidelt tulenev vool peaks kogunema võimalikult mootorite lähedale, sest VASIMR mootor kasutab suuri voolutugevusi ülijuhtivate magnetite toitmiseks ning suurte voolude juhtimiseks kasutatavad juhtmed on suure massiga. 3 500 päikesepaneeli oleks mõistlik jagada 5. grupiks, et iga grupp toodab umbes 4,1 MW võimsust ning iga päikesepaneel toodab siis 5 800 W võimsust, arendades 485 V pinget ja 12 A voolu ühe päikesepaneeli kohta.

Kui kokku on 3500 päikesepaneeli ($n_{\text{päikesepaneelid}}$) ja iga päikesepaneeli raadius (r) on 3 m, siis kogupindala, mida päikesepaneelide moodustavad, on

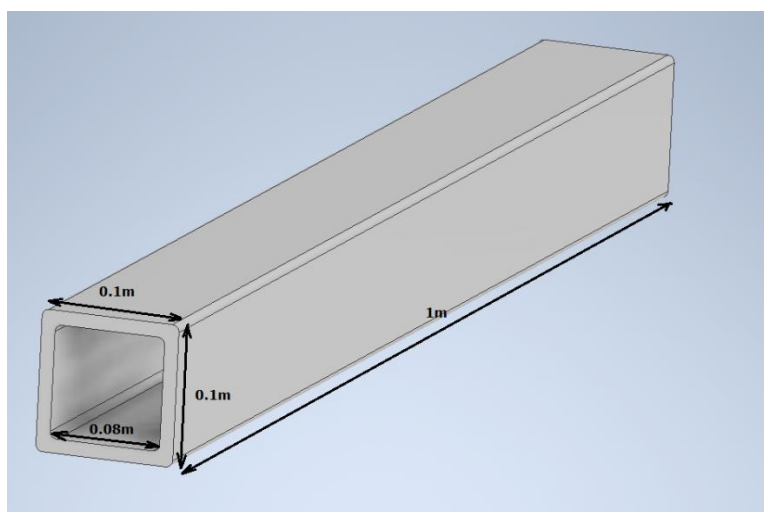
$$S = r^2 * \pi * n_{\text{päikesepaneelid}} = 9 * \pi * 3500 \cong 100\,000 \text{ m}^2$$

Ehk iga päikesepaneelide grupp moodustaks 20 000 m^2 . Võimalik lahendus konstruktsiooni ehitusel võiks välja näha selliselt (vt. joonis 14.).

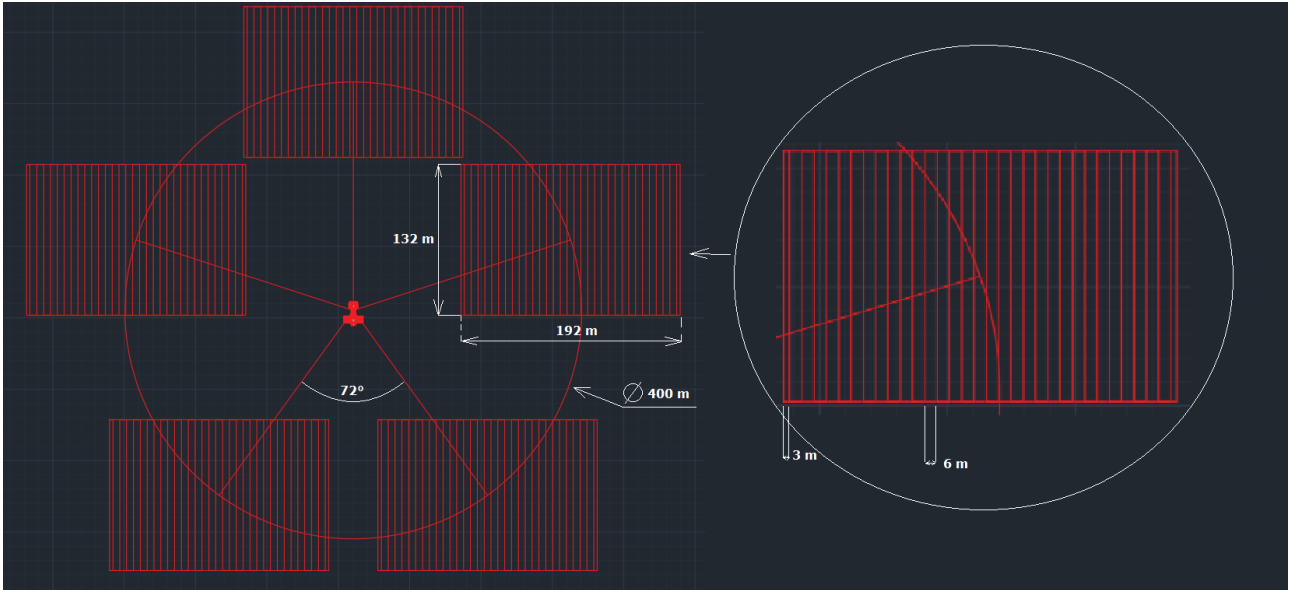


Joonis 15. Kosmosesondi konstruktsiooni ehitus.

Kosmosesond paikneks keskel, mille pikkus on 20 m ja seda ümbritsevad 200 m raadiuses olevad päikesepaneelide grupid, mille iga ristküliku pikkuseks ja laiuks on $132\text{ m} \times 192\text{ m}$. Kui kasutada alumiinium talasid konstruktsiooni toetamiseks, siis oleks tala läbilõike pindala võiks olla $0,01\text{ m}^2$. Eeldame, et see alumiinium tala on seest tühi läbimõõdu $0,0064\text{ m}^2$, siis seest tühja alumiinium tala ristlõikepindala ($S_{\text{ristlõikepindala}}$) on $0,0036\text{ m}^2$. Lahenduses me ei arvesta seda konstruktsiooni mõjutavaid jõude, vaid materjali väliseid parameetreid nagu tihedus, suurus ja mass.



Joonis 16. Alumiinium tala mõõtmed



Joonis 17. Alumiinium konstruktsioon

Kui iga päikesepaneelide grupi toetab alumiinium talades võrestik, siis alumiinium talade koguvõrestiku pikkuseks ($s_{võrestik}$) saame:

$$s_{võrestik} = 5 * [(32 * 132) + (2 * 132 + 2 * 192)] = 5 * (4\,224 + 648) = 24\,360\text{ m}$$

Samuti Päikesepaneelide grupid on ühendatud üksteisega ja kosmosesondiga. Leiame nende ühenduste pikkuse ($s_{ühendused}$)

$$s_{ühendused} = [200 * 2 * \pi + 5 * 200] = 1257 + 1000 = 2\,257\text{ m}$$

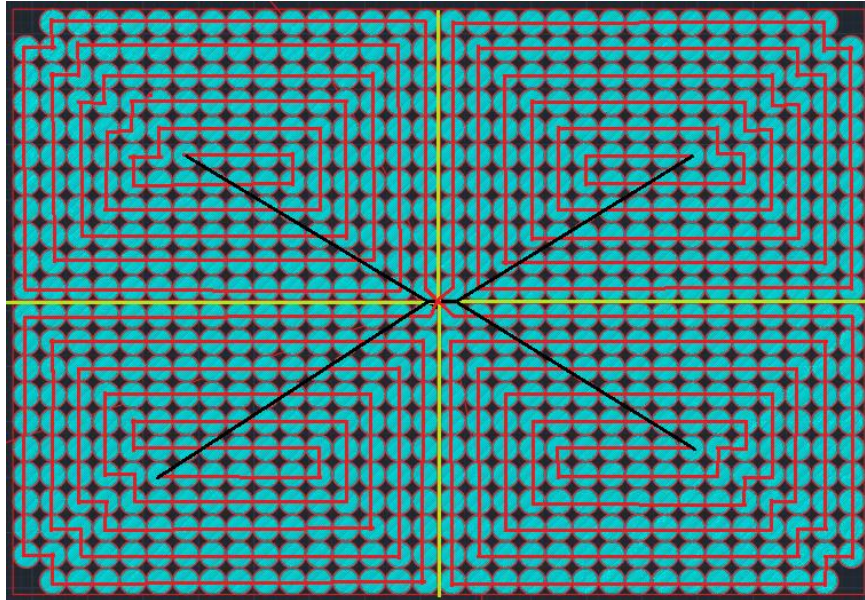
Kogu alumiinium talade konstruktsiooni ruumala ($V_{konstruktsioon}$) saame, kui korrutame kogupikkuse alumiinium tala läbimõõduga

$$V_{konstruktsioon} = (s_{võrestik} + s_{ühendused}) * S_{ritlõikepindala} = (24\,360 + 2\,257) * (0.0036) \cong 96\text{ m}^3$$

Siis selle alumiinium taladest koostatud konstruktsiooni massi (m) leiame järgmiselt, teades, et alumiiniumi tihedus (ρ) on 2710 kg/m^3

$$m = \rho * V = 96 * 2\,710 \cong 260\,000\text{ kg} = 260\text{ t}$$

1) Esimene lahendus päikesepaneelide juhtmestiku ühendamisel



Joonis 18. Päikesepaneelide elektriskeem

Kosmosesondi ümber on jagatud 5 gruppi võrdselt päikesepaneele, et igas grupis on 700 päikesepaneeli ning iga grupp on 200 m kaugusel kosmosesondist. Kui jagada iga grupp päikesepaneelide eraldi alamgruppideks, et igas grupis on 4 alamgruppi, siis saame planeerida päikesepaneelide juhtmestike ühendused. Iga alamgrupi päikesepaneelid on ühendatud jadades, sest siis me saame päikesepaneelide pinged liita ning voolud jäävad samaks. Samuti 4 alamgruppi igas grupis on ühendatud rööbiti ja sellisel korral liituvad voolutugevused, aga pinged jäävad samaks. (vt joonis 18.) Igas alamgrupis on 175 päikesepaneeli.

Leiame iga alamgrupi pinged ($U_{alamgrupp}$) ja voolud ($I_{alamgrupp}$), teades, et iga päikesepaneel toodab 485 V pinget (U) ja 12 A voolu (I).

$$U_{alamgrupp} = 175 * U = 175 * 485 = 84\,875 \text{ V}$$

$$I_{alamgrupp} = I = 12 \text{ A}$$

Leiame iga grupi pinged (U_g) ja voolud (I_g), teades, et igas grupis on 4 alamgruppi, mis on ühendatud rööbiti.

$$U_{grupp} = U_{alamgrupp} = 84\,875 \text{ V}$$

$$I_{grupp} = 4 * I_{alamgrupp} = 4 * 12 = 48 \text{ A}$$

Kui me teame, et kõik 5 gruppi päikesepaneele on ühendatud rööbiti, siis kogu päikesepaneelide toodetud pingeks (U_{kogu}) ja vooluks (I_{kogu}) saame:

$$U_{kogu} = U_{grupp} = U_{alamgrupp} = 84\,875\text{ V}$$

$$I_{kogu} = 5 * I_{grupp} = 5 * 48 = 240\text{ A}$$

Kontrollime koguvõimsust (P)

$$P = U_{kogu} * I_{kogu} = 84\,875 * 240 = 20,37\text{ MW}$$

Leiame kui pikki juhtmeid, erinevate voolude jaoks, on vaja kosmosesondi toite vedamiseks.

