YDINVOIMAPERÄINEN PROPULSIO AVARUUDESSA

Lappeenrannan–Lahden teknillinen yliopisto LUT

Energiatekniikan kandidaatintyö

2022

Vilho Pakkanen

Tarkastaja: TkT Heikki Suikkanen

TIIVISTELMÄ

Lappeenrannan–Lahden teknillinen yliopisto LUT

LUT Energiajärjestelmät

Energiatekniikka

Vilho Pakkanen

Ydinvoimaperäinen propulsio avaruudessa

Energiatekniikan kandidaatintyö

27 sivua, 6 kuvaa ja 1 taulukko

Tarkastaja: TkT Heikki Suikkanen

Avainsanat: Ydinvoima, Propulsio, Ydinlämpöraketti, NTR, YVR

Tässä kandidaatintyössä tehdään kirjallisuuskatsaus ydinvoimaperäisestä propulsiosta avaruuskäytössä. Työssä esitellään erilaisia ratkaisuja ja konsepteja, sekä avataan niiden historiaa, sekä nykytilannetta.

Työn tarkoitus on selvittää, millaisia ydinvoimaperäisiä aluksia on aikaisemmin keksitty ja mikä on niiden nykytila. Tämän lisäksi tehdään katsaus ydinturvallisuuteen aiheen parissa, sekä tarkastellaan tulevaisuuden näkymiä.

Ydinvoiman käyttö propulsion lähteenä on vielä aluillaan, vaikka sitä on tutkittu jo yli 60:n vuoden ajan. Kehitystyötä on hidastanut esimerkiksi Tšernobylin vuoden 1986 ydinvoimalaonnettomuus ja siitä aiheutuneet asenteet ydinvoimaa vastaan.

Työn selvityksessä huomataan, että ydinvoimaperäinen propulsio voi tarjota kestävän ja toimivan ratkaisun tulevaisuuden avaruusmatkailun tarpeisiin. Sen etuna on korkea teho suhteessa polttoaineen määrään, sekä tämän ansiosta kemiallisia raketteja suuremmat matkustusnopeudet. Mikäli ydinvoimaperäisistä raketeista saadaan riittävän turvallisia, kestäviä, sekä edullisia ratkaisuja aikaan, ne voivat mahdollisesti olla tulevaisuuden keino matkustaa suuria etäisyyksiä avaruudessa.

ABSTRACT

Lappeenranta–Lahti University of Technology LUT

School of Energy Systems

Energy Technology

Vilho Pakkanen

Nuclear powered propulsion in space

Bachelor's thesis

2022

27 pages, 6 figures and 1 table

Examiner: TkT Heikki Suikkanen

Keywords: Nuclear power, Propulsion, Nuclear thermal rocket, NTR, YVR

In this bachelor's thesis, a literature review is done about nuclear-powered propulsion in space applications. In this paper, different solutions and concepts are introduced together with a view of the history and current situation of that subject.

The goal of this work is to determine what type of nuclear-powered vessels have been invented and what their current status is. In addition, a review is done in nuclear safety around the papers topic and future plans are reviewed.

Nuclear power as propulsion source is still in its early days, even though it has been researched since 50s. Its development has been slowed down, for example by 1986 Chernobyl nuclear disaster and the resulting attitudes against nuclear power.

In this work it was noticed that nuclear powered propulsion can offer a sustainable and working solution to future space travel needs. Its advantage is high power in relation to its fuel capacity and because of this, faster travelling speeds. If nuclear powered rockets are found to be safe enough, sustainable and cost effective, they can be the future way of travelling long distances trough the space.

SYMBOLI- JA LYHENNELUETTELO

Roomalaiset

A	pinta-ala	[m^2]
F	voima	[N]
g	putoamiskiihtyvyys	[m/s^2]
I	impulssi	[s]
$\dot{m}$	massavirta	[kg/s]
m	milli	
M	moolimassa	[g/mol]
p	paine	[bar, Pa]
R	ainekohtainen kaasuvakio	[J/(kg K)]
T	lämpötila	[ºC, K]
V	tilavuus	[m^3]

Kreikkalaiset

γ	ominaislämpökapasiteettien suhde

Alaindeksit

c	muuntokerroin
C	ydin
e	ulostulo
mom	polttoaineen liikemäärän siirrosta aiheutuva voima
pres	polttoaineen pakopaineesta johtuva voima

u	molaarinen

Lyhenteet

Am	Amerikium
GCR	Gas Core Rocket
ISS	International Space Station
LNTR	Liquid Nuclear Thermal Rocket
MW	Megawatti
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NERVA	Nuclear Engine For Rocket Vehicle Application
NLB	Nuclear Light Bulb
NTR	Nuclear Thermal Rocket
Pu	Plutonium
SCR	Solid Core Rocket
STUK	Säteilyturvakeskus
Sv	Sievert
U	Uraani
UC	Uraanikarbidi
UO2	Uraanioksidi
YVR	Ydinvoimaperäinen raketti
VASIMR	Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket
ZBO	Zero-Boiloff

Sisällysluettelo

Tiivistelmä

Abstract

Symboli- ja lyhenneluettelo

1 Johdanto ... 7
2 Propulsioon liittyvää teoriaa ... 8
3 Ydinvoimarakettien tyypit ... 10
3.1 Ydinlämpöraketit ... 10
3.1.2 Kiinteä ydin ... 10
3.1.3 Nestemäinen ydin ... 12
3.1.4 Kaasuydin ... 13
3.1.5 Hybridiratkaisut ... 15
3.2 Ydinpulssipropulsio ... 16
3.3 Ydinsähköpropulsio ... 17
4 Käyttökohteet ja erityispiirteet ... 19
5 Turvallisuus ... 20
5.1 Reaktorien turvajärjestelmät ... 20
5.1.2 Aktiiviset turvajärjestelmät ... 20
5.1.3 Passiiviset turvajärjestelmät ... 21
5.2 Säteily ... 22
6 Tulevaisuuden näkymät ... 23
7 Yhteenveto ... 24
8 Lähteet ... 25

1 Johdanto

Ydinvoiman käyttöä avaruudessa propulsion lähteenä on tutkittu jo 50-luvulta lähtien nykyhetkeen asti. Tutkimusta innoittaa ydinvoiman tuomat mahdollisuudet avaruusmatkailussa, sillä se tarjoaa tehokkaan ja kestävän ratkaisun kemiallisten rakettien tilalle. Ydinvoimaperäisellä propulsiolla tarkoitetaan tässä tekstissä joko suoraan ydinreaktion lämmöllä, ydinräjähdyksillä tai reaktorin ja erillisen propulsiosysteemin avulla tuotettua työntövoimaa. Lämmöllä tuotettu propulsio, eli ydinlämpöpropulsio jaetaan tässä työssä ryhmiin niiden ytimien toimintaperiaatteiden mukaan. Näitä ovat kiinteä, nestemäinen ja kaasumainen ydin, sekä näistä muodostuvat hybridiratkaisut. (Emrich. 2016.)

Työssä tarkastellaan eri toimintaperiaatteisiin perustuvia ydinvoimalla toimivia raketteja, joihin sisältyy tekijöitä kuten, suorituskyky, hallittavuus ja turvallisuus. Katsauksen lopussa kartoitetaan tulevaisuuden näkymiä työhön liittyen, jossa on mainittu lupaavimmat konseptit tulevaisuuden rakettimoottoreiksi saatavilla olevan kirjallisuuden perusteella. Työn tarkoituksena on selvittää kyseisen teknologian historia, sekä nykyinen tilanne ja yrittää saada selville millaisen potentiaalin ne tarjoavat tulevaisuutta varten.

