

Mikko Perälä

METALLIEN SOVELTUVUUS RAKENNEMATERIAALEIKSI AVARUUSOLOSUHTEISSA

Tekniikan ja luonnontieteiden tiedekunta
Kandidaatintyö
Toukokuu 2022

TIIVISTELMÄ

Mikko Perälä: Metallien soveltuvuus rakennemateriaaleiksi avaruusolosuhteissa
Tampereen yliopisto
Materiaalitekniikan tutkinto-ohjelma
Kandidaatintyö
Toukokuu 2022

Metallit ovat yksi keskeisimmistä avaruusaluksissa käytettävistä rakennemateriaaleista, jotka avaruudessa altistuvat hyvin poikkeaville olosuhteille kuin Maan päällä. Metallit tarjoavat useita hyödyllisiä ominaisuuksia, joka tekee niistä orgaanisia aineita, keraameja ja polymeerejä paremman materiaalivalinnan avaruusaluksen runkorakenteisiin. Työn tarkoituksena on selvittää minkälaisille olosuhteille materiaalit altistuvat avaruudessa ja miten erityisesti metallit soveltuvat avaruuskäyttöön. Työssä perehdytään avaruuskäytössä oleviin tyypillisiin metalliseoksiin ja niiden tarjoamiin ominaisuuksiin sekä tarkastellaan mahdollisia heikkouksia, joita seoksilla edelleen ilmenee.

Työssä tutustutaan ensin avaruudessa vallitseviin olosuhteisiin. Vaikuttavat olosuhteet on tässä työssä jaoteltu viiteen päätekijään. Näitä ovat säteily, lämpövaihtelu, irtokappaleet, atominen happi ja tyhjiö. Työssä huomataan, että säteily, atominen happi ja tyhjiö eivät juurikaan aiheuta haittavaikutuksia metalleille avaruudessa. Merkittäväksi tekijäksi työssä havaitaan äärimmäiset lämpötilat ja toistuva lämpötilavaihtelu, jotka voivat aiheuttaa metalleissa lämpölaajenemista sekä faasimuutoksia. Toisena riskinä ovat äärimmäisin nopeuksin kulkevat irtokappaleet, jotka voivat läpäistä kilpenä toimivan metallin ja altistaa alla olevat materiaalit muille edellä mainituille olosuhteille.

Työn seuraavassa osiossa perehdytään avaruuskäytössä oleviin tyypillisiin metalliseoksiin, kuten alumiini-, titaani-, magnesium- ja berylliumseoksiin sekä teräksiin. Metallien vahvuudeksi todetaan niiden kiitettävät mekaaniset ominaisuudet, hyvät termiset ominaisuudet sekä pääasiassa hyvät vastustuskyvyt tyhjiötä, hapettumista, korroosiota ja säteilyä vastaan. Monipuolisimmaksi ja käytetyimmäksi metalliseokseksi todetaan keveät ja lujat alumiiniseokset, joita hyödynnetään laajasti alusten runko- sekä suojarakenteissa. Alumiiniseosten suurena kilpailijana ovat titaaniseokset, jotka valmistettavuuden ja hintansa vuoksi jäävät vähäisempään käyttöön. Työssä tarkastellaan myös suojarakenteina ja potentiaalisena runkomateriaalina käytettäviä teräksiä sekä magnesium- ja berylliumseosten käyttökohteita ja niihin liittyviä ongelmia. Lopuksi työssä käsiteltyjen metalliseosten ominaisuuksia vertaillaan keskenään sekä pohditaan lyhyesti metalleihin liittyviä mahdollisia kehityksen ja tutkimuksen kohteita.

Avainsanat: metalliseos, avaruus, rakennemateriaali, alumiini, titaani, beryllium, magnesium, ruostumaton teräs, satelliitti, avaruusalus

SISÄLLYSLUETTELO

1. JOHDANTO	1
2. OLOSUHTEET JA VAATIMUKSET	3
2.1 Säteily	3
2.2 Lämpövaihtelu	6
2.3 Irtokappaleet ja mikrometeoroidit	9
2.4 Atominen happi	11
2.5 Tyhjiö	12
3. METALLIT	15
3.1 Metallien ominaisuudet	15
3.2 Alumiiniseokset	16
3.3 Titaaniseokset	20
3.4 Teräkset	22
3.5 Magnesium- ja berylliumseokset	24
4. YHTEENVETO	27
LÄHDELUETTELO	30