12 A juhtmete pikkuse (s_{12A}) leiame järgmiselt:

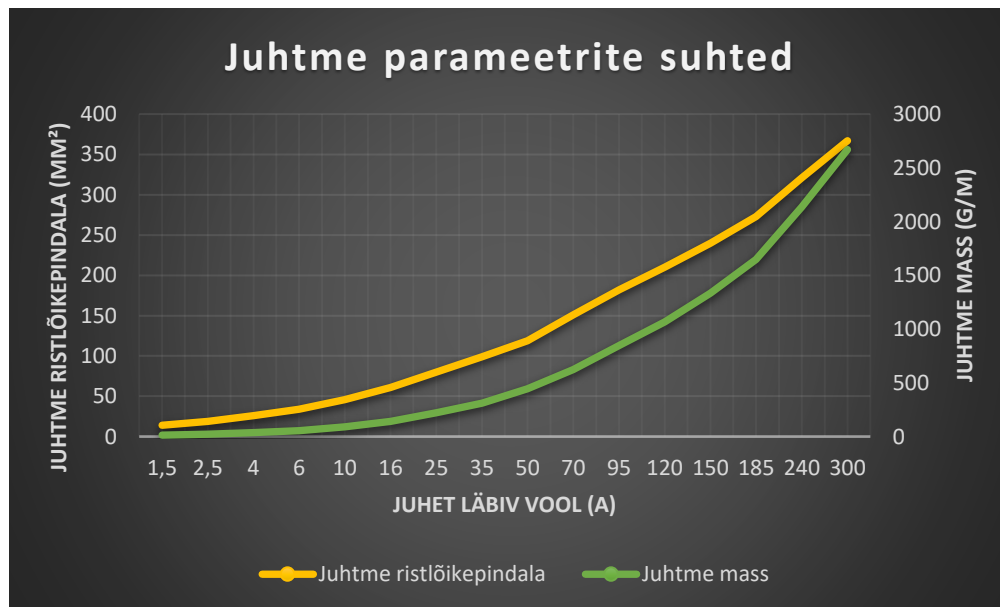
$$s_{12A} = 4 * \left(\sqrt{2 * 3^2} + 3 + 6 * 173 + 3 + \sqrt{(3 + 5 * 6)^2 + (3 + 9 * 6)^2} \right) = 4 * (4,2 + 1044 + 65,9) = 4\,456\text{ m}$$

48 A juhtmete pikkuse (s_2) leiame järgmiselt:

$$s_{48A} = 5 * (200 * 2) = 2\,000\text{ m}$$

Oletame, et 240 A juhtmeid on vaja vedada 5 m, siis juhtmete pikkuse (s_{240A}) saame järgmiselt:

$$s_{240A} = 5 * 2 = 10\text{ m}$$



Joonis 19. Juhtme massi, ristlõikepindala ja massi suhe

Leiame kogu juhtmestiku massi ($m_{juhtmestik1}$), teades, et 12 A vaskjuhtme läbimõõt ($S_{12 A}$) on $1,5 \text{ mm}^2$, 48 A vaskjuhtme läbimõõt ($S_{48 A}$) on 16 mm^2 ja 240 A vasejuhtme läbimõõt ($S_{240 A}$) on 150 mm^2 ning vase tihedus (ρ) on 8900 kg/m^3 .

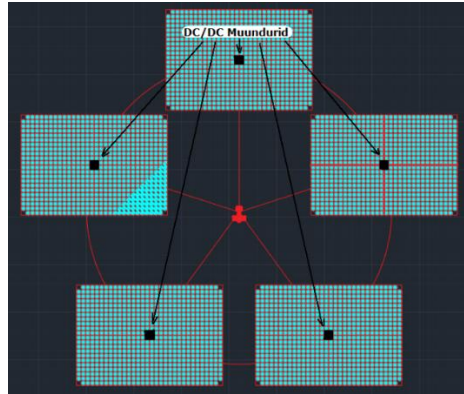
$$\begin{aligned} m_{juhtmestik1} &= \rho * (s_{12 A} * S_{12 A} + s_{48 A} * S_{48 A} + s_{240 A} * S_{240 A}) = \\ &= 8900(4\,456 * 1,5 * 10^{-6} + 2\,000 * 16 * 10^{-6} + 10 * 150 * 10^{-6}) = \\ &= 0,0089(6\,684,6 + 32\,000 + 1\,500) \cong 358 \text{ kg} \end{aligned}$$

Nagu arvutusest näha, siis kõige suurema osa moodustas kogu massist 48 A juhe, mis on kogumassist umbes 80%. Kõrgemate voolude juures tekivad suuremad pinged kaod, kuid see tõttu oleme võtnud 3 467 päikesepaneeli asemel hoopis 3 500 ehk toodetav võimsus varu on 200 kW.

2) Teine lahendus päikesepaneelide juhtmestiku ühendamisel

Iga suurusega voolujaks kasutatakse kindla läbimõõduga juhtmeid, nagu eelnevalt selgus, siis kõige rohkem võttis massi just 48 A voolu juhe, mida süsteemis peab olema 2 km jagu. Elektriskeemis oleks mõistlik kasutada muundureid, et langetada voolu ja tõsta hoopis pinget. Kui muundatakse pinget ja voolu parameetreid, siis võimsus jääb samaks. Samuti kasutatakse muundureid ka alalisvoolu vahelduvvooluks muutmisel, või vastupidi.

Meie ülesandes, ei tasuks muundureid kasutada ülemäära, sest iga muundur suurendab kogusüsteemi massi ning sellega kaotame me lennu aega. Meie süsteemi puhul jätaksime päikesepaneelide gruppide ühendus viisid samaks, nagu oli eelmisel ülesandel, kuid paigutada iga grupi rööpühenduse juurde DC/DC muundur, et langetada 48 A vool näiteks 20 A peale. Selliselt saame kasutada seal palju kergemaid ja väiksema läbimõõduga juhtmeid. Kokku oleks muundureid vaja siis 5, mille hulk ei ole suur, et need ei mängiks massil suurt rolli. Iga 4MW DC/DC muunduri mass ($m_{muundur}$) on umbes 450 kg. [88]



Joonis 20. Elektriskeem DC/DC muunduritega

Kui muundame (84 875 V/48 A) (203 700 V/20 A) peale siis kogusüsteemi lõpp parameetrid on 203 700 V ja 100 A.

Leiame kogu juhtmestiku massi ($m_{juhtmestik2}$), teades, et 20 A voolu korral peab juhtme läbimõõt (S_{20A}) olema 4 mm^2 ja 100 A voolu juhtme läbimõõt (S_{100A}) peab olema 50 mm^2 .

$$\begin{aligned}
 m_{juhtmestik2} &= \rho * (S_{12A} * S_{12A} + S_{48A} * S_{20A} + S_{240A} * S_{100A}) \\
 &= 8900(4\,456,4 * 1,5 * 10^{-6} + 2\,000 * 4 * 10^{-6} + 10 * 50 * 10^{-6}) \\
 &= 0,0089(6\,684,6 + 8\,000 + 500) \cong 135 \text{ kg}
 \end{aligned}$$

Kui me kasutame 5 muundurit ($n_{muundur}$), siis me saame massiks ($m_{muundurid}$)

$$m_{muundurid} = n_{muundur} * m_{muundur} = 5 * 450 = 2\,250 \text{ kg}$$

Juhtmestiku ja muundurite kogumass tuleb siis umbes 2 400 kg, mis on võrreldes esimese lahendusega pea 7 korda suurem. Et massi vähendada, peaksime kasutama esimest elektriskeemi lahendust. Muundureid on mõistlik siis kasutada, kui meil oleks tegu suurte vooludega päikesepaneelide juures ja väiksemate võimsustega. Suuremad võimsused ja voolud juhtmes nõuavad raskemaid ja massiivseid muundureid.

Lennuaja arvutamine, kus on arvesse võetud alumiinium konstruktsiooni ja juhtmestike masse

Tabel 3. Lähteandmed

Parameetrid	Väärtused
Alumiinium konstruktsiooni mass (M_1)	260 000 kg
Juhtmestiku mass (M_2)	358 kg
Kosmosejaama tühimass (M_3)	289 100 kg
Tõukejõud (T)	600 N
Gaaside väljalaskekiirus (v_e)	50 000 m/s
Delta-v (ΔV)	6 800 m/s

Leiame uue kosmosejaama tühimassi ($M_{tühi}$)

$$M_{tühi} = M_1 + M_2 + M_3 = 260\,000 + 358 + 289\,100 \cong 549\,460 \text{ kg}$$

Siis uue täismassi ($M_{täis}$) saame järgmiselt

$$M_{täis} = M_{tühi} * e^{\frac{\Delta V}{v_e}} = 549\,460 * e^{\frac{6\,800}{50\,000}} \cong 629\,510 \text{ kg}$$

Vedela argooni mass on siis täis massist 80 050 kg. Leiame lennuks kuluva aja (t), kui meil on täismass suurenenud eelnevast umbes 2 korda.

$$t = \frac{M_f * v_e}{T} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}}\right) = \frac{629\,510 * 50\,000}{600} \left(1 - e^{-\frac{6\,800}{50\,000}}\right) = 6\,670\,570 \text{ s} = \\ = 2,6 \text{ kuud ehk 2 kuud ja 18 päeva}$$

2,6 kuud lennuaega on realistlikum aeg, sest eelnevalt ei arvestatud toite juhtimiseks olevate juhtmete massi, ega päikesepaneelide kinnitus konstruktsiooni massi.

Töökindlus

Töökindluse all mõistetakse, et kuidas teha süsteem vastupidavamaks kõikidele häiringutele ja keskkonna mõjuritele. Kosmoselaeva disainimisel peab olema valmis kõikideks ohtudeks, mida kosmoselaeva võib ohustada teekonnal ning mida teha siis, kui mingi kriitiline süsteemiosa lakkab töötamast. Kosmoses võivad keskkonna mõjuriteks olla radiatsioon, kosmoseprügi või meteoriidid. Kosmoses reisimisel ei saa keegi appi tulla, kui peaks missiooni ohustav rikke tekkima, see tõttu tuleb kõiki stsenaariume ette mõelda ja ennetada.

Meie disainitud süsteemil on kokku 3 500 päikesepaneeli, mille kogupindala on kosmoselaeva pindalast umbes 90%. Kui mõni päikesepaneel peaks kosmosekehaga kokku põrkama, siis meil ei pruugi vajalik koguvõimsus välja tulla, kuna meil on võetud varuks ainult 33 päikesepaneeli. Varupäikesepaneelide võiks olla kusagil 10% kasutusel olevatest päikesepaneelidest.

Igas päikesepaneelide grupis on neli alamgruppi päikesepaneelide, mis ühendatud jadamisega. Jadaühendus on riskantne selle tõttu, kuna kui ühendusjuhe peaks võõrkehaga kokkupõrkel katkema, siis kogu alamgruppide päikesepaneelid, mida meie süsteemis on 175 päikesepaneeli, ei tooda kosmoselaevale elektrienergiat. Probleemi saaks lahendada lisajuhtmete ja releedega. Lisajuhe ei ole enne ühendatud, kui mingi juhe jadaühendusel ei anna ühendust. Jadaühendusel olevad voolutugevused on väikesed ja seetõttu ei mõjuta väga kosmoselennu aega lisajuhtmete mass.

Kuna meil oli kogu massi arvutamisel võetud arvesse ligi 50 tonni varu, siis selle alt saab muuta kosmosejaama turvalisemaks kosmosekiirguste eest ja paigutada pardale lisa seadmeid näiteks Life Support System või varu hapnikuballoone.

Leiame kosmoselaeva lennu aja, kui me arvestame lisaks 350 päikesepaneeliga (10% kogupaneelide hulgast) ja nende kinnitamiseks lisa konstruktsiooni mass.