Avaruusmatkailun kasvaessa on keksittävä uusia keinoja siihen liittyvien ongelmien ratkaisemiseksi, joista esimerkkejä ovat suuret etäisyydet, sekä avaruudesta saatava säteily. Samaan aikaan kun edellä mainituille ongelmille kehitetään ratkaisuja, on tuotettava kestäviä ja taloudellisesti edullisia vaihtoehtoja tulevaisuuden käyttökohteisiin. (Ad Astra Rocket Company. 2022.)

2 Propulsioon liittyvää teoriaa

Propulsioon liittyy useita eri käsitteitä ja arvoja, joiden avulla selvitetään sen ominaisuuksia. Keskeisiä käsitteitä ovat työntövoima ja ominaisimpulssi. Nämä kaksi koostuvat monista eri tekijöistä kuten paine ja lämpötilaerot. Laskettaessa työntövoimaa täytyy selvittää polttoaineen liikemäärän siirrosta aiheutuva voima, sekä polttoaineen pakopaineesta johtuva voima. (Emrich 2016. s.13.)

$$F = F_{mom} + F_{pres} = \frac{\dot{m}v}{g_c} + P_e A_e = \frac{\dot{m}v_e}{g_c} \tag{1}$$

Jossa $\dot{m}$ on polttoaineen massavirta, v polttoaineen pakonopeus, v_e tehollinen polttoaineen pakonopeus, g_c painovoiman muuntokerroin, P_e ponneaineista aiheutuva paine raketin suuttimen ulostulossa ja A_e suuttimen ulostulossa oleva poikkileikkauksen pinta-ala. Muuntokertoimella tarkoitetaan tarkennettuna tilanteessa vallitsevaa putoamiskiihtyvyyttä, joka on muutettu haluttuun yksikköön. (Kenneth K, Kuo. Ragini, Acharya. 2012).

Ratkaistun voiman avulla pystytään ratkaisemaan ominaisimpulssi sen yksinkertaisimmassa muodossaan,

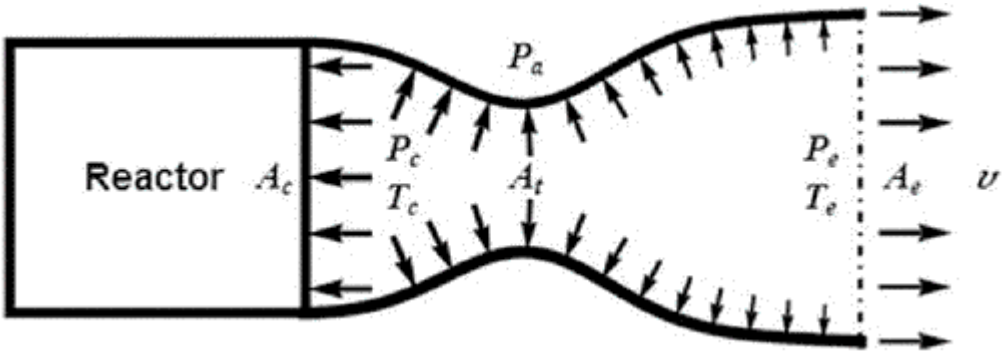
$$I_e = \frac{v_e}{g_c} = \frac{F}{g_c \dot{m}} \tag{2}$$

Ominaisimpulssi kuvaa kuinka tehokkaasti kone (tässä työssä raketti) tuottaa työntövoimaa suhteessa työnnettävään painoon. Erona impulssin laskemiseen (joka kuvaa voimaa vaikutusaikana) siinä siis huomioidaan polttoaineen massa. Impulssin yksikkö on sekunti.

Laskettaessa realistisempaa arvoa ominaisimpulssille, on siinä otettava huomioon muitakin tekijöitä edellä mainittujen lisäksi ja sille voidaan käyttää seuraavaa yhtälöä. (Emrich. 2016. s.20.)

$$I_e = \frac{1}{g_c}\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}\frac{R_u}{M}T_c\left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \tag{3}$$

Jossa γ on ominaislämpökapasiteettien $\frac{c_p}{c_v}$ suhde, R_u molaarinen kaasuvakio, M polttoaineen moolimassa, T_c ytimestä lähteneen polttoaineen lämpötila reaktorikammiossa ja $\frac{P_e}{P_c}$ ytimen ja suuttimen välinen paine-ero.



Kuva 1. Havainnekuva raketin suuttimesta ja yhtälöissä käytettävistä arvoista. (Emrich. 2016. s.12)

Itse ydinreaktiot voidaan tuottaa joko fissiona tai fuusiona. Rautaa raskaampien aineiden sidosenergiat suosivat fissiota ja kevyemmät fuusiota. Käytettäessä fissioreaktoria, on polttoaineeksi valittava fissiili nuklidi, joka kykenee ylläpitämään ydinreaktiota halutulla tavalla. Kyseisiä aineita ovat esimerkiksi U235, Pu239 ja Am242. Uraanin sekä plutoniumin fissiovaikutusalat ovat samaa suuruusluokkaa ja amerikiumin vielä astetta suurempi, joka käytännössä siis tarkoittaa sen olevan näitä kahta tehokkaampi polttoaine, mutta sen käyttö suuressa mittakaavassa olisi haastavaa, johtuen tuotannollisista vaikeuksista. (Emrich. 2016)

3 Ydinvoimarakettien tyypit

Ydinvoimaperäinen propulsio jaetaan tässä työssä kolmeen pääluokkaan; Ydinlämpöraketit, Ydinpulssipropulsio ja ydinsähköpropulsio. Näistä ensimmäinen käyttää nimensä mukaisesti ydinreaktorissa syntyvää lämpöä propulsion tuottamiseen. Pulssipropulsiossa tuotetaan hallittuja ydinräjähdyksiä liikuttamaan alusta (Emrich. 2016.) ja sähköpropulsiossa ydinreaktorin tuottama sähköteho hyödynnetään erillisissä moottoreissa tuottaen työntövoimaa (Nasa. 2021.)

Alusten konfiguraatiot ovat usein mallikohtaisia, eli esimerkiksi reaktorin sijoitus voi vaihdella mallista riippuen hyvin paljon. Useissa lämpöraketeissa reaktori on kuitenkin sijoitettu etäälle miehistöstä ja herkistä laitteistoista, joita säteily voisi vahingoittaa. (Emrich. 2016.)

3.1 Ydinlämpöraketit

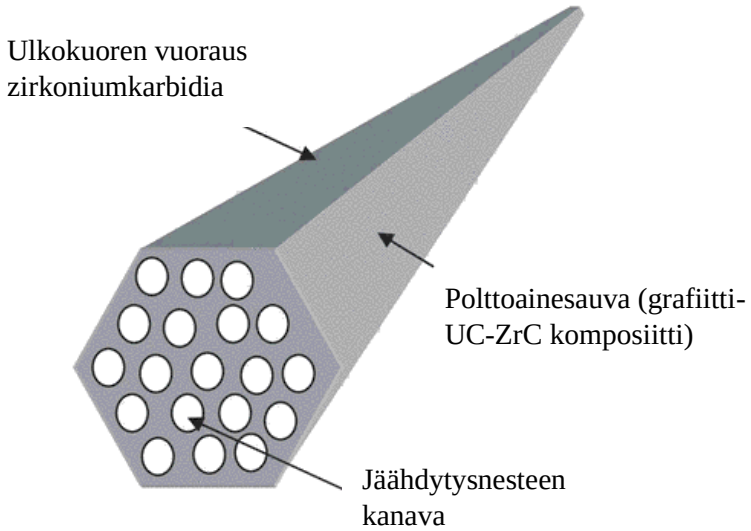
Ydinlämpöraketti (NTR, Nuclear Thermal Rocket) tarkoittaa rakettia, jossa lämmitetään työtä tekevää nestettä (usein nestemäinen vety) ydinreaktorin avulla. Lämpenevä työneste, tai toisin sanoin ponneaine kiihtyy suuriin nopeuksiin raketin suuttimessa, jossa se ohjataan ulos ja saadaan aikaan työntövoimaa virtauksen vastaiseen suuntaan. Ydinlämpöraketit jaetaan tässä työssä neljään kategoriaan; kiinteä, nestemäinen ja kaasuydin, sekä näistä muodostuvat hybridiratkaisut.