LIITE A. Avaruuskäytössä olevien metallimateriaalien tyypillisiä ominaisuuksia huoneenlämmössä

LYHENTEET JA MERKINNÄT

AISI (American Iron and Steel Institute)	ruostumattomien terästen numerointijärjestelmä
AM (Additive manufacturing)	ainetta lisäävä valmistusmenetelmä
AO (Atomic Oxygen)	yksiatominen happi
AU (Astronomical unit)	Maan keskietäisyys auringosta, noin 149,6 miljoonaa kilometriä (149,6 Gm)
BCC (body-centered cubic)	tilakeskinen kuutiollinen kiderakenne, TKK
ESA (The European Space Agency)	Euroopan avaruusjärjestö
FCC (face-centered cubic)	pintakeskinen kuutiollinen kiderakenne, PKK
HCP (hexagonal close packed)	heksagonaalisesti tiivispakattu kiderakenne, http
LEO (Low Earth Orbit)	Maan matala kiertorata
NASA	National Aeronautics and Space Administration
p-%	painoprosenttia; prosenttia seoksen painosta

1. JOHDANTO

Materiaalit ovat hyvin merkittävä osa-alue avaruusaluusten ja niiden tehtävien suunnittelussa. Avaruus altistaa materiaalit hyvin erilaisille olosuhteille kuin Maan päällä, jonka vuoksi materiaalivaivat on tehtävä hyvin pitkälti muun muassa alukselle suunnitellun käyttötarkoituksen, tehtävän ajallisen keston ja ympäristön olosuhteiden mukaisesti. Avaruusaluusten ja -rakennelmien olosuhteet keskenään voivat myös poiketa toisistaan hyvin merkittävästi. Kauas ulkoavaruuteen lähtevä luotain tai avaruusalus altistuu käyttönsä aikana huomattavasti erilaisille ympäristöille ja vaikutuksille kuin esimerkiksi Maan matalalla kiertoradalla pyörivä satelliitti.

Useimmiten tärkeimpiä ominaisuuksia avaruusaluusten materiaaleissa ovat muun muassa keveys, riittävä lujuus ja jäykkyys, suoriutumiskyky vaihtelevissa lämpötiloissa, ympäristön haittojen sietokyky sekä materiaalien hintatehokkuus. Muita huomionarvoisia ominaisuuksia ovat esimerkiksi materiaalien korjattavuus, syttyvyys, sähköiset ja magneettiset ominaisuudet sekä myrkyllisyys. [1]

Kriittisin ominaisuus avaruusaluksissa on oikeanlainen lujuuden, jäykkyyden ja keveyden yhdistelmä. Korkeat lujuus-tiheys- ja jäykkyys-tiheysuhteet pyrkivät takaamaan sen, että rakenteet ovat mahdollisimman keveitä ja samanaikaisesti riittävän lujia kestämään suuria staattisia sekä dynaamisia rasituksia. Kevyempi rakenne vähentää aluksen lähettämiseen ja liikuttamiseen tarvittavan polttoaineen määrää, lisää mahdollisuutta kantaa muuta hyötykuormaa.

Suoriutumiskyky vaihtelevissa lämpötiloissa on toinen kriittinen ominaisuus, sillä lämpötilat ovat hyvin poikkeavia maanpäällisistä lämpötiloista ja saattavat vaihdella jatkuvasti. Suurin vaikuttaja lämpötilaan avaruudessa on Aurinko, jolloin lämpötila vaihtelee aluksen ja Auringon välisen matkan sekä näköyhteyden mukaisesti. Lähempänä Aurinkoa alus kuumenee nopeasti, jolloin materiaalit alkavat laajenemaan ja sulamaan, kun taas kaukana Auringosta tai varjossa siltä materiaalit altistuvat alhaisille lämpötiloille, ja saattavat alkaa supistumaan tai haurastumaan. Rakennemateriaalien halutaan säilyttävän muotonsa mahdollisimman hyvin lämpötilan vaihdellessa, joka tekee lämpölaajenemiskertoimista ja sulamispisteistä hyvin merkittäviä ominaisuuksia.

Sietokyvyt ympäristön haitoille, kuten tyhjiölle, avaruuden säteilylle, atomiselle hapelle ja korroosiolle, suunnitellaan ja arvioidaan usein käyttö- ja tehtäväkohtaisesti. Avaruus sekä itse aluksen vieminen avaruuteen altistavat materiaalit monille erilaisille haitoille, jotka voivat vahingoittaa materiaalia ja siten haitata suoritettavaa tehtävää.