Uus koguvõimsus tuleb siis

$$P = \frac{20\,370\,000 * 3\,850}{3\,500} \cong 22\,407\,000 \text{ W}$$

Uus päikesepaneelide mass (m_p) on järgmine:

$$m_p = \frac{P}{x} = \frac{22\,407\,000}{160} = 140 \text{ t}$$

Uus alumiinium konstruktsiooni massi (m_k) saame järgmiselt, kui teame, et vana konstruktsiooni mass (m_v) oli 260 t

$$m_k = m_v + (6 * 350 * 0,0036 * 2\,710) = 260\,000 + (20\,500) \cong 281\,500\,t$$

Kosmosejaama tühi mass ($m_{tühi}$) on siis

$$m_{tühi} = 35\,300 + 50\,000 + 140\,000 + 76\,500 + 281\,000 \cong 583\,000\,t$$

Täismass ($m_{täis}$) on meil siis

$$m_{täis} = m_{tühi} * e^{\frac{\Delta V}{I_{sp} * g_0}} = 583\,000 * e^{\frac{6800}{5000 * 9,81}} \cong 668\,000\,t$$

Lennuaeg (t) kujuneb meil siis

$$t = \frac{m_{täis} * v_e}{T} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}} \right) = \frac{668\,000 * 50\,000}{600} \left(1 - e^{-\frac{6800}{50\,000}} \right) = 2,8\,kuud$$

Järeldus

Kosmoselaeva disainimisel peab väga kergeid, kui tugevaid materjale kasutama, sest nagu arvutustes on selgunud, siis iga tonn, mis lisatakse kosmoselaevale juurde, tõstab lennuaega paari tunni võrra. Kui kosmosereisi ekspeditsiooni viiakse läbi, kasutades elektrilist raketimootorit, mille võimsused on suured, siis vajalik päikesepaneelide kogupindala moodustab enamuse kogu kosmosejaama pindalast.

39 päevaga Marsile jõudmine on hetkel veel võimatu, kui VASIMR mootorite toitmine toimub päikesepaneelide toodetava energiaga. Päikesepaneelide konstruktsiooni mass ja nende enda mass tuleb massiivne, et suure massi kiirendamiseks läheb meil jälle vaja suuremat tõukejõudu, mis omakorda suurendab elektrienergia vajadust.

6. VASIMR MOOTORI OMADUSED

6.1. Eelised teiste rakettmootorite ees

Kõikides elektrilistes rakettmootoris, eriti VASIMR-i mootoris, töökeha on kuumendatud kõrgete temperatuurideni. Kui keemilised rakettmootorid töötavad tuhandete kraadide juures, siis VASIMR-i mootor töötab miljonite kraadide juures. Mida kõrgem on väljastatavate heitgaaside temperatuur, seda kiiremini need väljuvad ning seda efektiivsem on mootor. [52]

Sel mootoril nagu teistel elektrilistel ja elektromagneetilistel mootoritel, puuduvad liikuvad osad. Kõik liikuvad osad kuluvad ja vajavad pidevat vahetamist. Samuti osade vahetamisel kaasnevad omad probleemid näiteks: ligipääsmatus, uue osa soetus jne. [52]

Rakettmootoril tuleb kasuks, kui on võimalik muuta eriimpulsi, heitgaaside ja tõukejõu parameetreid. VASIMR-i mootoril on võimalikud erinevad töörežiimid: 1) väiksem eriimpulss (ja seega suurem kütusekulu tõukejõu ühiku kohta), aga kõrgem tõukejõud; ja 2) suurem eriimpulss (ja vastavalt kõrgem efektiivsus) madalama tõukejõu puhul. Nii nagu lennuetappidel, kus suur tõukejõud on kriitiline, saab kasutada 1. režiimi, aga etappidel, kus tõukejõud ei ole kriitiline, kasutatakse suurema Isp-ga režiimi. [52]

Võrreldes VASIMR-i mootorit teisteioonmootorite või Halli tõukuritega, puuduvad VASIMR-i mootoril elektroodid, mille tulemusel on mootor töökindlam ja vastupidavam. Plasma tekitatakse helikoon antennile suunatud raadiolainetega. Samuti saab VASIMR hallata tihedamat plasmat (võimsustihedus) kuiioonmootorid. Sellega kaasneb kompaktsem ja väiksema massiga disain. Ehituselt puudub VASIMR mootoril ka neutraliseerimispüstol, et tekitatav ionkiir neutraliseerida, nagu seda vajavadioonmootorid. VASIMR-i mootoril on kiirendatud gaas tervikuna neutraalne, et täita füüsikalist nõuet plasma neutraalsuse kohta. [52]

VASIMR-i mootor on võimeline kasutama mitmeid töökehi, mis teeb selle mootori universaalseks. Ioonmootorid ja hallitõukurid kasutavad tavaliselt ksenooni, mis on suhteliselt kallis (vt. tabel 10.). VASIMR kasutab argooni, mis on kümneid kordi odavam kui ksenoon. Samuti on sellel mootoril võimalik kasutada ka vesinikku, mida on universumis rohkelt. [52]

6.2. Puudused võrreldes teiste rakettmootoritega

VASIMR, kui elektrilise jõuallikaga rakettmootor, vajab tööks suure võimsusega toiteallikat, sest kogu plasma tööprotsessi toidetakse elektrienergiaga. Selle mootori suurimaks puuduseks, nagu teistel elektrilistel rakettmootoritel, on hetkel tehnoloogiliselt olematu energiaallikas. Kui toita mootorit akudega, siis mootor vajaks tööks ülisuuri ja võimasid liitiumakusid, mida laaditakse päikesepaneelidega. Suurt akude kasutusele võtuga kasvab ka raketti kogumass, ning suurema massiga rakettidel on vaja jällegi võimsamaid toiteallikaid, et piisavat tõukejõudu saavutada. Päikesepaneelid toodavad väga vähe energiat, kui VASIMR kasutab ehk akudega ei ole võimalik VASIMR mootorit energiaga varustada.

2009. aastal läbis NEXT ioon mootor 48000 h tunnise testi ning tootis 0,327 N tõukejõudu, 7,7 kW võimsusega, kui praegu VASIMR mootor vajab 5 N tõukejõu arendamiseks 200 kW. VASIMR mootor vajab palju elektrilist energiat, et olla tõhusam kui ioonmootor. Hetkel kasutatakse ioonmootoreid, kuna need nõuavad vähe energiat ja toodavad vajalikus koguses tõukejõudu. [61]

Võrreldes keemiliste rakettmootoritega ei ole VASIMR mootoril nii hea tõukejõu ja kaalu suhe, et töötada väljaspool vaakumit. Hetkel on keemilised rakettmootorid ainukesed, mis suudavad Maa gravitatsiooni väljas väljuda. VASIMR-i mootor sobib ainult kosmoses liikumiseks.

Vaatamata VASIMR-i mootori võimekusele esinevad mootoril mitmed probleemid, mida Ad Astra Company töötajad proovivad lahendada. Näiteks üks probleemidest on ülijuhtivatest magnetitest tingitud magnetväljad. Teisena tekitab hetkel VASIMR suuri heitsoojusi, mis hajumata jätmisel tekitavad mootoril talitushäireid. Võrreldes teiste mootoritega on VASIMR-it väljaarendatud mitmeid aastaid ning sellele on kulunud palju ressursse.

6.3. Lahendamata probleemid

Energia

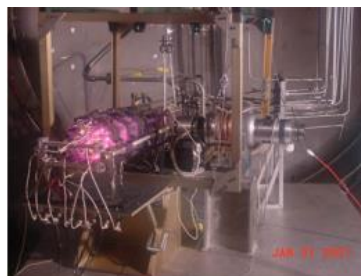
Nagu iga elektrienergia jõul töötav raketimootor, vajab ka VASIMR töötamiseks suures koguses elektrienergiat. VASIMR mootor on efektiivne kui mootor töötab suurte võimsuste peal, kuid selleks on vaja võimast toiteallikat.

Isegi, kui me elame kaasaegses ja kiirelt arenevas maailmas, on hetkel kaks võimalikku lahendust, mis saaksid VASIMR raketimootorit toita.

Päikesepaneelid on üks võimalikest lahendustes. Päikeseenergial VASIMR mootori toitmine nõuab Maa lähedal olevaid missioone nagu Maalt-Kuule, kuna päikesest kaugemale liikudes väheneb ka toodetav elektrienergia. Tavalised päikesepaneelid on ebatõhusad, et toita VASIMR mootorit. Koostöös NASA ja Glenn Research Centeriga toodeti edukalt ülikerge ja suure läbilaskvusega päikese kontsentraator. Venitatud läätse massiiv kasutab õhukese kilega läätse, et koondada suur hulk päikesevalgust väikese fotogalvaaniliste elementide alale. VASIMR-i projekt on huvitatud selle kasutamisest toiteallikana, et sooritada Maa lähedasi missioone. [26]

Tuumareaktor on teine variant, mis sobiks VASIMR mootorit toidma. See on suurepärase energiaallikas, kuid hetkel NASA ja teised kosmoseagentuurid (seal juures ka SpaceX) selles kriitilised ja ettevaatlikud. Tuumareaktori kasutamine kosmoses on seotud paljude probleemidega, millest kõige tähtsam on ohutuse tagamine. Samuti kardetakse radioaktiivsete ainete laialipaiskamist, kui kanderakett peaks plahvatama startimisel. Tuumareaktorit tuleb veel täiustada, et seda saaks kasutada VASIMR-i mootori toiteallikana. Reaktori massi tuleb tulevikus vähendada. [26]

Tuumareaktoris toodetud soojust kasutatakse elektri tootmiseks. NASA poolt 2001. aastal ehitatud tuumareaktor SAFE-400, mille eesmärk oli toota 400 kW soojusenergiat ja 100 kW elektrienergiat, kasutades Braytoni tsükliga suletud gaasiturbiini.



Joonis 21. SAFE-400 tuumareaktor [63]

Liigne heitsoojus

Oma suhteliselt suure töövõimsusega, tekitab VASIMR mootor suures koguses heitsoojust, mis tuleb kuidagi hajutada. Kui heitsoojusi ära ei juhitata ja ei selle probleemi eest korralikult ei hoolitseta, võivad mootoris kasutatud materjalid tarbetult koormata, mis võib põhjustada mootoris talitlushäireid. [26]

Rahvusvahelises kosmosejaamas ISS katsetatakse VF-200, mis on 200 kW võimsusega VASIMR-süsteem. See süsteem koosneb kahest 100 kW tõukuriüksusest, mis on pandud ühte mootorisiini. Iga tõukuri südamik toodab oma 15-minutilise tööaja jooksul 27 kW heitsoojust, mida on tarvis ära juhtida. Selles rakenduses VASIMR südamiku jahutusnõue on 27 kW mõlema südamiku kohta, mida jahutatakse sisemise jahutussärgi abil (mis on radiaator, mida hoitakse kindla temperatuuri juures). Jahutussärgi temperatuur on 283-573 K. [62]

Ülijuhtivate elektromagnetite poolt põhjustatud magnetväljad

Et plasmata hoida ühtse joana, kasutab VASIMR mootor ülijuhtivaid elektromagneteid. Magnetite poolt tekitatud magnetväljad ei lase plasmal olla kontaktis vaheseintega, et vältida suuri soojuskadusid. Magnetväljad on aga tesla vahemikus ning võivad mõjutada ja häirida teiste pardaseadmete tööd. [26]

Samuti, kuna need magnetväljad on nii tugevad, võib see interakteeruda magnetosfäärga, tekitades kosmoselaevale häiremomente. See on ka põhjus miks Ad Astra Company otsustas kasutada VF-200 testil kahte 100 kW tõukurit. Kui suunata ühe tõukuri magnetvälja teise omaga vastupidiselt, luuakse nullmagnetiline kvadruupool, mis vältib häiremomendi tekke võimaluse. [26]



Joonis 22. VASIMR mootor VX-200SS, mis on vaakumkambriga ümbritsetud [66]

6.4. Võimalikud kasutusalaad tulevikus

6.4.1. Marsile jõudmine kõigest 39 päevaga

VASIMR mootor on üks variante millega vähendada kosmosereisi aega. Pärast kuu vallutamist on inimkonnal suursoov ka reisida Marsile. Mars asub Maast minimaalselt 54,6 miljoni kilomeetri kaugusel, mis teeb kosmoselennu pikaks. Kui tavalised kosmoseraketid lendavad Marsile pea 6 kuuga, siis VASIMR mootoriga on võimalik seda aega vähendada pea 6 kordselt. Mehitatud kosmosereisi suurim takistus on kosmosekiirus, mida astronautid peavad taluma. Mida lühem on reisi aeg, seda vähem omastab organism kosmosekiirgust.