3.1.2 Kiinteä ydin

Kiinteäytiminen (SCR, Solid Core Rocket) ydinlämpöraketti on yleisin ja nykyisin ainoa täysin testattu NTR ratkaisu (Beyond NERVA. 2020). Vuonna 1953 Yhdysvallat aloitti ydinlämpörakettien kehittämisen ja vuonna 1961 käynnistettiin NERVA ohjelma, jonka tarkoituksena oli kehittää kemiallisten rakettien tilalle tehokkaampi ydinlämpöraketti. NERVA ohjelmalla saavutettiin parhaimmillaan 113.4 tuhannen kilon suuruinen työntövoima ja 850 s suuruinen ominaisimpulssi. Myös Venäjä kehitti samoihin aikoihin oman SCR versionsa, jolla saavutettiin 7 %:a parempi hyötysuhde kuin NERVA ohjelmassa, mutta työntövoima oli huomattavasti pienempi. (Emrich. 2016.)

SCR käyttää kiinteitä polttoainesauvoja kuten yleisimmät maapallolla käytettävät ydinreaktorit. Yksi mahdollinen polttoainekonfiguraatio on käyttää grafiitti-uraanikarbidi-zirkoniumkarbidi sauvoja. (Pasquale, M. 2012. s.527.) Sauvoissa oleva uraanikarbidi on myös yksi ehdokas uuden sukupolven, IV reaktoreiden polttoaineeksi. (Sawsan, El Jamal. Mats, Johnsson. Mats, Jonsson. 2021.)

Polttoaineena voidaan myös käyttää esimerkiksi olkiluodossakin käytettävää UO2:a eli uraanidioksidia. Reaktorien toiminta, sekä tehokkuus rajoittuu materiaalien sulamispisteiden (UO2 2865°C, UC 2350°C.) ja lämmönjohtavuuden mukaan. Uraanidioksidin tapauksessa sen alhainen lämmönjohtavuus aiheuttaa suurta lämpötilan nousua rajoittaen raketin tehokkuutta. (Emrich. 2016.)



Kuva 2. Esimerkki polttoainesauvakonfiguraatiosta uraanikarbidilla. (Pasquale, M. 2012. s.527.)

NERVA ohjelman alaisuudessa toiminut ”Project rover” valmisti sen toiminnan aikana neljä kiinteäytimistä rakettimallia, joista viimeisin ja tehokkain toimivaksi raketiksi tarkoitettu versio oli Phoebus-2A. Tätä seurasi vielä kaksi rakettimallia (Pewee, Nuclear furnace), jotka olivat kuitenkin tarkoitettuja testikäyttöön. Phoebus-2A on tehokkain koskaan testattu kiinteäytiminen ydinlämpöraketti, joka suunniteltiin toimimaan 5000 MW teholla ja 1100 kN

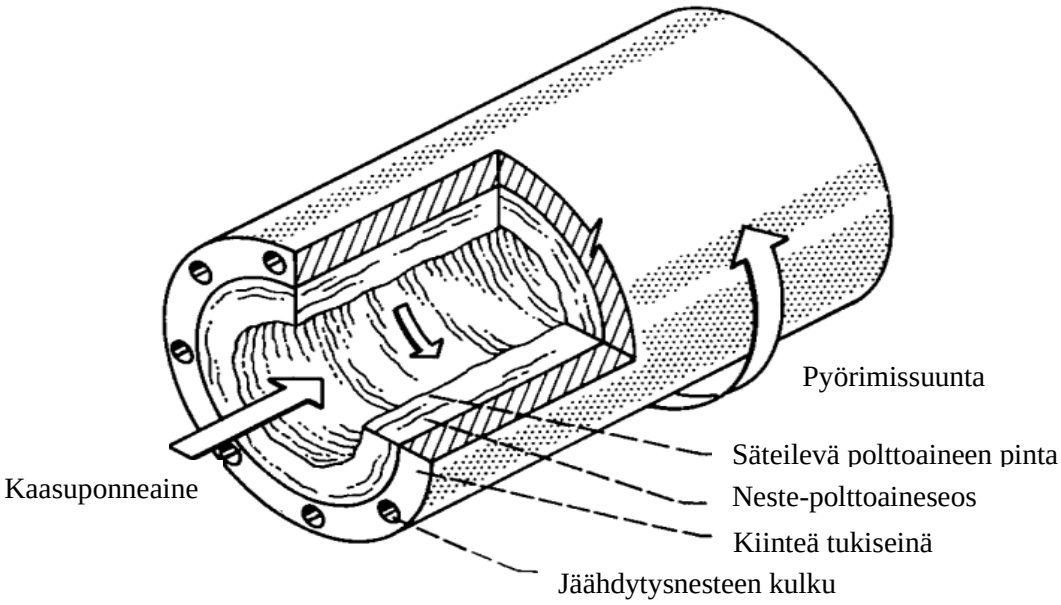
ominaistyöntövoimalla. Vuonna 1968 suoritetussa kokeessa Phoebus-2A raketilla suoritettiin 12.5:n minuutin pituinen testi, jossa sillä saavutettiin 4080 MW suuruinen maksimiteho. Testin aikana reaktoria jäähdytettiin vedyllä, jota pumpattiin reaktorin läpi 120 kg/s suurudella. Reaktori oli mitaltaan 1.39 x 1.32 metriä ja se sisälsi yhteensä noin kolme sataa kilogrammaa uraania, joka koostui 4068:sta polttoaine-elementistä. (Los Alamos National Laboratory. 1986.)

Venäjän kehittämä RD-0410 rakettimalli oli huomattavasti amerikkalaisten versiota pienempi ja sillä pystyttiin tuottamaan ainoastaan 35 kN suuruinen työntövoima (Everydayastronaut. 2021.) Rakettia pystyttiin kuitenkin testaamaan jopa tunnin ajan ja se voitiin käynnistää uudelleen kymmenen kertaa. Sen polttoainesauvojen ”twisted ribbon” tyylinen suunnittelu mahdollisti paremman hyötysuhteen kuin NERVA ohjelman raketeissa. (Emrich. 2016. s.8-9.)

3.1.3 Nestemäinen ydin

Vuonna 1954 J McCarthy esitteli nestemäisen NTR (LNTR) mallin, jossa nestemäistä uraanikarbidia pyöritettäisiin kammiossa, siten että se sinkoutuu seinille keskipakovoiman johdosta. Ponneaine syötetään seinämien kautta polttoainemassan läpi keskiöön, josta se kulkeutuu suuttimeen. Konsepti osoittautui epäkäytännölliseksi, sillä lämmönsiirrollisesti vaadittava kammion koko olisi liian suuri toimiakseen käytännöllisesti. Tätä seurasi ajatus, jossa polttoaine-elementit jaettaisiin useampaan osaan kasvattaen lämmönsiirtopinta-alaa. Konseptia kehitettiin Princetonin yliopistossa vuoteen 1973 asti. (Beyondnerva. 2019.)