Olellainen osa suunnittelua on myös materiaalien hintatehokkuus, jossa arvioidaan esimerkiksi osien valmistuksen helppoutta, kustannuksia ja korjattavuutta. Monet komposiitit, metallit ja ke-raamit voivat olla ominaisuuksiltaan erinomaisia materiaaleja, mutta myös kalliita valmistaa aluk-sen pääasialliseksi rakenteeksi.

Tämän työn tarkoituksena on antaa lukijalle käsitys siitä, minkälaisiin olosuhteisiin materiaalit al-tistuvat avaruudessa ja miksi erityisesti metallit ovat avaruussovelluksissa suuressa käytössä. Myöhemmin työssä perehdytään käytössä oleviin tyyppillisiin metalliseoksiin ja niiden tarjoamiin hyötyihin sekä pohditaan mahdollisia ongelmia, joita metalleilla edelleen ilmenee.

2. OLOSUHTEET JA VAATIMUKSET

Avaruuteen lähetettävät materiaalit on valittava kestämaan hyvin erilaisia olosuhteita, joita ne eivät maanpäällisessä käytössä kohtaisi. Näitä ovat muun muassa altistus ionisoivalle säteilylle, ultraviolettisäteilylle, avaruuden tyhjiölle, yksiatomiselle hapelle, voimakkaalle lämpövaihtelulle ja nopeasti liikkuville irtokappaleille sekä mikrometeoroideille. Kaikilla näistä olosuhteista on vaikutuksia materiaaliin ja sen ominaisuuksiin, ja osa olosuhteista voi saada materiaalissa aikaan myös synergisiä vaikutuksia.

2.1 Säteily

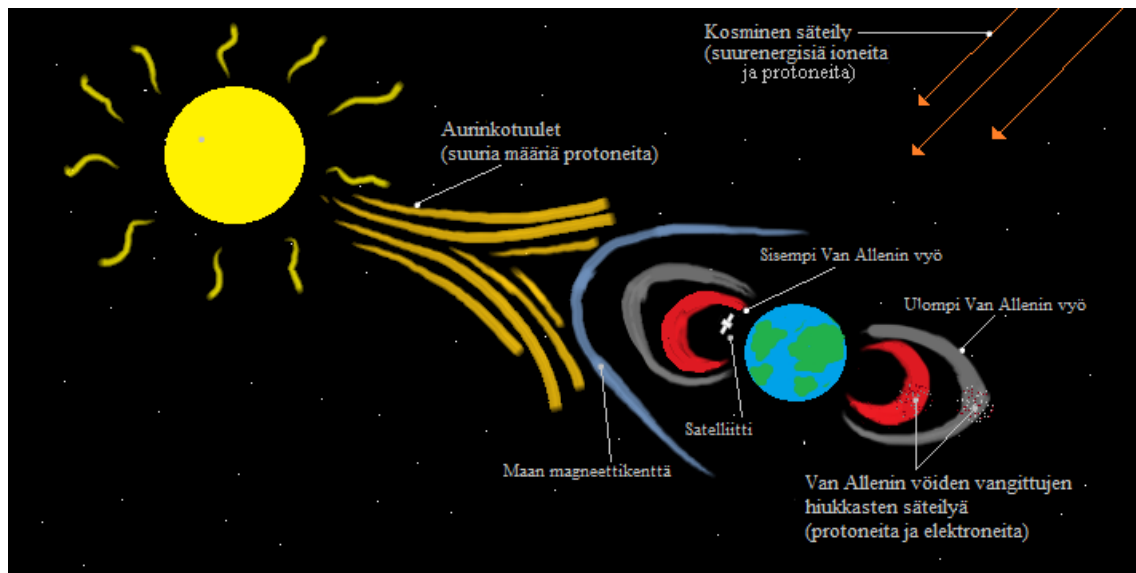
Avaruudessa esiintyy säteilyä monessa eri muodossa. Näitä ovat varautuneet hiukkaset vangittuna Van Allenin vyöhykkeillä (Van Allen radiation belts), kosminen säteily eli ulkoavaruudesta saapuvat suurenergiset hiukkaset sekä Auringosta peräisin olevat elektromagneettiset aallot, jotka voivat esiintyä gamma-, röntgen- tai ultraviolettisäteilynä, näkyvänä valona tai radioaaltoina. Auringosta tulevaa säteilyä ovat myös aurinkotuulet sekä satunnaiset aurinkopurkaukset. Suurin osa Auringon säteilystä, Van Allenin vöiden säteilystä sekä kosmisesta säteilystä koostuu suurenergiasista protoneista, joka aiheuttaa atomeissa ionisoitumista. [2]–[4] Avaruudessa esiintyvän säteilyn tyypillisiä arvoja vuontiheyksistä, vuoenergioista ja säteilyn tyypistä on esitettyä taulukossa 1.