Kosmosekiirus koosneb kõrgeid energiasid omavatest prootonitest, elektronidest, ioonidest ja gammakvantidest. Galaktikalised kiired, päikesekiirus ja Maa magnetvööndides olevad osakesed on kosmilisekiirguse komponendid. Kosmiline kiirus kahjustab tervist astronautidel. Suurendades vähirisk, mõjutades negatiivselt kesknärvisüsteemi ja kutsudes esile degeneratiivseid haigusi. [64]

F. Chang-Diazi väide „VASIMR mootor on praegu maailma võimsaim plasmarakett“, vastab tõeale, kuna VASIMR suudab arendada kõrget tõukejõudu. Kui see mootor töötaks 10-20 MW võimsusega, siis reis Maalt Marsile kestaks vaid 39 päeva. [65]

Tabel 4. M. D. Pateli magistritöös olevad nõudmised 39 päevaga jõudmiseks Marsile [24]

VASIMR mootori tõukejõu ja võimsuse nõuded	Väärtused
Mootori tööaeg	39 päeva
Sisestatud võimsus iga VASIMR tõukuri kohta	200 kW
Eriimpulss iga tõukuri kohta	5000 s
Algmass enne põletamist	34.7 t
Tõukejõud iga tõukuri kohta	5 N
Vajalik VASIMR tõukurite arv	45
Vajalik toiteallika võimsus	9 MW
Kogu toodetav tõukejõud	225 N
Töökeha (argooni) mass	15 462,25 kg
Delta V (missiooni kogu kiirus ehk summaarne kiiruse juurdekasv, mis on vaja kõikideks manöövriteks)	21,403 km/s

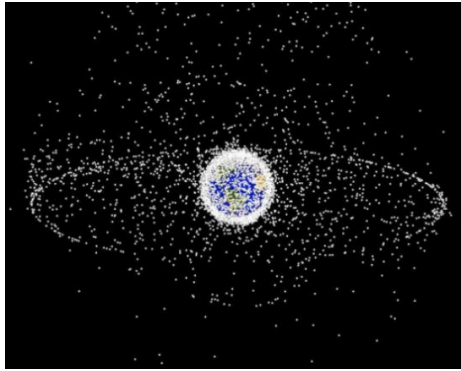
Tabelis 4. on välja toodud kriteeriumid, mitu VASIMR tõukurit vajaks kosmoserakett ning millised on nende parameetrid, et läbida rohkem kui 54,6 miljonit kilomeetrit 39 päevaga. Tabelis olevad parameetrid on arvutatud nii, et kasutada VX-200 testist saadud andmeid iga VASIMR mootori kohta. Testist saadud tulemused näitasid, et kui mootor töötab 200 kW võimsusega, siis suudab ta arendada 5000 s eriimpulssi ja 5 N vahemikus olevat tõukejõudu.

6.4.2. Kosmoseprügi eemaldamine

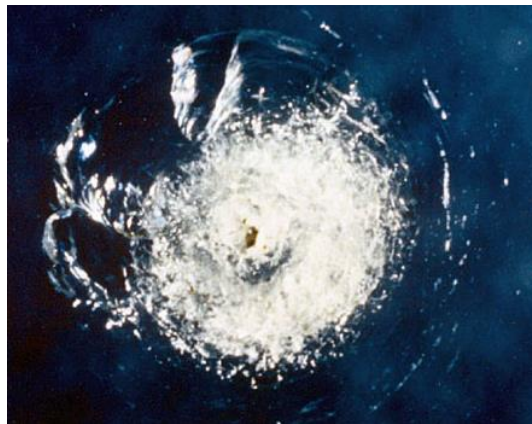
VASIMR mootorit saab edukalt ka kasutada kosmoseprügi koristamisel, mis on jäänud Maa orbiidile tiirlema. Kosmoseprügi koosneb looduslikest meteoroididest ja tehislimest orbiidijääkidest, mille hulka kuuluvad näiteks katkised satelliidid. See prügi on jäänud ka vanadest satelliitidest, millega ei ole enam ühendust saadud või on kuulutatud kasutuskõlbmatuks vanuse tõttu. Kosmoseprügi on ohuks teistele satelliitidele, kaasaarvatud ka kosmoselaevadele, sest kokkupõrke tulemusel tekivad vigastused satelliitidesse. Sellega kaasneb ahelreaktsioon, sest vigastatud satelliidist pudenevad ka uued killud, mis jäävad Maa orbiidile tiirlema. Kõige väiksemgi kosmoseprügi osake on suureks ohuks kosmoselaevale, seetõttu on tähtis teostada koristustöid.

Kosmoseprügi osakeste kiirused madalatel orbiitidel on umbes 7,5 km/s. Kui kosmoselaeva peaks tabama selline osake, siis kokkupõrge on sarnane käsigranaadi plahvatusenergiaga. Hetkel jälgib SSN (Space Surveillance Network) 27 000 objekte kosmoses, mõõtes nende kiirust, liikumistrajektoori ja ohtu teiste satelliitidele. Kuid Maa orbiidil on neid rohkem, sest tuvastada ja jälgida suudetakse vaid 5 cm suuruseid või suuremaid osakesi. Enamus praht on väiksemad kui 5 cm. [71]

Hetkel välditakse kosmoseprügi kokkupõrke tõenäosuse arvutamisega. Kui kokkupõrge kosmoselaevaga on suurem kui 1:10 000, siis viiakse läbi manööver. Kuna hetkel ei teostata veel koristustöid, siis kosmoseprügi hulk aina suureneb. [71] Hetkel on Maa orbiidil 6 542 satelliiti 2021. aasta seisuga ning nende tegevusaja lõppemisel jäävad nad lihtsalt orbiidile tiirlema. [70]



Joonis 23. Kosmoseprügi Maa orbiidil [68]



Joonis 24. Kosmoseraketti Challengeri akna vigastus pärast kokkupõrget kosmoseprügiga [69]

Joonisel 24. on näha kosmosesüstiku vigastust missioonis STS-7 vigastust, mis on vaid mõne millimeetri suurune, kus seda tekitanud võõrkeha oli veelgi väiksem. Millimeetrine osake kahjustab tugevasti satelliidi või kosmoselaeva pinda. Sentimeetrine osake vigastab tõsiselt ning 10 cm osake võib satelliidi tükkideks lüüa.

Koristustöid tehes peab kosmoselaeva mootor olema võimalikult efektiivne ja hästi juhitud. Kosmoseprügi tiirleb erinevates kaugustes ümber Maa, seetõttu on tähtis, et rakett ei kulutaks suures koguses kütust teostades koristustöid. Kosmoseraketid ja satelliidid kasutavad prügilippe, mis suudavad taluda lööke sõltuvalt kosmoseprügi suurusest, mis on maksimaalselt 1 cm suurune osake. [70]

Hetkel on välja pakutud mitmeid plaane kosmoseprügi eemaldamiseks, kus enamik neist on väikesed robotsatelliidid, mis korjavad orbitaalprügi kas magnetiga või kombitsatega (mis sarnaneb neljakäpalisele haaratsile). Seejärel saadetakse see Maa atmosfääri, kus mõlemad ära põlevad. Selline lahendus ei tundud efektiivne, kuna see nõuab järjepidevaid ressursse ja uute koristusseadmete lennutamist Maalt. [72]

Mõistlik oleks ehitada üks suur kosmosejaam, mis lennutab väikeseid roboteid. Robotite ülesanne oleks kaardistatud osake kinni püüda kasutades võrku, ning naasta siis kosmosejaama, kus prügi kokku korjatakse suurde anumasse. Hiljem anumatäitumisel saadetakse see Maa peale tagasi.

Selleks vajab kosmosejaam hästi juhitavat ja võimsat mootorit. VASIMR sobiks hästi selle ülesande täitmiseks. Samuti vajab seade head toiteallikat, et kosmosejaama toita ja roboteid üleslaadida. Päikesepaneelidega toitmine on üks lahendusetest, sest tööprotsess toimub Maa lähedal, kus kättesaadav päikeseenergia on piisav.

7. KOKKUVÕTE

Elektrilistel rakettmootoritel on suur potentsiaal saada võtmeks kosmose avastamisel, kuna elektrilised rakettmootoritel on kõrge eriimpulss ja on kütusesäästlikud. VASIMR on elektriline plasma rakettmootor, mida veel arendatakse välja Ad Astra Company juhendusel, kuid 2021. aasta testi järgi on see mootor võimeline arendama ligi 6 N tõukejõudu ja töötama pidevalt vähemalt 88 tundi. VASIMR mootori erilisus peitub selles, et ta on võimeline töötama mitmes töörežiimis ja suudab kasutada erinevaid töökeha allikaid näiteks vesiniku, mis on kosmoses kõige kergemini kättesaadav. Samuti puuduvad sellel mootoril liikuvad mehaanilised osad, mis teeb mootori töökindlamaks.

Samuti sai uuritud, et kas on võimalik lennata Marsile võimalikult kiiresti. Kui kasutada VASIMR mootoreid Marsi missioonile kiirendamiseks, siis kosmoselaev peab olema võimalikult kerge, sest enamus massi võtab enda alla päikesepaneelid. VASIMR mootor tarbib märkimisväärses koguses võimsust ning see elektrienergia on vaja kusagilt toota. Kuna tuumareaktorid on veel väikese võimsuse ja massi suhtega ning ohtlikud, siis päikesepaneelid on hetkel ainuke lahendus kosmosesondil elektritootmiseks. Kui me kasutame 10 VASIMR mootorit, mille tõukejõud on kokku 600 N, siis koguvajalik võimsus jääb 20 MW juurde. Selle energia tootmiseks läheb vaja vähemalt 3 500 päikesepaneeli, mille võimsuse ja massi suhe on 220 W/kg. Kosmoses reisimisel on tähtis tagada töökindlus, kuna kriitilistel juhtumitel ei saa keegi appi tulla ning probleemi kõrvaldamine iseseisvalt võib osutuda väga keeruliseks. Kuna meil on väga suurtes mõõtmetes päikesepaneelid, siis kogumassi alla tuleks ka arvestada juhtmestiku massi. Mida suurem on seda juhet läbiv vool, seda suurema ristlõikepindalaga juhet peame kasutama, see omakorda suurendab juhtme massi. Juhtme massi saab vähendada näiteks muunduritega, kuid võimsate muundurite mass on kõrge, mis võib kogumassi hoopis suurendada. 39 päevaga ei ole hetkel võimalik Marsile lennata, sest päikesepaneelide mass ja nende konstruktsiooni mass on liiga suur, et meil oleks võimalik lennata Marsile vähemalt 2,6 kuuga. Kui teha kosmoselaev töökindlamaks, siis selle arvelt suureneb ka lennuaeg.