Nestemäisen ytimen käyttö ydinreaktoreissa ei ollut tässä vaiheessa mikään uusi konsepti, sillä sen juuret menevät jo vuoteen 1944 asti, jolloin uraanisulfaattipolttoainetta sekoitettiin veteen.



Kuva 3. LNTR konseptin mukainen virtauskäytävän malli. (Ragsdale. 1967.)

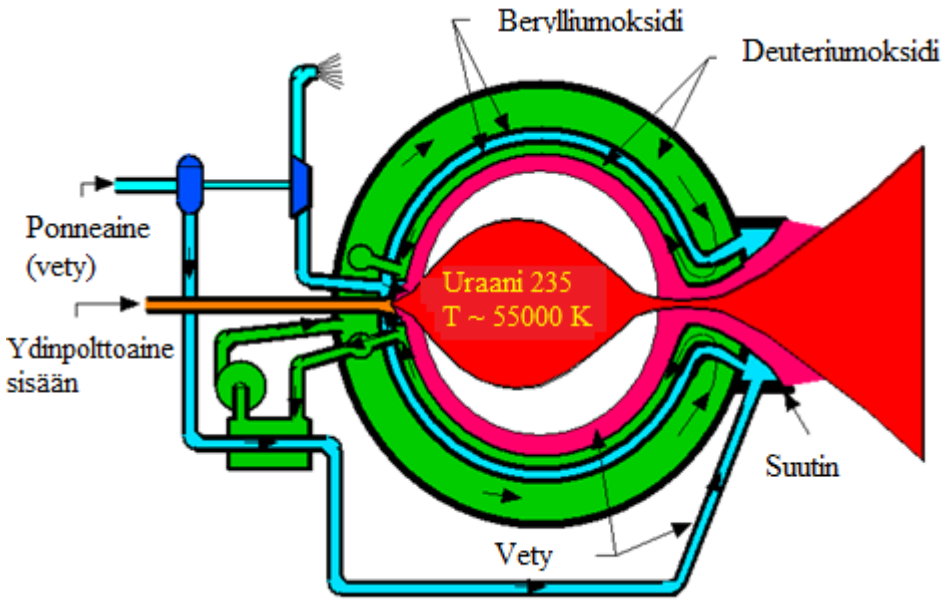
Vuonna 1967 julkaistussa Robert G. Ragsdalen tutkimuksessa nesteytimisen raketin suunniteltu maksimaalinen käyttöteho olisi noin 2000–5000 MW. Vaikka LNTR:n käyttöteho ei välttämättä nouse verrattuna kiinteäytimiseen ratkaistuun, siitä saatava ominaisimpulssi kuitenkin kaksinkertaistuisi johtuen korkeammista käyttölämpötiloista (noin 5000 K). Ragsdalen laskelmissa korkein mahdollinen ominaisimpulssi on 1660 s, mutta realistinen impulssin arvo olisi kuitenkin suuruusluokkaa 1400 s (Ragsdale. 1967.)

NASA on tehnyt sopimuksia eri yliopistojen kanssa, jotka tutkivat nykyisin LNTR konseptien mahdollisuuksia tulevaisuudelle. Niiden teoria tunnetaan jo 60-luvulta ja tarkoituksena on ratkoa käytännön tekniset ydintekniset ongelmat, kuten reaktion hallittavuus ja korkeat lämpötilat. (American Nuclear Society. 2022.)

3.1.4 Kaasuydin

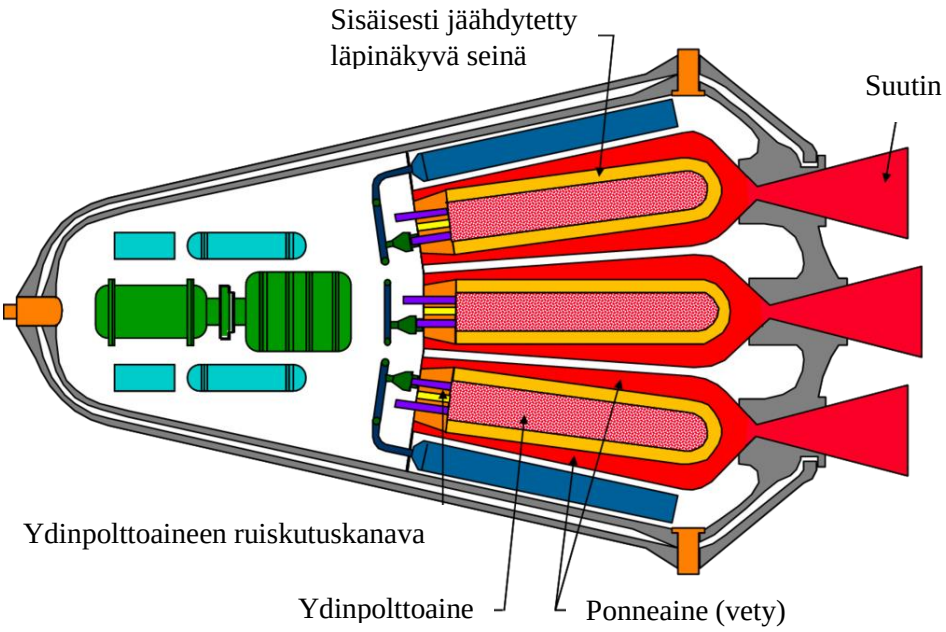
Kaasuytimestä koostuvassa ydinlämpöraketissa (GCR, Gas Core Rocket) polttoaineydin on kaasumaisessa muodossa. Tämä mahdollistaa moninkertaisen käyttölämpötilan kiinteä ja nestemäiseen ytimeen verrattuna. GCR ratkaisut voidaan jakaa kahteen alaluokkaan; avoin

ja suljettu kierto. Avoimessa kierrossa ponneaine on yhteydessä käytettävään polttoaineeseen ja suljetussa ei. Käytännössä tämä tarkoittaa, että avoimessa kierrossa osa radioaktiivisesta polttoaineesta poistuu ponneaineen mukana ympäristöön ja niiden erottelu voi olla haastavaa. Avoimessa kierrossa polttoaine syötetään reaktiokammioon, jossa se höyrystyy suurien lämpötilojen vaikutuksesta. Ponneaine syötetään ytimen reunoille kiertoon, jossa se jäähdyttää ydintä samalla lämmeten ja edeten suuttimeen. Avoimen kierron nimellinen käyttölämpötila on noin 20700°C. (Los Alamos national laboratory. 1986.) Korkean lämpötilan ansiosta ponneaine kiihtyy suuriin nopeuksiin ja avoimella ytimellä pystytään saavuttamaan jopa 3500 s suuruinen impulssi (Projectrho. 2022). Neutronien heijastinmateriaalina käytettäisiin berylliumoksidia ja moderaattorina deuteriumoksidia (Frank, E, Rom. 1968).



Kuva 4. Avoimen kierron NTR. (NASA. 2005.)

Suljetussa kierrossa polttoaine on eristetty ponneaineesta, jolloin ei menetetä polttoainetta. Kyseisessä metodissa käyttölämpötilat ja saatava teho ovat avointa kiertoa pienemät, mutta ratkaisu on huomattavasti käytännöllisempi. 1960-luvulla Yhdysvalloissa aloitettiin kehittämään suljetun kierron GCR konseptia, joka sai nimen ”Nuclear light bulb” (NLB).



Kuva 5. Nuclear ”light bulb” konsepti, suljettu kierto. (NASA. 2005.)

NLB:ssä kaasumainen uraani on sijoitettu läpinäkyviin suojasäiliöihin, jossa pyörrevirtauksessa oleva Neon-kaasu estää sitä koskettamasta seinämiä, jotta uraanin korkeat lämpötilat eivät sulattaisi rakenteen materiaaleja. (Emrich. 2016.)