Taulukko 1. Avaruuden säteilyn tyypillisiä arvoja [3], [5]

SÄTEILYN LÄHDE	SÄTEILYN TYPPI	VUO (HIUKKASIA/CM ² · S)	ENERGIA
KOSMINEN SÄTEILY	Protoni (85 %) Helium ⁺ (14 %)	4 0,4	Jopa yli 10 ¹¹ MeV ...
VANGITUT HIUKKASET			
SISEMPI VYÖ	Protonit	10 ⁴	100 keV–400 MeV
ULOMPI VYÖ	Elektronit Protonit	10 ⁴ –10 ¹⁰ 10 ⁵ –10 ⁹	40 keV–7 MeV 10 ⁻¹ –1 MeV
AURINKOTUULI (SOLAR WIND)	Protonit (95 %)	10 ⁸ *	10 ⁻³ –10 ⁻² keV
AURINGON ELEKTROMAGNEETTINEN SÄTEILY	Näkyvä valo, infra-puna, röntgen, ultravioletti	-	...
AURINGONPURKAUKSET (SOLAR FLARE)	Protonit (92 %), Helium ⁺ (6 %)	10 ⁻² –10 ⁶ ...	1–10 ⁴ MeV ...

* Vuo mitattuna etäisyydellä 1 AU ≈ 149,6 Gm

Kuvassa 1 on esitettyinä säteilyn lähteet Maan läheisyydessä. Van Allenin säteilyvyöhykkeet ovat kaksi Maata ympäröivää donitsinmuotoista aluetta, joista käytetään nimityksiä sisempi ja ulompi vyö. Vyöt koostuvat sähköisesti varautuneista hiukkasista, jotka Maan magneettikenttä vangitsee sisälleen aurinkotuulten tai kosmisen säteilyn mukana. Sisempi vyö koostuu enimmäkseen protoneista ja ulompi vyö elektroneista. Väiden hiukkasvuot ovat kuitenkin vaihtelevia ja riippuvaisia muun muassa avaruuslennon ajankohdasta ja aluksen asennosta, jonka vuoksi mittausten välillä esiintyy eroavaisuuksia vuontiheyksissä ja säteilyn tyypissä. [3]



Kuva 1. Säteilyn lähteet Maan läheisyydessä

Kosminen säteily on Aurinkokunnan ulkopuolelta tulevaa säteilyä, joka koostuu pääasiassa suur-energisistä protoneista (~85 %), alfahiukkasista eli heliumioneista (~14 %) ja loppuosa raskaammista atomiytimistä. [6] Merkittävä osa kosmisesta säteilystä on peräisin supernovaräjähdyksistä. [4]

Maan magneettikenttä suojaa Maata kosmiselta säteilyltä sekä aurinkotuulilta ja auringonpurkauksilta, jotka molemmat koostuvat pääasiassa protoneista [5]. Aurinkotuuli on Auringosta jatkuvasti tulevaa plasmaa, jota Maan magneettikenttä ohjaa sivuun. Pieni osa tuulesta saattaa tunkeutua magneettikentästä läpi, jossa protonit jäävät Van Allenin vöihin tai kulkeutuvat ilmakehään asti muodostaen revontulia. Auringonpurkaukset ovat Auringosta peräisin olevia suurenergisten hiukkasten kuuroja, jossa on protonien lisäksi alfahiukkasia. Purkaukset eivät tuulten tavoin ole jatkuvia, vaan niitä tapahtuu kahdesta neljääntoista kappaletta vuodessa. [4]

Säteily aiheuttaa materiaaliin vaurioita kahdella eri tavalla, ionisoimalla tai kiteisissä materiaaleissa atomeja siirtämällä. Ionisointia tapahtuu, kun varautunut partikkeli kulkee materiaalin läpi ja törmää materiaalissa olevien atomien elektroneihin. Törmäys joko virittää elektronin korkeammalle tasolle (excitation) tai poistaa ne kokonaan atomilta (ionization), joista jälkimmäinen tuottaa röntgensäteilyä. Atomien siirtymisessä korkeaan energian hiukkanen törmää materiaalin hilassa

olevaan atomiin ja siirtää sen sijaintia hilassa. Tämä luo ensin materiaaliin vakansseja ja välitila-atomeita, jotka lopulta johtavat havaittaviin muutoksiin materiaalin ominaisuuksissa. [4]