VASIMR mootor on veel arendus käigus kuid loodetavasti võib seda mootorit näha kasutamas kosmoses reisimisel või kosmoseprügi koristamisel. Selleks tuleb ära lahendada VASIMR mootori hetkelised probleemid, mis tulenevad kõrgetest heitsoojustest ja magnetväljadest, mida tekitavad ülijuhtivad magnetid.

8. LISAD

8.1. Plasma

8.1.1. Plasma mõiste

Enamasti arvatakse, et olemas on ainult kolm aine olekut, kuid tegelikult on üle 20-ne agregaatolekut. Kõige madalama temperatuuriga moodustuv aine olek on Bose-Einsteini kondensaat ning kõige kõrgema temperatuuriga moodustuv agregaatolek on plasma. 99% [20] kogu nähtavast universumist on plasma. Kõik tähed on suured plasma kerad ja meie planeedil on näha plasmat just äikese pikselöögi kujul ning virmalistes. Plasma avastas 1879. aastal William Crookes, ning 1929. aastal anti neljanda aine oleku nimeks plasma. [20] [22]



Joonis 25. Plasma [21]

Plasma on osaliselt või täielikult ioniseeritud gaas, mis on kvaasineutraalses olekus. Ioniseerimisel eralduvad gaasi aatomitest või molekulides elektronid, ning alles jäävad eraldi positiivse laenguga ioonid ja negatiivse laenguga elektronid. Kuna laetud elektronid ja ioonid on vabad laengukandjad, siis plasma juhib väga hästi elektrit ning reageerib aktiivselt elektromagnetväljadele. [23]

Laetud osakesed plasmas, mis on kvaasineutraalne gaas, näitavad kollektiivset käitumist. Kvaasineutraalsus tähendab, et plasmas on positiivseid ja negatiivseid laenguid ühepalju ja summaarne laeng on peaaegu null. Samal ajal, plasma osakeste vahel esineb elektromagnetilised jõud. Kollektiivne käitumine tähendab, et üksiku osakese liikumise määravad lähedal ja kaugel asuvad teiste osakeste koostoime. [20] [23]

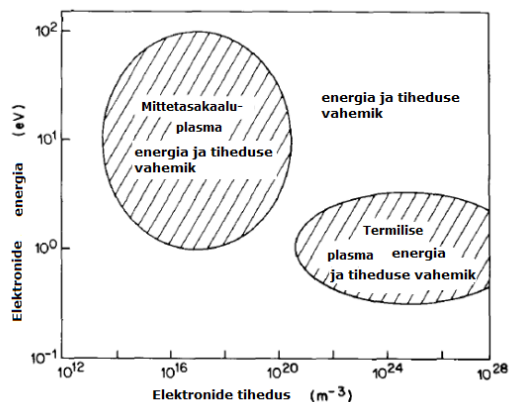
8.1.2. Plasma oleku tekitamine

On olemas maapealsed, astrofüüsikalised ja kunstlikud plasmad. Maapealsed plasmad on näiteks ionosfäär ja magnetosfäär. Astrofüüsikalised plasmad on plasmad, mis on tekkinud kosmoses, näiteks tähed, päikesetuul või udugogud. Kunstliku plasma genereerimiseks on mitmeid vahendeid. Üks põhimõte on aga ühine neile kõigile: selle tootmiseks ja hoidmiseks peab olema energiasisend. [23]

Rakendades elektrivoolu dielektrilisele gaasile, saab samuti tekitada plasma olekut. Dielektrilise gaasi molekulide elektronid liiguvad anoodi (positiivselt laetud elektrood) suunas ja positiivsed ioonid liiguvad katoodi (negatiivselt laetud elektrood) suunas. Tänu elektrilise polarisatsioonile pinge kasvab ning vool pingestab materjali üle dielektrilise piiri ning muudab isolaatorist materjali juhtivaks materjaliks. Selle aluseks on Townsendi laviin, kus elektronid põrkuvad kokku molekulidega tekitades ahelreaktsiooni, kuniks tekib ioniseeritud gaas ehk plasma. Tehisplasma jaguneb termiliseks (kuumaks plasmaks) ja mittetasakaaluliseks plasmaks (külmaks plasmaks). [23] [25]

Termilist plasma toodetakse kõrgel rõhul (suurem kui 10 kPa, atmosfäärirõhu juures) otsese alalisvoolu-, vahelduvvoolu-, raadiosagedus- (RF) või mikrolaineallikaga. Plasma temperatuur ulatub 2000 K kuni 20 000 K juurde. $T_e = T_h$, kus T_e on elektronide temperatuur ja T_h on raskete osakeste, ehk ionide ja neutraalsete osakeste temperatuur [25]

Mittetasakaaluplasmad on madala rõhuga plasmad, mida iseloomustavad kõrgete elektronide temperatuurid ning madalate temperatuuridega ioonid ja neutraalsed osakesed. ($T_e \geq T_h$) [25]



Joonis 26. Plasma tekitamine elektronide tiheduse ja temperatuuri suhtes [25]

Joonis 26. näitab, millistes vahemikes peavad olema elektronide temperatuur ja nende tihedus, et tekiks mittetasakaaluline plasma või termiline plasma.

Termilise plasma põhilised kasutusvaldkonnad on metalli lõikamine, keevitamine. Plasma termilise genereerimise seadmed, mida tuntakse tõrvikutena, toodavad plasmad elektronide ja ioonide energiatega suurusjärgus 1-2 eV ja väga madala gaasiionisatsiooniga. Samuti on termilise plasma kasutusvaldkonnaks ka plasmajuga, millel on kõrged temperatuurid, entalpiad (siseenergia ja rõhuenergia summa) ja suured vood. Plasmajoa kuumuse ja suure voo tõttu saab seda kasutada materjali tööstuses. [25]

Külma või mittetasakaalulist plasmad toodetakse vaakumi tingimustes, kasutades madalat raadiosagedus- või mikrolaine- või alalisvooluallikaid. Mittetasakaalulist plasmad kasutatakse näiteks hõõglahendustes, raadiosageduste lahendustes (nanopulbri sünteesis) või koroonalahendustes. Samuti on kasutusel ka valgustustes, pindade puhastamises, söövitamises, kile sadestamises jne. [25]

8.2. Mootori ülesehitus

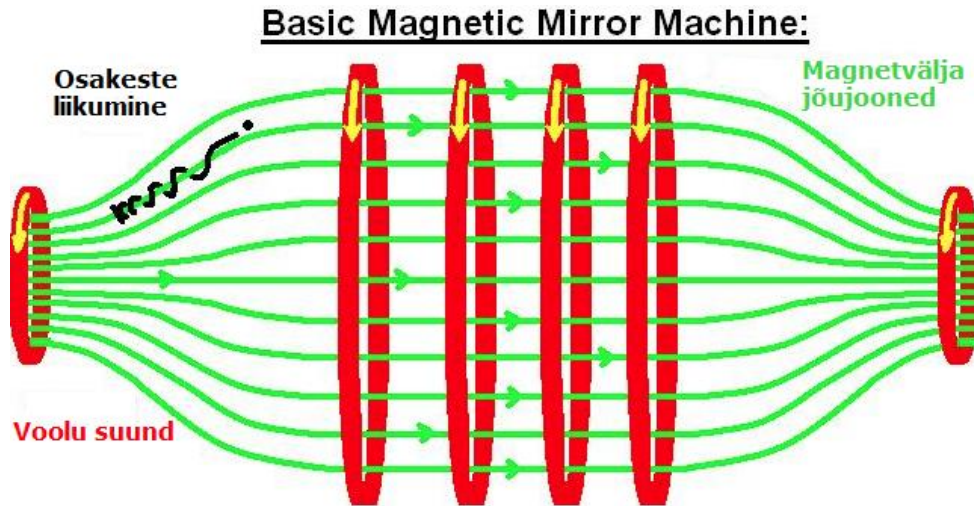
VASIMR-i mootori ülesehitus sarnaneb ioonmootorile, kuid ioonmootor ei kasuta ICRH, mis kiirendaks ioonide nii intensiivselt nagu VASIMR. Esimene prototüüp VX-50, sai valmis 2005. aastal ning tootis 0,5 N tõukejõudu. Mootori testimisel töökehana kasutatakse siiani argooni.

Mootor koosneb mitmest elemendist: helikonist, ülijuhtivatest magnetitest, ICRH antennist, düüsist, elektrienergia allikatest ja kvartstorust.

VASIMR-i mootori esimene osa on töökehamahuti, kus hoiustatakse surve all olevat vedel gaasi. Gaas juhitakse läbi torusiku kvartstorru. Kvartstoru läbimõõt on umbes 10 cm, mille peale on ühendatud helikoni antenn. Selles staadiumis gaas ioniseeritakse ja muudetakse külmaks plasmaks. Vasest helikoni antenn on pikkuselt ja laiuselt üpris väike võrreldes kogu mootoriga. Külma plasma juhitakse läbi kvartstoru edasi ICRH antenni. Helikoni ja ICRH antenni vahele jäävad ülijuhtivad magnetid. Magnetite eesmärk on tekitada plasma

osakeste spiraallikumist. Pidevat spiraallikumist tekitab nii nimetatud magnetpeegli efekt. [55]

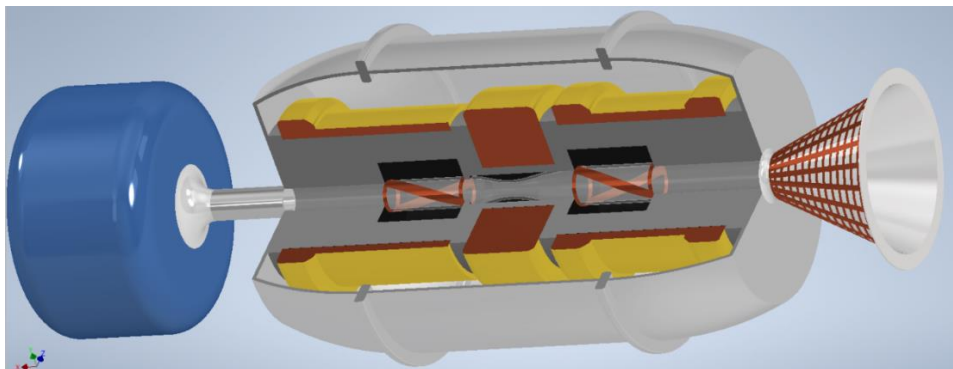
Kahe või mitme lähestikku asuva magnetite efekti, kus elektromagnetite voolu suund on kõigil sama, nimetatakse magnetpeegliks (venekeeles „magnet lõks“ (магнитный захват)). Selle tulemusel ühenduvad magnetvälja jooned teiste elektromagnetitega. (Vt. joonis 27.)