3.1.5 Hybridiratkaisut

NTR hybridiratkaisuissa sekoitetaan kiinteä- ja neste/kaasuydin keskenään. Tämän tarkoituksena on lisätä suorituskykyä kiinteään ytimeen nähden, sekä helpottaa nestemäisen- ja kaasumaisen ytimen tapauksessa vallitsevia ongelmia. SCR ratkaisuissa reaktorin suorituskyky on varsin rajoittunut polttoaineen käyttölämpötiloihin (~3000 K), kun taas GCR malleissa käyttölämpötilat voivat nousta jopa yli 20000°C asteeseen. Kaasuytimien yhtenä keskeisenä ongelmana on kuitenkin reaktion hallinta, jota vaikeuttaa avoimen kierron GCR tapauksessa kaasumaisen polttoaineen reaktiivisuuden vaihtelut polttoaineen liikkuessa ja muuttaessa muotoaan. (American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2016.)

American Institute of Aeronautics and Astronautics:n vuoden 2016 julkaisussa esitellään NTR- hybridiratkaisu nimeltä mini-kaasuydin, joka koostuisi 80 %:a kiinteästä ja 20 %:a kaasumaisesta ytimestä. Kyseisessä mallissa parannettaisiin hallittavuutta ja vähennettäisiin monia kaasuytimeen liittyviä ongelmia, joka kuitenkin laskee ominaisimpulssia tasolle 1500-2000 s. Mini-kaasuytimessä mainitaan olevan potentiaalia uudeksi aurinkokunnassamme käytettäväksi tulevaisuuden raketiksi, mutta siinä on yhä ongelmansa kuten ylikuumeneminen, joka tekee esimerkiksi ydinsähköpropulsiosta houkuttelevamman vaihtoehdon ydinvoimaa käyttäväksi raketiksi. (American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2016).

3.2 Ydinpulssipropulsio

Ydinpulssipropulsiossa käytetään hallittuja ydinräjähdyksiä liikuttamaan alusta. Konsepti on suhteellisen yksinkertainen, sillä sen tärkeimmät osat ovat pommit ja aluksen perässä oleva “kilpi”. Räjähteet laukaistaan kilven läheisyydessä, josta aiheutuva voima liikuttaa alusta suojauksen vastaiseen suuntaan. Pulssipropulsio on lämpöraketteja tehokkaampi metodi liikuttaa alusta ja sen käyttökohde olisi avaruudessa tapahtuvat tehtävät. Arvioiden mukaan ydinpulssipropulsiolla voitaisiin saavuttaa jopa 100000 s ominaisimpulssi. (ESA. 2022).

1950-luvulla Yhdysvallat aloitti projekti Orionin, jonka tavoitteena oli rakentaa atomipommeilla toimiva raketti. Konseptia testattiin pienoismalleilla, joissa räjähteenä käytettiin kuitenkin kemiallisia pommeja. Johtuen teknisistä ja lakisääteisistä syistä projektista kuitenkin luovuttiin, sillä aluksen vaatimat atomipommit aiheuttaisivat esimerkiksi riskin, että ne joutuisivat vääriin käsiin, sekä mahdollisen ydinlaskeuman riskin aluksen tuhoutuessa. (Nuclear Newswire. 2013.)

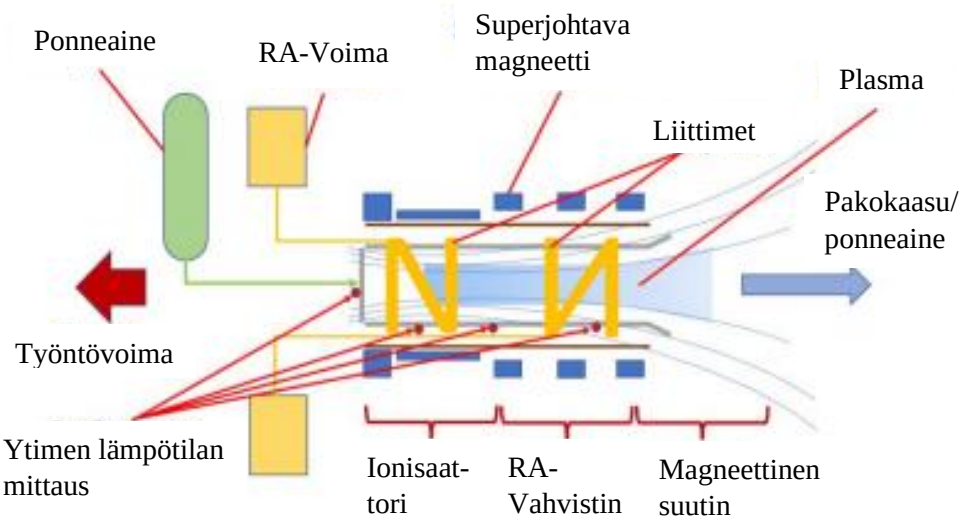
3.3 Ydinsähköpropulsio

Ydinsähköpropulsiossa alusta liikutetaan erillisellä sähköllä toimivalla moottorilla, jonka sähkö tuotetaan ydinvoimalla. Prosessissa siis tuotetaan lämpöä ydinvoiman avulla, joka muutetaan sähköksi, jolla taas varataan kaasumainen ponneaine, kuten xenon tai krypton positiivisesti. Tämä positiivinen varaus työntää ioneja ulos moottorista tuottaen työntövoimaa. (NASA. 2021.)

Ensimmäinen avaruudessa lennätetty ydinreaktori oli NASAn vuonna 1963 tehty SNAPSHOT lento. Tätä seurasi kolmen vuoden kehitystyö ja vuonna 1966 valmistui ensimmäinen täysin valmis ydinsähkövoimainen systeemi avaruuslentoja varten. Alus oli nimeltään SNAP-8 ja sen toiminta perustuu rankine-työkierron mukaisiin periaatteisiin. (Lyons, V, J. 2013).

Ydinsähköpropulsion kehitys on jatkunut 2000-luvulla niin Yhdysvaltojen- ja Venäjän toimesta. 2000-luvun alussa Yhdysvallat käynnisti ohjelman nimeltä ”Prometheus Project”, jonka tavoitteena oli kehittää alus pitkille miehittämättömille avaruusmatkoille. Konseptin ideana oli laittaa ydinreaktori aluksen kärkeen, jossa siihen liitetyn turbiinit tuottaisivat sähköä moottoreille brayton kierrolla. (Koroteev, A, S. Oshev, Yu, A. Popov, S, A. Karevsky, A, V. Solodukhin, A, Ye. Zakharenkov, L, E. Semenkin, A. 2015.)

Yksi nykyisin kehitteillä olevista ydinsähköpropulsioon perustuvista raketeista on Ad Astra Rocket Companyn VASIMR konsepti. Lyhenne tulee sanoista “The Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket”, eli muunneltavan ominaisimpulssin magnetoplasmaraketti. VASIMR konsepti ei itsessään ole uusi keksintö, mutta sen soveltaminen toimivaksi alukseksi on kuitenkin uutta.



Kuva 6. VASIMR raketin toimintaperiaate. (Ad Astra Rocket Company. 2022.)