Joonis 27. Magnetpeegli efekt [50]

Kuna magnetväljad on ühesuunalised ja ajas muutumatud, siis osakesed ei saa ega kaota oma energiat. Kui mõned osakesed põrkuvad magnetväljas kokku, siis selle tulemusel väheneb osakeste väljumiskiirus. Magnetpeegli seadmeid veel täiustatakse, et vähendada plasma osakeste kokkupõrkeid. [51]

Pärast plasma kuumutamist kuni miljoni kraadini, tänu ICRH antennile, lastakse plasma koheselt välja läbi düüsi, mis on mootori viimane osa. Düüs on samuti kaetud poolidega, mis muudab plasma osakeste spiraallikumise joonliikumiseks, enne vaakumisse paiskamist.



Joonis 28. VASIMR mootori 3D CAD mudel

Mudelis (vt. joonis 28.) on näha, et mootoril puuduvad liikuvad mehhaanilised osad. Kogu tööprotsessiks on vajalik võimas energiaallikas ja gaasiline töökeha. Mudelis sinine paak tähistab töökehapaaki, kust gaas väljastatakse mootorisse.

8.3. VASIMR mootori katsetused

VX-10

1998. aastal tehti esimene helikoni plasma katse, kus helikonilahendusega VX-10 töötas võimsusega kuni 10 kW. Järgmisel aastal õnnestus saada ühekordne ICRH kiirendus kergete ionide plasmas. [54] [55]

VX-25

2002. aastast kuni 2005. aastani tehti teine katse helikonilahendusega, mis töötas 25 kW võimsusega. [54]

VX-50

2005. aasta lõpus tehti katse üle 50 kW võimsusega. ASPL-is (Advanced Space Propulsion Laboratory) saavutati täielik ja tõhus plasmatootmine ning plasmaioonide kiirendamine mootori teises astmes. [53] [54]

VX-100

Uus katse sai alguse 2007. aastal, kus tõsteti raadiosagedusliku võimsust võrreldes eelmise testiga kaks korda. Mootoril oli vesijahutusega elektromagnetid ja testimiseks lisati roostevabaterasest vaakumkamber. Mootori koguehitus sarnaneb VASIMR mootori lõppehitusega. 100 kW võimsusega mõõdeti mootoril ionisatsioonikuluga 100 eV/iooni ja ionide energia oli 300 eV. Plasma voog mõõdeti 10^{21} iooni/s. Tõukejõud jäi 0,5 N juurde. [58]

VX-200i

2008. aastal testiti mootorit vaakumkambris, sest rakettmootorid töötavad paremini vaakumkeskkonnas. Testi eesmärgil sooviti katsetada VX-200 testi jaoks magnetdüüsi ning töökehaks kasutati 25 mg/s argooni. Test loeti edukaks, kui taustplasma tihedus ja neutraalse argooni rõhk mõõdeti 10^9 cm^{-3} ja $2 * 10^{-5}$ Torri ehk 0,00267 Pa vastavalt [57]

VX-200

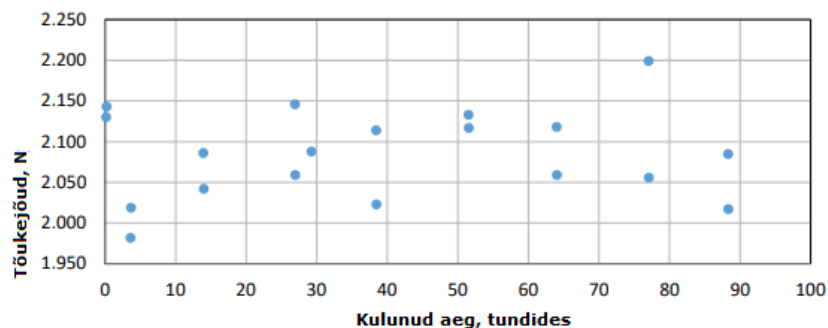
Pärast VX-100 on tehtud palju uuendusi kiires plasma käivituses ja automatiseeritud kõrgvaakumsüsteemis. VX-200 testimine hakkas peale 2008. aastal. Testi eesmärk oli katsetada tõukuri jõudlust 200 kW juures. Eksperiment osutus edukaks, sest mootor töötas tõrgeteta ja kasuteguriga oli 73%. Mõõdetud tõukejõud oli vahemikus $5,8 \pm 0,4$ N juures. Mõõdetud eriimpulss Isp oli 4900 ± 300 s. [56]

VX-CR

VX-CR on VASIMR mootori arendatud plasma katseplatvorm, mis simuleerib helikoni plasmaallika tööd. Katse eesmärk oli uurida plasma käitumist läbi aja, et analüüsida selle eluiga ning kaasnevaid probleeme. Eksperiment toimus aastatel 2010 ja 2011. 2011. aastal püstitati uus akumulieeritud tööaja rekord, kokku üle 106 tunni erinevatel raadiosageduslikel võimsustasemetel 1,0 - 3,5 kW. [59]

VX-200SS

2021. aastal läbis programm VX-200SS kuus kuud kestnud arendus- ja testimistööd. NASA eesmärgiga demonstreerida püsiseisundit 100 kW mootor tehnoloogia valmisolekut tasemel 5. 2021. aasta juulis töötas VX-200SS 80 kW 88 tundi pidevalt, ületades viiekümnekordselt varem näidatud kestvust selle võimsuse tasemel. Tõukejõu mõõtmised kõikusid muutusega 10% piires [60]



Joonis 29. Tõukejõu muutus läbi kulunud aja [60]

Prototüüp VX-200SS näitas oma püsioleku töövõimsus märkimisväärset paranemist kuue kuu vältel, kinnitades mitmeid raketi tuuma ja raadiosageduslike toitesüsteemide disaini täiustusi. Kuigi VX-200SS prototüübi testi leping on lõppenud, kavatseb Ad Astra Company 2021. aasta teisel poolel läbi viia 100 kW võimsustaseme testid. Hetke seisuga ei ole tulemusi veel avaldatud [60]

8.4. Tabelid

Tabel 5. Survejõuga rakettmootorid

Tüüp	Kirjeldus	Eelised	Puudused
Külma gaasi tõukur [2]	Töökehana on gaas surve all paagis, mida kasutatakse enamasti kosmosesõidukite orientatsiooni korrigeerimiseks.	Lihtne ehitus, ega vaja süütemehhanismi. Odav, väike, kerge.	Väike tõukejõud ja eriimpulss, kasutatav kosmoses.

Tabel 6. Keemilise jõuallikaga rakettmootorid

Tüüp	Kirjeldus	Eelised	Puudused
Tahkekütus-rakettmootor [3]	Mootor milles kasutatakse energiaallikana tahkes olekus kütuse ja oksüdandi segu.	Lihtne ja töökindel ehitus. Võimalus odavalt ehitada väga võimast mootorit.	Põlemist raskem kontrollida. Suhteliselt madal eriimpulss.
Hübriidrakettmootor [4]	Mootor, milles on eraldi oksüdant ja tahkekütus, mis on erinevates agregaatolekutes.	Turvaline, tõukejõudu saab hästi kontrollida.	Keerukam ehitus, kui tahkekütuserakettidel. Esinevad põlemise ja tõukejõu muutmisega seotud probleemid. Hetkel ei ole leidnud kastutst.

Ühe kütuseline rakettmootor [5]	Vedelkütuse rakettmootor, milles kasutatakse energiaallikana ainult ühte kütusekomponenti.	Lihtsa ehitusega. Põlemise kiirust ja tõukejõudu saab lihtsalt kontrollida.	Süütamine võib vajada katalüsaatorid, mille riknemine võib kaasa tuua käivitamisel lõhkemist. Madal eriimpulss
Vedelkütuse rakettmootor kahe kütuse-komponendiga [5]	Mootor, milles on eraldi oksüdant ja kütus. Segunevad alles põlemiskambris.	Efektive, kütuse segunemine ja põlemisparameetrid täpselt kontrollitavad.	Keerukas ehitus, vajab tööks keerukaid pumpasid, torustikku ja reguleerivaid klappe.
Kolme kütuseline rakettmootor [6]	Rakett, milles kasutatakse üht oksüdanti ning kahte erinevat kütust, et erinevates töötappides saavutada erinevaid reaktiivjoa omadusi.	Paindlikum erinevates keskkondades.	Ehitus väga keerukas. Ei ole leidnud veel kasutust kosmoses.

Tabel 7. Optilise jõuallikaga rakettmootorid

Tüüp	Kirjeldus	Eelised	Puudused
Päikeseenergiat kasutav termorakett [7]	Töökeha kuumutatakse päikeseenergiast saadud soojusega.	Lihtne disain. Kõrge eriimpulss. Võimaldab kasutada kosmoses vedela vesiniku hoiustamisel tekkivat gaasilist vesinikku.	Suure tõukejõud saavutatav ainult madala molekulaarmassiga kütuseid kasutades. Kasutatav ainult tähele piisavalt lähedal. Vajab rasket termoisolatsiooni vedelvesiniku hoiustamiseks.

Lasertermorakett [8][9]	Töökeha kuumutatakse välise, suure võimsusega valguskiire mõjul, kas otse või soojusvaheti kaudu.	Lihtne mootori disain. Olenevalt kütusest võib saavutada väga kiire reaktiivjoa.	Kasutatav laser peab olema suure võimsusega. 1 kg kasuliku koormuse orbiidile saatmiseks kulub 1MW. Laserkiirt häirivad ilmastikuolud ning suurtel kaugustel valguskiir laieneb. Kiire reaktiivjoa ja suure kiirenduse saamiseks tuleb kasutada väikese molekulaarmassiga kütuseid.
Mikrolaineenergiat kasutav termorakett [9]	Töökeha kuumutatakse välise, suure võimsusega mikrolaine kiire abil.	Võimaldab saavutada veelgi kiiremat reaktiivjuga, kui valgusenergiat kasutaval termoraketil.	Sarnanevad valgusenergiat kasutatavate termorakettidega. Piisavalt peene kiire saavutamiseks peab mikrolainesaatja olema väga suur

Tabel 8. Tuumaenergia jõuallikaga raketimootorid

Tüüp	Kirjeldus	Eelised	Puudused
Gaasireaktori-rakett (Gas core reactor) [12]	Töökeha on reaktoris otsekontaktis gaasilise lõhustuva ainega	Väga kõrge temperatuur, hea energiaefektiivsus. Suur tõukejõud	Arendusjärgus. Reaktiivjoas leiduv suurel hulgal radioaktiivset materjali. Düüs vajab efektiivset jahutust.
Raadioisotooprakett [10]	Töökeha kuumutatakse radioaktiivse	Liikuvad osad peaaegu puuduvad. Kõrge kütuseefektiivsus.	Madala kaalu ja võimsuse suhe. Reaktiivjoas leidub

	lagunemise jäaksoojusega		radioaktiivset materjali.
Tuumaenergiat kasutav termorakett [11]	Töökeha suunatakse läbi tuumareaktori, mis seda kuumutab.	Väga kõrge kütuseefektiivsus. Keerukama reaktori tööd on võimalik rohkem juhtida.	Madala kaalu ja võimsuse suhe. Reaktiivjoas leidub radioaktiivset materjali.
Tuumasoola-rakett [13]	Kütusena kasutatakse plutooniumi või uraani soolade lahust, mis enne düüsi reaktoris kokku juhitakse, et saavutada radioaktiivse lõhustumise jaoks tarvilik kriitiline mass.	Väga kõrge energiaefektiivsus, suur tõukejõud.	Reaktiivjuga sisaldab suures koguses radioaktiivset materjali. Düüs vajab efektiivset jahutust. Kütus võib halva disaini puhul saavutada kriitilise massi.
Tuumaimpulssrakett [14]	Kosmoselaeva taga lõustatakse tuumapomme, mis laeva tõukurplaadi abil edasi tõukavad	Suur energiaefektiivsus, suur tõukejõud. Hea kaalu ja tõukejõu suhe.	Tõukurplaadile mõjuvad väga järsult suured jõud. Tuumapommid on hetkel veel suhteliselt suured ja rasked. Vältimatu radioaktiivne saastumine
Termotuumarakett [15]	Töökeha kuumutamiseks kasutatakse kergete tuumade liitumist.	Väga kõrge töötemperatuur ja väga kiire reaktiivjuga, mis võimaldab saavutada suurt kiirendust.	Kontrollitud tuumasünteesi tehnoloogia on hetkel arendusjärgus.

Tabel 9. Elektrilise jõuallikaga raketimootorid.

Tüüp	Kirjeldus	Eelised	Puudused
Resistojet-rakett [16] [17]	Gaasi kuumutatakse elektrilise kütteelemendiga. Kuumutamisel tekib gaas juhatakse düüsi või põlemiskambrisse.	Kütuse kuumutamine suurendab eriimpulssi. Võimaldab kasutada vedeldatud gaase raketikütusena.	Vajab suurt elektrienergia hulka ja annab väikese tõukejõu.
Arcjet-rakett [16] [18]	Sarnane resistojet-raketiga, kuid kütust kuumutatakse otse elektrivoolu juhtimisega läbi töökeha.	Sarnased eelised resistojet-raketiga, kuid temperatuuri ja kütuseefektiivsuse kasv on veelgi suurem.	Vajab suurt elektrienergia hulka, väga väike tõukejõud ja jõudlus sarnane ioontõukuriga.
Impulss-plasmatõukur [16] [19]	Elektrivooluga tekitatakse töökehast plasma, mis elektrivälja abil kiirendatakse	Lihtne disain, kõrge kütuseefektiivsus	Madal energeetiline kasutegur, vajab suurt energiahulka.
Ioontõukur [16]	Neutraalne gaas ioniseeritakse ja kiirendatakse magnetvälja abil.		Madal tõukejõud, vajab kõrget pinget.
VASIMR	Sarnane impulss-plasmatõukuriga, kuid plasma tekitatakse raadiolainetega ning plasma liikumist juhatakse ja kiirendatakse magnetvälja abil.	Kütuseefektiivsus ja tõukejõu hulka saab reguleerida.	Vajab suurt elektrienergia hulka. On veel arenduskäigus.

Tabel 10. VASIMR raketimootori võimalikud kasutatavad töökehad, koos nende parameetritega[40] [41] [42] [43] [44]

Raketikütus	Vesinik(H)	Heelium(He)	Neoon(Ne)	Argoon(Ar)	Ksenoon(Xe)
Plasma värvus	Sinine ja punane	Lillakas-sinine	Oranžikas-punane	Sinakas-roosa	Sinine
Aatommass	1,0079	4,0026	20,179	39,948	131,3
Aatomi ruumala mooli kohta (cm^3/mol)	14,4	19,5	16,7	28,5	37,3
Vedelgaasi tihedus (g/cm^3)	0,071	0,125	1,207	1,395	2,942
Sulamistem. (K)	14	1	25	84	161
Keemistem. (K)	20	4	27	87	165
Aurustamissoojus (kJ/ mol)	0,44936	0,0845	1,7326	6,447	12,636
Ühekordse ionisatiooni energia (eV)	13,6	24,587	21,564	15,759	12,13
Kahekordse ionisatiooni energia (eV)	-	54,416	40,962	27,629	21,21
Kolmekordse ionisatiooni energia (eV)	-	-	63,45	40,74	32,1
Maksumus (€/kg) vedelgaasi kujul	10	55	300	5	780

8. KASUTATUD KIRJANDUS

- [1] G.P. Sutton, O. Biblarz, "Rocket Propulsion Elements: Seventh Edition," 2001. [Võrgumaterjal]. Available: http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_5540_Web/propulsion_systems/subpages/Rocket_Propulsion_Elements.pdf?fbclid=IwAR2FTE2Kc3L10XtFinSrc3jAbgOAIMcNusCBab2P35gX9x8TCDBCv1az11Q
- [2] A. Anis, "Cold Gas Propulsion system- An Ideal Choice for Remote Sensing Small Satellites," 2012. [Võrgumaterjal]. Available: https://cdn.intechopen.com/pdfs/37528/InTech-Cold_gas_propulsion_system_an_ideal_choice_for_remote_sensing_small_satellites.pdf
- [3] NASA, "Solid Rocket Engine," May 13 2021. [Võrgumaterjal]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/srockth.html>
- [4] G. Story, NASA, "Large-Scale Hybrid Motor Testing," 04.12.06. [Võrgumaterjal]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20060047689/downloads/20060047689.pdf>
- [5] NASA, "Propulsion systems," [Võrgumaterjal]. Available: <https://history.nasa.gov/conghand/propulsn.htm>
- [6] M. Wade, "RD-701," 2019. [Võrgumaterjal]. Available: <http://www.astronautix.com/r/rd-701.html>
- [7] A.B. Singh, A. Chow, D. Low, K.L. Tan, K.C. Tan, Y.B. Tan, Z.J. Lai, "Solar Thermal Propulsion," [Võrgumaterjal]. Available: <http://www2.ee.ic.ac.uk/derek.low08/yr2proj/solarthermal.htm>
- [8] M.M. Michaelis, A. Forbes, "Laser propulsion: a review," 2006. [Võrgumaterjal]. Available: http://researchspace.csir.co.za/dspace/bitstream/handle/10204/1014/Michaelis1_2006.pdf;jsessionid=60085781B1E435A164E69A4F58C75C93?sequence=1
- [9] Parkin Research, "Microwave thermal rockets and laser thermal rockets," 2015.-2022. [Võrgumaterjal]. Available: <https://parkinresearch.com/microwave-thermal-rockets/>
- [10] B.V. Elsevier, "Radioisotope electric propulsion (REP): A near-term approach to nuclear propulsion," 2010. [Võrgumaterjal] Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0094576509003610?via%3Dihub>
- [11] S.K. Borowski, D.R. McCurdy, T.W. Packard, "Nuclear thermal rocket/vehicle characteristics and sensitivity trades for NASA's Mars design reference architecture (DRA) 5.0 study," 2009. [Võrgumaterjal]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20120012928/downloads/20120012928.pdf>
- [12] A.S. Koroteev, E.E. Son, "Development Nuclear Gas Core Reactor in Russia," 08.01.07.-11.01.07. [Võrgumaterjal]. Available: https://web.archive.org/web/20070930203345/http://pdf.aiaa.org/preview/CDReadyMASM07_1064/PV2007_35.pdf
- [13] R. Zubrin, "Nuclear salt water rockets: High thrust at 10,000 sec ISP," 1991. [Võrgumaterjal]. Available: http://path-2.narod.ru/design/base_e/nswr.pdf
- [14] G.R. Schmidt, J.A. Bonometti, P.J. Morton, "Nuclear Pulse Propulsion – Orion and Beyond," July 2000. [Võrgumaterjal]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20000096503/downloads/20000096503.pdf>
- [15] C.D. Orth, "Interplanetary Space Transport Using Inertial Fusion Propulsion," 20.04.98 [Võrgumaterjal]. Available: <https://web.archive.org/web/20111215124046/http://www.boomslanger.com/images/istuifp.pdf>

- [16] D.M. Goebel, I. Katz, "Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters," March 2008. [Võrgumaterjal]. Available: https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel__cmprsd_opt.pdf?fbclid=IwAR2iHCJZGKqfe-DliRcj56SuSAuljxfIE5DmJ0d_csFi7up8Amv2OXXKBIXg
- [17] D. Gibbon, Dr A. Baker, Dr I. Coxhill, Prof. S.M. Sweeting, "The Development of a Family of Resistojet Thruster Propulsion Systems for Small Spacecraft," [Võrgumaterjal]. Available: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?referer=&httpsredir=1&article=1769&context=smallsat>
- [18] L.E. Wallner, J. Czika, "Arc-Jet thruster for space propulsion," June 1965. [Võrgumaterjal]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19650017046/downloads/19650017046.pdf>
- [19] Nanostar, "Pulsed Plasma Thruster Design," 2020.[Võrgumaterjal]. Available: http://nanostarproject.eu/wp-content/uploads/2020/10/UC3M_Pulsed-Plasma-Thruster-Design.pdf
- [20] F.F. Chen, "Introduction to plasma physics and controlled fusion, second edition Volume 1: Plasma Physics," [Raamat]
- [21] ThoughtCo. "Plasma Definition in Chemistry and Physics," [Pildimaterjal]. Available: <https://www.thoughtco.com/definition-of-plasma-605524>
- La Tene, "Äike- Unenägude seletaja, " [Pildimaterjal]. Available: https://latene.ee/blog/post;lid;1321_thunderstorm-dream-interpret
- Rohelised taastuvad energiaallikad, "Mis on päike," [Pildimaterjal]. Available: <https://www.renovablesverdes.com/et/mis-on-p%C3%A4ike/>
- [22] Wikipedia, "List of states of matter," 2022. [Võrgumaterjal]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_states_of_matter
- [23] Wikipedia, "Plasma (physics)," 2022. [Võrgumaterjal]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Plasma_\(physics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Plasma_(physics))
- [24] M.D. Patel, "VASIMR Engine Design for a Mission to Mars," May 2011. [Võrgumaterjal]. Available: https://www.sjsu.edu/ae/docs/project-thesis/Mitesh.Patel.S11.pdf?fbclid=IwAR2EemY4PDgDYvaUI_6i4C37bZRK_4cyjEFUb1DVZ_zFLbNlgp-tRocEemk
- [25] S. Samal, "Thermal plasma technology: The prospective future in material processing," 12.07.2017. [Võrgumaterjal]. Available: <https://hal-univ-rennes1.archives-ouvertes.fr/hal-01484626/document>
- [26] C.R. Webber, "Plasma, Ion-Thrusters, and VASIMR," 2011. [Võrgumaterjal]. Available: https://www.colorado.edu/faculty/kantha/sites/default/files/attached-files/webber_vasimr.pdf?fbclid=IwAR0U6cpnb2BMrEvcQ4aj80R4Lw7-45n6Bp0ZUhtOuEoTBGII5eveUt-cvtE
- [27] Ad Astra, "Company history, " 2022. [Võrgumaterjal]. Available: <https://www.adastrarocket.com/company-history/>
- [28] HispanicMonth, "F.R.C. Diaz", 2021. [Pildimaterjal]. Available: <https://www.hispanicmonth.net/famous-people/franklin-ramon-chang-diaz/>
- [29] T. Glover, F.R.C. Diaz, J.P.Squire, "Principal VASIMR Results and Present Objectives," 02.2005. [Võrgumaterjal]. Available: https://www.researchgate.net/publication/228358138_Principal_VASIMR_Results_and_Present_Objectives
- [30] Ad Astra, "Ad Astra Rocket Company Shatters power and Endurance record in recent tests of the VASIMR VX-200SS Plasma rocket," July 2021. [Võrgumaterjal]. Available: <https://www.adastrarocket.com/pressReleases/2021/20210709-PressRelease.pdf>
- [31] Wikiwand, "Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket," 2022. [Võrgumaterjal]. Available:

- https://www.wikiwand.com/en/Variable_Specific_Impulse_Magnetoplasma_Rocket
- [32] Parabolic Arc, "Ad Astra Rocket Company," 31.03.22. [Vörgumaterjal]. Available: <http://www.parabolicarc.com/tag/ad-astra-rocket-company/>
- [33] NASA, "The VASIMR VF-200-1 ISS Experiment as a Laboratory for Astrophysics," 2010. [Vörgumaterjal]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20100033214>
- [34] Spaceref, "NASA and Ad ASTRA Rocket Company sign Agreement for flight test of the VASIMR rocket engine aboard the International Space Station," 13.12.2008. [Vörgumaterjal]. Available: <http://www.spaceref.com/news/viewpr.html?pid=27179>
- [35] Rico, Costrarica, "Costa Rica Developed Plasma Engine Could Reach Mars in 39 Days," 09.01.16. [Vörgumaterjal]. Available: <https://qcostarica.com/costa-rica-developed-plasma-engine-could-reach-mars-in-39-days/>
- [36] NASA, "The Engine That Does More," [Vörgumaterjal]. Available: https://www.nasa.gov/audience/foreducators/k-4/features/F_Engine_That_Does_More.html
- [37] Ad Astra, "High-Power Electric Propulsion with VASIMR Technology," [Vörgumaterjal]. Available: <http://www.unoosa.org/documents/pdf/psa/hsti/CostaRica2016/2-4.pdf>
- [38] H. J. Kramer, "VASIMR," 2002. [Vörgumaterjal]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/vasimr>
- [39] Wikimedia commons, "VASIMR.png," [Pildimaterjal]. Available: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Vasimr.png>
- [40] R. Nave, Hyperphysics, "Hydrogen," [Vörgumaterjal]. Available: <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/pertab/H.html#c3>
- [41] ChemGlobe, "Helium," [Vörgumaterjal]. Available: https://chemglobe.org/ptoe/_/2.php
- [42] ChemGlobe, "Neon," [Vörgumaterjal]. Available: https://chemglobe.org/ptoe/_/10.php
- [43] R. Nave, "Argon," [Vörgumaterjal]. Available: <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/pertab/Ar.html>
- [44] R. Nave, "Xenon," [Vörgumaterjal]. Available: <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/pertab/xen.html>
- [45] D.G. Escolà, "Computational Analysis of Ion Cyclotron Resonance Frequency Heating for DEMO," June 2015. [Vörgumaterjal]. Available: https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2117/85835/DANI_TESI.pdf?sequence=1&isAllowed=y
- [46] Wikipedia, "Ion cyclotron resonance," [Vörgumaterjal]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Ion_cyclotron_resonance
- [47] W. Mook, "How much thrust could a VASIMR engine theoretically produce?," 2017. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.quora.com/How-much-thrust-could-a-VASIMR-engine-theoretically-produce>
- [48] S.N Bathgate, M.M.M. Bilek, D.R. Mckenzie, "Electrodeless plasma thrusters for spacecraft: a review," 20.06.17. [Vörgumaterjal]. Available: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/2058-6272/aa71fe/pdf>
- [49] F.R. Chang Diaz, J.P. Squire, A.V. Ilin, G.E Mccaskill, "The development of VASIMR engine," September 1999. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.researchgate.net/publication/228716756_The_development_of_VASIMR_engine
- [50] Wikipedia, "Magnetic Mirror," [Vörgumaterjal]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Magnetic_mirror
- [51] R. Fitzpatrick, "Magnetic Mirrors," 31.03.11. [Vörgumaterjal]. Available: <https://farside.ph.utexas.edu/teaching/plasma/lectures/node21.html>

- [52] AdAstra, "The VASIMR Engine," [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.adastrarocket.com/our-engine/>
- [53] AdAstra, "High Power VASIMR Experiments using Deuterium, Neon and Argon," 2007. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.adastrarocket.com/technical-papers-archives/Jared_IEPC07.pdf
- [54] H.J. Kramer, eoPortal Directory, "VASIMR," [Vörgumaterjal]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/vasimr>
- [55] AdAstra, "Ion Acceleration By Single Pass Ion Cyclotron Heating In The VASIMR Engine," 2005. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.adastrarocket.com/technical-papers-archives/IEPC2005.pdf>
- [56] AdAstra, "VASIMR VX-200 Operation at 200kW and Plume Measurements: Future Plans and an ISS EP Test Platform," 2011. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.adastrarocket.com/technical-papers-archives/Jared_IEPC11-154.pdf
- [57] AdAstra, "Ambipolar Ion Acceleration in the Expanding Magnetic Nozzle of the VASIMR VX-200i," 2009. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.adastrarocket.com/technical-papers-archives/Ben-JPC=AIAA-2009-5359-704.pdf>
- [58] AdAstra, "VASIMR Performance Measurements at Powers Exceeding 50kW and Lunar Robotic Mission Applications," 2008. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.adastrarocket.com/technical-papers-archives/ISGLP_JPSquire2008.pdf
- [59] AdAstra, "The VX-CR Experiment: A Thermal and Lifetime Testbed for the VASIMR Engine," 2011. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.adastrarocket.com/technical-papers-archives/Juan-IEPC11-155.pdf>
- [60] AdAstra, "Steady-State Testing in the VASIMR VX-200SS Project," 2021. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.adastrarocket.com/wp-content/uploads/2021/12/2021_AIAA_ASCEND_VASIMR.pdf
- [61] AdAstra Rocket Company, "Technology," 2013. [Vörgumaterjal]. Available: <https://web.archive.org/web/20130522003114/http://www.adastrarocket.com/arc/Technology>
- [62] R.B. Sheth, E.K. Ungar, J.P. Chambliss, NASA, "Design of a High Temperature Radiator for the Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket," [Vörgumaterjal]. Available: ntrs.nasa.gov/api/citations/20120006480/downloads/20120006480.pdf
- [63] G. Langford, "Benefits of Nuclear Fission to the Civilian Space Program," 06.11.01. [Pildimaterjal]. Available: https://www.energy.gov/sites/prod/files/LangfordNERAC_11-01.pdf
- [64] NASA, "Why Space Radiation Matters," 2019. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.nasa.gov/analogs/nsrl/why-space-radiation-matters>
- [65] L. Zyga, "Plasma rocket could travel to Mars in 39 days," 2009. [Vörgumaterjal]. Available: <https://phys.org/news/2009-10-plasma-rocket-mars-days.html>
- [66] AdAstra, "Advances in Duration Testing of the VASIMR VX-200SS System," 2016. [Pildimaterjal]. Available: <https://www.adastrarocket.com/technical-papers-archives/JPC%20AIAA-2016-4950.pdf>
- [67] N. Atkinson, "Trips to Mars in 39 Days," 2009. [Pildimaterjal]. Available: <https://www.universetoday.com/42167/trips-to-mars-in-39-days/>
- [68] S. Ornes, "The solar system's biggest junkyard," 22.09.08. [Pildimaterjal]. Available: <https://www.sciencenewsforstudents.org/article/solar-systems-biggest-junkyard>
- [69] A. Miller, "Space debris is a real, if rare, threat to spacecraft-including satellites," 11.07.18. [Pildimaterjal]. Available: <https://www.sciencenewsforstudents.org/article/space-debris-is-a-real-if-rare-threat-to-spacecraft-including-satellites>

- <https://www.viasat.com/about/newsroom/blog/space-junk-is-a-real-if-rare-threat-to-spacecraft-including-satellites/>
- [70] N. Mohanta, "How many satellites are orbiting the Earth in 2021?," 28.05.21. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.geospatialworld.net/blogs/how-many-satellites-are-orbiting-the-earth-in-2021/>
- [71] NASA, "Space Debris and Human Spacecraft," 26.05.21. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/news/orbital_debris.html
- [72] The European Space Agency, "How to catch a satellite," 21.02.14. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.esa.int/Safety_Security/Clean_Space/How_to_catch_a_satellite
- [73] Vladislav-Veniamin Pustõnski, "Astronautics loengu materjalid," 2019.
- [74] Wikipedia, "Tsiolkovsky rocket equation," [Vörgumaterjal]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Tsiolkovsky_rocket_equation
- [75] Wikipeedia, "Elektriline raketmootor," [Vörgumaterjal]. Available: https://et.wikipedia.org/wiki/Elektriline_raketmootor
- [76] J. Navarro-Cavall, E. Ahedo, "Helicon Plasma Thrusters: prototypes and advances on modeling," 2013. [Pildimaterjal]. Available: <https://www.semanticscholar.org/paper/Helicon-Plasma-Thrusters%3A-prototypes-and-advances-Navarro-Cavall-Ahedo/a38239f2bff591822a607ee1bab7685f123f76a9>
- [77] J. Kennwell, A. McDonald, "Solar constant", 2022. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.sws.bom.gov.au/Educational/2/1/12>
- [78] P. Ball, "Folded solar panel opens without power source", June 28, 2019. [Vörgumaterjal]. Available: <https://physics.aps.org/articles/v12/75>
- [79] Alibaba, "5kW pv grid-tied inverter 15kW 30kW 50kW 35kW PV inverter 3 phase 220v to 380v Growatt Solar Inverter" 2022. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/50kw-pv-grid-tied-inverter-15Kw_1600285640897.html?spm=a2700.7724857.normal_offer.d_image.3aa710b8qddK7v
- [80] MITOPENCOURSEWARE, "Space propulsion", 2022. [Vörgumaterjal]. Available: <https://ocw.mit.edu/courses/16-522-space-propulsion-spring-2015/pages/lecture-notes/>
- [81] S.A. Zirbel, B.P. Trease, M.W. Thomson, R.J. Lang, S.P. Magleby, L.H. Howell, "HanaFlex: a large solar array for space applications", 22.05.2016. [Vörgumaterjal]. Available: https://www.spiedigitallibrary.org/conference-proceedings-of-spie/9467/94671C/HanaFlex-a-large-solar-array-for-space-applications/10.1117/12.2177730.short?SSO=1&fbclid=IwAR3ERIKCqCtCmo5UGzcmIh3sN78mmKLW515pLIDI0_YX_W_UPyJ99-NzDA0
- [82] Sunrun, "How long do solar panels really last?", 10.01.2018. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.sunrun.com/go-solar-center/solar-articles/how-long-do-solar-panels-really-last>
- [83] NASA, "International Space Station Facts and Figures", 04.11.2021. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.nasa.gov/feature/facts-and-figures>
- [84] NASA, "Skylab: America's First Space Station", 14.05.2018. [Vörgumaterjal]. Available: <https://www.nasa.gov/feature/skylab-america-s-first-space-station>
- [85] Pinterest, "Skylab: "The first US space station (1973-1979)", 2021. [Pildimaterjal]. Available: <https://www.pinterest.com/pin/779545016726110656/>
- [86] B. Spence, S. White, N. Wilder, T. Gregory, M. Douglas, R. Takeda, "Next Generation UltraFlex Solar Array for NASA's New Millennium Program Space Technology 8," 2005. [Vörgumaterjal]. Available:

- https://www.jpl.nasa.gov/nmp/st8/tech_papers/2005%20IEEE%20Aerospace%20Conference%20_Big%20Sky_%20Paper-%20NGU%20ST8.pdf
- [87] Tradeasia, "Liquid Argon," 2022. [Pildimaterjal]. Available: <https://www.chemtradeasia.com/en/liquid-argon>
- [88] Rwthachen University, N. Soltau, "High-Power Medium Voltage DC-DC Converters," 03.03.2017. [Võrgumaterjal]. Available: <https://publications.rwth-aachen.de/record/688889/files/688889.pdf>
- [89] Alibaba, "30% Efficiency gallium arsenide solar cell," 2022. [Võrgumaterjal]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/30-Efficiency-gallium-arsenide-solar-cell_60823587273.html