Raketissa kuumennetaan ponnekaasu plasmaksi voimakkaiden radioaaltojen avulla (RA-Voima), jotka kiihdytetään suuriin nopeuksiin magneettikenttien vaikutuksella. Systeemin energiatarve voidaan pienissä aluksissa, kuten satelliiteissa täyttää aurinkovoiman avulla, mutta matkustettaessa pitkiä matkoja suuremmilla aluksilla on tulevaisuudessa tarkoituksena käyttää voimalähteenä ydinreaktoreita. Ad Astran VASIMR pystyy saavuttamaan jopa yli 5000 s ominaisimpulssin käytettäessä argonia ponneaineena 200 kW teholla. Tehokkaille ydinvoimalla energian tuottaville malleille hyvä vaihtoehto ponneaineeksi olisi vety, jota voidaan säilyttää nestemäisessä muodossa tarjoten miehistölle suojaa säteilyltä. (Ad Astra Rocket Company. 2022).

4 Käyttökohteet ja erityispiirteet

Ydinvoimaperäisiä raketteja (YVR) on suunniteltu käytettäväksi pääpiirtein avaruudessa, matkustaessa suurempia etäisyyksiä, kuten maa-mars väliä. Ydinvoimaperäiset raketit tarjoavat huomattavasti suuremman ominaisimpulssin kemiallisiin raketteihin verrattuna, joka käytännössä siis tarkoittaa parempaa hyötysuhdetta. Polttoainetta voidaan kantaa enemmän mukana (suhteessa työntövoimaan) ja näin matkustamiseen käytettävä aika lyhenee. YVR:a on myös kaavailtu käytettäväksi kantoraketteina poistuttaessa planeetan gravitaatiokentästä. NASA:n tekemissä suunnitelmissa 2000-luvun alussa, kemialliset kantoraketit kiihdyttäisivät aluksen Mach 2 nopeuteen ja YVR ei käynnistyisi ainakaan ennen 9000 metrin korkeutta (NewScientist. 2001). Myös tuoreemmassa vuonna 2018 julkaistussa artikkelissa (Koroteev, A,S. Akimov, V,N. Arkhangel'skii, N,I. et al. 2018) YVR:n todetaan olevan kemiallisia tehokkaampia, mutta niiden käytön ilmakehässä huomautetaan olevan laitonta nykyisten lakipykälien mukaan, joten niiden ajaminen kriittiselle tasolle onnistuisi vasta maan kiertoradalla.

Ydinsähköpropulsiolla toimivat alukset on suunniteltu kiertoradalla ja ulkoavaruudessa käytettäviksi, sillä niiden työntövoima ei ainakaan nykyisin riitä käytettäväksi kantorakettina poistuttaessa maan gravitaatiokentästä. Aiemmin mainitussa VASIMR raketissa argonia käytettäessä sen työntövoima olisi ainoastaan 6 N. (Ad Astra Rocket Company. 2022).

Nykyisenä suunnitelmana on, että varsinaiset ydinvoimalla toimivat alukset vietäisiin avaruuteen kemiallisten kantorakettien avulla, eli saman periaatteen mukaan kuin tämän hetkisten kemiallisten rakettien tapauksessa (kantoraketti + alus). Kyseisen ratkaisun avulla pystyttään käyttämään kummankin ratkaisun parhaita puolia, eli kemiallisten rakettien suurta työntövoimaa ja ydinvoimaperäisen propulsion hyötysuhdetta ja matkustusnopeutta. (Theconversation. 2021.)

5 Turvallisuus

Puhuttaessa ydinvoimakäyttöisistä avaruusraketeista yksi keskeisin asia on niiden turvallisuus. Rakettien suunnittelussa on muistettava ytimestä lähtevä säteily, joka on huomioitava raketin suojarakenteessa. Ytimen säteilyn lisäksi on pitkäkestoisissa ulkoavaruuden matkoissa huomioitava avaruudesta saatava säteily. Kaiken keskiössä on myös reaktorien turvajärjestelmät, joilla pyritään estämään ytimen sulaminen / rikkoutuminen. Yhtenä isona ongelmana ydinvoimaperäisten rakettien kanssa on ollut niiden käyttöikä. Suuret käyttölämpötilat ja lämpörakettien reaktion hallinta aiheuttavat haasteita suunnitelmien käytännön toteutuksessa. Käytettäessä YVR systeemejä on myös muistettava eristää ne ihmisiltä, eli taata riittävät turvaetäisyydet. Ydinvoimaraketteja käytettäisiin vasta kiertoradalta eteenpäin ja käytön jälkeen ne sammutettaisiin riittävän kaukana ihmisistä, jotta niistä lähtevä jälkisäteily voi laskea turvalliselle tasolle. Automatisoidut ohjelmat systeemin sammuttamiseksi hätätilanteissa ja käytön jälkeen ovat myös kriittinen osa laitteiston turvallisuutta. (Koroteev. 2021.)

5.1 Reaktorien turvajärjestelmät

Suunniteltaessa ydinreaktoreita on niille rakennettava aktiiviset tai passiiviset turvajärjestelmät laitoskohtaisesti. Sama pätee myös avaruudessa käytettäviin reaktoreihin, mutta niiden periaatteet eroavat kuitenkin usein maapäällisten reaktorien ratkaisuista. Aktiiviset turvajärjestelmät tarvitsevat toimiakseen ulkoisen voimalähteen, kuten sähkö tai laitetta operoiva ihminen. Passiiviset turvajärjestelmät eivät tarvitse toimiakseen erillisiä tehonlähteitä, vaan niiden toiminta perustuu esimerkiksi painovoimaan. (Khatry, Jivan. Aydogan, Fatih. Ilyas, Muhammad. Houts, Michael. 2018)

5.1.2 Aktiiviset turvajärjestelmät

Aktiiviset turvajärjestelmät voivat olla joko ennaltaehkäiseviä tai onnettomuuteen reagoivia. III+ sukupolven reaktorit hyödyntävät näitä molempia, mutta avaruuskäyttöisissä reaktorissa ei ole vielä onnettomuuteen reagoivia järjestelmiä tehty. Khatry, J. et al. 2018. artikkelissa

esitellään ”zero-boiloff” (ZBO) kryojäähdytinratkaisu, jolla pyritään hallitsemaan nestemäisen vedyn (ponneaineen) lämpötiloja. Laitteen toiminta perustuu käänteiseen turbo-Brayton kiertoon, jolla hallitaan vetysäiliön painetta. (Plachta, D, W. and Johnson, W, L. Feller, J, R. 2015.)

Toisin kuin maanpäällisissä reaktoreissa, säätösauvojen sijaan käytetään lämpöraketeissa säätörumpuja reaktioiden hallitsemiseksi. Rummut on sijoitettu reaktorin ympärille siten, että niiden heijastavien osioiden ollessa reaktoriin päin on reaktiivisuus korkeimmillaan ja niitä käännettäessä saadaan puolestaan laskettua reaktiivisuutta. Kyseisellä ratkaisulla pystytään vähentämään tarvittavan laitteiston määrää, sekä päästään parempiin tilaratkaisuihin. (Beyondnerva. 2020.)

5.1.3 Passiiviset turvajärjestelmät

Suomessa käytettävissä Olkiluoto 3, sekä Loviisa 1 ja 2 painevesireaktoreissa säätösauvat voidaan lukea passiivisiin turvajärjestelmiin (ja myös aktiivisiin), sillä ne on sijoitettu reaktorin yläpuolella, jonka ansiosta ne voidaan tilanteen vaatiessa tiputtaa alas painovoiman avulla (STUK. 2004.)

Avaruudessa joudutaan turvautumaan hieman erilaisiin metodeihin painovoiman puuttuessa, kuten passiivinen jäähdytys. Kyseinen järjestelmä on suunniteltu avoimen kierron reaktoreille, eli ”open cycle nuclear thermal rocket” konsepteille. Ratkaisu sisältää passiiviset jäähdytyssäiliöt, virtausnopeuden säätimet ja takaiskuventtiilit. Kaiken toimiessa normaalisti ponneaine virtaa reaktoriin, sekä jäähdytyssäiliöihin. Reaktorin ja pumppujen sammuessa jäähdytysaineen virtaus jatkuu yhä, sillä jäähdytyssäiliön paine on suurempi kuin reaktorin sisääntulossa. Normaalin toiminnan aikaan virtausnopeuden säätimet ohjaavat jäähdytysaineen määrää jälkilämmön mukaan. (Khatry et al. 2018.)

5.2 Säteily

Siirryttäessä suuria etäisyyksiä avaruudessa, iso ongelma on sieltä saatava säteily. Aurinko- ja kosminen säteily aiheuttavat ihmisille suuria terveysriskejä, joita on kartoitettava suunniteltaessa pitkäaikaisia matkoja avaruudessa. Keskimääräinen vuoden aikana saatava säteilyannos maassa on noin 0.6 mSv ja enimmäisaltistumista kuvaavat standardit ovat yleensä 1-10 mSv välillä. Kansainvälisen avaruusaseman (ISS) astronautit saavat 200 päivän aikana yleensä suunnilleen 0.2 Sv suuruisen säteilyannoksen ja tyypillisellä 9 kuukauden mars matkalla suuntaansa, (kemiallisilla raketeilla) säteilyn suuruus olisi jo yli 1 Sv. Mars matkalla saatava säteily aiheuttaisi pahimmillaan jopa 30 %:n syöpäriskin ja tavoite on, että matkan säteilyannos saataisiin laskemaan ISS tasolle. Lukema on siis suuri ja sitä voidaan pyrkiä vähentämään lisäämällä aluksen suojausta, tai lyhentämällä matkan kestoa. Vaihtoehdoista ensimmäinen kasvattaisi aluksen painoa, joka puolestaan lisäisi polttoaineen tarvetta aluksen kiihdytyksessä. Jälkimmäinen voidaan saavuttaa kehittämällä tehokkaampia kulkuvälineitä, joista esimerkkinä ovat ydinvoimaraketit. (Bruno, C. Dujarric, C. 2013.)

Taulukko 1. Saatava säteilyn määrä eri kohteissa.

	Saatava säteilyn määrä [mSv]
Maa, 1 vuosi	0.6
Maa, enimmäisaltistuminen	1-10
ISS, Mars matka tavoite	200
Mars matka, kemialliset raketit	>1000

Edellä mainittujen ongelmien lisäksi, myös aluksen reaktorista aiheutuu miehistölle vaarallista säteilyä. Tätä voidaan hallita lisäämällä suojia reaktorin ympärille, mutta kuten jo mainittu, suojat ovat usein painavia. Sen sijaan, että sijoitettaisiin suojaus koko reaktorin ympärille kannattaa ne asetella ainoastaan kriittisiin kohtiin, eli suojaamaan miehistöä ja aluksen tärkeitä kohteita. Tällä tavoin siis minimoidaan aluksen massa ja vähennetään polttoaineen tarvetta. (Emrich. 2016.)

6 Tulevaisuuden näkymät

Yhdysvalloissa ydinvoimaa suunnitellaan tulevaisuuden rakettien propulsion voimalähteeksi niin suurissa miehitetyissä aluksissa ja pienimmissä miehittämättömissä aluksissa/satelliiteissa. Yhdysvaltojen asevoimien tutkimusorganisaatio DARPA aikoo suorittaa koelennon uudella rakettikonseptilla (NTR raketti) maan kiertoradalla vuonna 2026. DARPA valitsi yhteistyökumppaneikseen General Atomicsin, Blue Originin ja Lockheed Martinin, joista ensimmäinen tekee alustavan raketin reaktorin suunnitelman ja jälkimmäiset muodostavat rakettikonseptin. Myös NASA aikoo osallistua projektiin ja on kiinnostunut ydinvoiman käytöstä tulevaisuuden raketeissa. (DARPA. 2022.)

Yhdysvaltojen lisäksi myös Euroopan avaruusjärjestö aikoo käyttää ydinvoimaa tulevaisuuden avaruuslennoilla (ESA. 2022). Tarkempia suunnitelmia ESA:n tulevaisuuden konsepteista ei ole saatavilla, mutta Iso-Britannia on ilmoittanut tehneensä sopimuksen Rolls-Roycen kanssa, jotka tutkivat ydinvoiman hyödyntämistä propulsion tuottamisessa (Universetoday. 2021).

Venäjä suunnittelee lähettävänsä ydinvoimalla toimivan raketin avaruuteen vuonna 2030. Zeus niminen alus tai ”Space tug” toimisi ydinsähköpropulsiolla ja sitä käytettäisiin aurinkokunnan sisällä pidempien tehtävien suorittamisessa. (Republicworld. 2022.)

Ydinvoimakäyttöisten rakettien kehitystä jarruttaa niihin liittyvät tekniset hankaluudet ja ydinvoiman tuomat riskitekijät. Yhtenä teknisenä ongelmana on ollut rakettien lyhyt elinikä, tarkennettuna ydinreaktion aiheuttamat muutokset reaktorissa. Tavoitteena on rakentaa hallittava ja pitkän eliniän omaava alus, jonka takia ydinsähköpropulsio on suosittava vaihtoehto raketin voimalähteeksi. Ydinsähköpropulsiossa systeemi on jaettu kahteen osaan, eli voimalähteeseen (ydinreaktori) ja propulsiosysteemiksi. Tällä tavalla reaktion ja lämpötilojen hallittavuus kasvaa ja saadaan luotettavampi ratkaisu. Teknisten ongelmien lisäksi innovaatioita hidastaa turvallisuuskysymykset, sekä ihmisten suhtautuminen ydinvoimaan. Varsinkin vuoden 1986 Tšernobylin ydinvoimalaonnettomuus sai aikaan ydinvoimaperäisten rakettien kehityksen hidastumisen ja paikoittain lakkauttamisen. Nykyisissä projekteissa turvallisuus on siis ymmärrettävästi hyvin tärkeä prioriteetti. (Koroteev, A, S. 2022.)

Ydinvoiman hyödyntämisellä raketeissa pyritään ratkaisemaan nykyiset ongelmat avaruusmatkailun parissa. Ydinvoima tarjoaakin paremman hyötysuhteen, suuren tehon ja kestävän ratkaisun kemiallisten rakettien tilalle. (Ad Astra Rocket Company. 2022.)

7 Yhteenveto

Työssä tehtiin kirjallisuuskatsaus ydinvoimaperäisestä propulsiosta avaruuskäytössä, jossa esiteltiin ensin teoriaa ja perehdyttiin kiinteään, nestemäiseen, sekä kaasumaiseen reaktoriytimeen lämpöraketeissa. Näiden lisäksi rakettikonsepteja ovat pulssi ja sähköpropulsio, sekä lämpörakettien hybridimallit. Lopussa avattiin hieman tulevaisuuden näkymiä, sekä tarkasteltiin ydinturvallisuutta aiheen parissa.

Avaruusmatkailun yleistyessä ja varsinkin miehitettyjen pitkien matkojen lentojen tapahtuessa tarvitaan tehokkaita keinoja miehistön turvallisuuden takaamiseen kustannustehokkailla ja kestävillä ratkaisuilla. Ydinvoimaperäiset raketit tarjoavat näihin ongelmiin ratkaisuja, aiheuttaen kuitenkin teknisiä haasteita, jotka on selvitettävä tarkan tutkimustyön avulla. Nämä tekniset haasteet, kuten turvallisuus ja käytännöllisyys ovat ehkä suurin haaste nykyisten ja tulevaisuuden projektien ympärillä. Propulsiosysteemin on oltava tarpeeksi tehokas ja stabiili, mutta samalla kuitenkin käytännöllinen ja riittävän edullinen.

Teknisten haasteiden lisäksi ydinvoimaa ympäröi epävarmuus osan väestön keskuudessa, jonka juuret johtavat esimerkiksi Tšernobylin ydinvoimalaonnettomuuteen. Projektien onnistuminen tulee vaatimaan mainittujen tekijöiden takia kärsivällisyyttä ja ammattitaitoa, sekä resursseja tutkimusten edistämiseksi.

8 Lähteet

Ad Astra Rocket Company. 2022. Our engine. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 3.8.2022]. Saatavissa: https://www.adastrarocket.com/our-engine/

American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2016. A Hybrid Solid/Gas Core Nuclear Thermal Rocket Engine for Future Solar System Exploration, in 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, July 25-27, 2016. American Institute of Aeronautics and Astronautics. pp. 1–1. [Viitattu 26.3.2022].

American Nuclear Society. 2022. Universities study liquid-fueled nuclear thermal propulsion concept for NASA. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 15.8.2022]. Saatavissa: https://www.ans.org/news/article-3752/universities-study-liquidfueled-nuclear-thermal-propulsion-concept-for-nasa/

Beyondnerva. 2019. Fluid Fueled NTRs: A Brief introduction. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 25.3.2022]. Saatavissa: https://beyondnerva.com/2019/12/23/fluid-fueled-ntr/

Beyondnerva. 2020. Solid Core NTR. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 6.4.2022]. Saatavissa: https://beyondnerva.com/nuclear-thermal-propulsion/solid-core-ntr/

Bruno, C. & Dujarric, C. 2013. In-space nuclear propulsion. Acta astronautica. 82 (2), 159–165. [Viitattu 6.7.2022]. Saatavissa: DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.08.022

DARPA. 2022. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 11.7.2022]. Saatavissa: https://www.darpa.mil/

Emrich, J. (2016) Principles of Nuclear Rocket Propulsion. Oxford: Elsevier Science & Technology. [Viitattu 17.3.2022]. Saatavissa: http://dx.doi.org/10.1016/B978-0-12-804474-2.00001-1

Everydayastronaut. 2021. Soviet rocket engines. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 17.3.2022]. Saatavissa: https://everydayastronaut.com/soviet-rocket-engines/

European Space Agency. 2022. Nuclear powered rockets. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 1.8.2022]. Saatavissa: https://www.esa.int/Education/Nuclear_powered_rockets

Frank E. Rom (1968). Nuclear rocket propulsion. Washington, DC: Conference on Non-Chemical Space Propulsion. [Viitattu 28.3.2022]. Saatavissa: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19690000736/downloads/19690000736.pdf

Hargraves, R. Moir, R. 2010. Liquid Fluoride Thorium Reactors. American scientist. 98 (4), 304–. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 25.3.2022]. Saatavissa: DOI:10.1511/2010.85.304

Kenneth K. Kuo,Ragini Acharya. 2012. Appendix B: Constants and Conversion Factors often Used in Combustion. New York: John Wiley & Sons (Wiley). [Viitattu 2.8.2022]. Saatavissa: https://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1002/9781118127575.app2

Khatry, Jivan. Aydogan, Fatih. Ilyas, Muhammad. Houts, Michael. 2018. Design of a passive safety system for a nuclear thermal rocket. Annals of nuclear energy. Amsterdam: Elsevier. [Viitattu 5.4.2022]. Saatavissa: DOI: 10.1016/j.anucene.2017.09.025

Koroteev, A, S. et al. 2015. Nuclear power propulsion system for spacecraft. Thermal engineering. s. 971–980. Berlin: Springer. [Viitattu 5.2.2022]. Saatavissa: DOI: 10.1134/S0040601515130078

Koroteev, A, S. et al. 2018. Nuclear Rocket Motors: Development Status and Application Prospects. Atomic energy. s. 244–250. Berlin: Springer. [Viitattu 25.3.2022]. Saatavissa: DOI: 10.1007/s10512-018-0405-6

Koroteev, A, S. 2021. Use of Nuclear Energy in Space Systems. Atomic energy. s. 202–208. Berlin: Springer. [Viitattu 21.8.2022]. Saatavissa: DOI: 10.1007/s10512-021-00795-8

Los Alamos National Laboratory. 1986. Experience Gained from the Space Nuclear Rocket Program (Rover). Los Alamos: Los Alamos National Laboratory. [Viitattu 17.3.2022]. Saatavissa: https://nuke.fas.org/space/la-10062.pdf

Lyons, V. J. 2013. Power and Propulsion at NASA Glenn Research Center: Historic Perspective of Major Accomplishments. Aerospace Engineering. s. 288–299. Virginia: American Society of Civil Engineers. [Viitattu 17.3.2022]. Saatavissa: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000315

NASA. 2021. Nuclear Propulsion Could Help Get Humans to Mars Faster. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 29.3.2022]. Saatavissa: https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/nuclear-propulsion-could-help-get-humans-to-mars-faster

Newscientist. 2001. Nasa considers nuclear boosters for space rockets. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 25.3.2022]. Saatavissa: https://www.newscientist.com/article/dn972-nasa-considers-nuclear-boosters-for-space-rockets/

Nuclear Newswire. 2013. Nuclear Pulse Propulsion: Gateway to the Stars. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 1.9.2022]. Saatavissa: https://www.ans.org/news/article-1294/nuclear-pulse-propulsion-gateway-to-the-stars/

Plachta, D, W. and Johnson, W, L. Feller, J, R. 2016. ZERO BOIL-OFF SYSTEM TESTING. Cryogenics. Amsterdam: Elsevier. [Viitattu 6.4.2022]. Saatavissa: DOI: 10.1016/j.cryogenics.2015.10.009

Projectrho. 2022. Engine list 2. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 1.9.2022]. Saatavissa: http://www.projectrho.com/public_html/rocket/enginelist2.php#ntrgasclosed

Ragsdale. 1967. Performance Potential of a Radiant Heat Transfer Liquid Core Nuclear Rocket Engine. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 25.3.2022]. Saatavissa: https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19670030774.pdf

Republicworld. 2022. Russia To Launch Nuclear-powered 'Space Tug' To Deliver Interstellar Space Stations. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 21.8.2022]. Saatavissa: https://www.republicworld.com/world-news/rest-of-the-world-news/russia-to-launch-nuclear-powered-space-tug-to-deliver-interstellar-space-stations-articleshow.html

Sawsan, El Jamal. Mats, Johnsson. Mats, Jonsson. 2021. On the stability of uranium carbide in aqueous solution-effects of HCO3 and H2O2. ACS omega [Viitattu 11.7.2022]. Saatavissa: DOI: 10.1021/acsomega.1c04581

STUK. 2004. Ydinturvallisuus. Jokiniemi, Vantaa: Säteilyturvakeskus. [Viitattu 11.7.2022]. Saatavissa: https://www.stuk.fi/julkaisut/sateily-ja-ydinturvallisuus-kirjasarja/ydinturvallisuus

Theconversation. 2021. A new era of spaceflight? Promising advances in rocket propulsion. [Viitattu 1.9.2022]. Saatavissa: https://theconversation.com/a-new-era-of-spaceflight-promising-advances-in-rocket-propulsion-160396

Universetoday. 2022. The UK is Considering Nuclear Propulsion in Space. [Verkkoaineisto]. [Viitattu 5.8.2022]. Saatavissa: https://www.universetoday.com/149640/the-uk-is-considering-nuclear-propulsion-in-space/