Polymeerit ovat erityisen alttiita säteilylle, joka voi aiheuttaa muutoksia esimerkiksi niiden ulkonäössä, olomuodossa tai ominaisuuksissa. Pelkästään ultraviolettisäteilyn energia riittää rikkoamaan polymeerien hiili-hiilidoksia, hiili-happidoksia sekä funktionaalisia ryhmiä. [7] Ominaisuuksien muutokset voivat liittyä polymeerin mekaanisiin, termisiin tai sähköisiin ominaisuuksiin. Ionisoivan säteilyn vaikutukset ominaisuuksiin vaihtelevat säteilyn tyypin, energiamäärän ja säteilyannoksen perusteella. [5]

Säteily aiheuttaa polymeereissä ristosilloittumista ja polymeeriketjujen katkeilua, joilla on suuri vaikutus fyysisiin ja mekaanisiin ominaisuuksiin. Ristosilloittumisessa vierekkäiset polymeeriketjut sitoutuvat toisiinsa, joka nostaa polymeerin molekyyliä. Polymeeriketjujen katkeilu johtaa muun muassa kimmokertoimen ja myötölujuuden alenemiseen, elastisuuden ja kovuuden heikkenemiseen sekä mahdolliseen haurastumiseen. Erityisesti elastomeerien on havaittu olevan hyvin alttiita säteilyvauriolle, sillä polymeerien ristosilloittuminen ja ketjujen katkeilu on suuri haitta niiden pitkille polymeeriketjuille. Kestomuoveissa säteilyn on havaittu heikentävän mekaanisia ominaisuuksia, kuten vetolujuutta ja aiheuttavan haurastumista. [5] Varautuneet partikkelit ultraviolettisäteilyn kanssa voivat avaruudessa aiheuttaa esimerkiksi muovi- ja lasi-ikkunoissa tummenemistä ja värjäytymistä sekä sähkölaitteissa häiriöitä [1], [2].

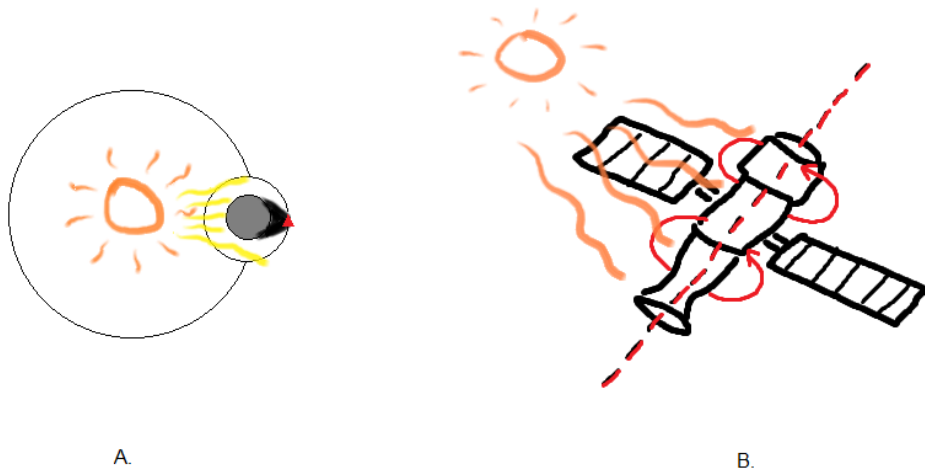
Havaitut säteilyn tasot avaruudessa (10^7 – 10^8 partikkelia/cm² vuodessa) eivät riitä heikentämään metallien elastisia ominaisuuksia merkittävästi. Huomattavia vaikutuksia tapahtuisi vasta säteilyn vuontiheyden ylittäessä arvot 10^{17} protonia/cm², 10^{17} neutronia/cm² tai 10^{18} elektronia/cm², joka vaatisi mahdollisesti satojen vuosien altistumisen merkittävien muutosten aiheuttamiseksi. Tällöin edes korkeimmat Van Allenin vyöllä havaitut säteilymäärät eivät riitä vaikuttamaan metalleihin merkittävästi käyttönsä aikana. [2], [5], [8]

Säteily voi kuitenkin aiheuttaa metalleissa lujittumista. Atomien siirtyminen luo metallin hilaan vakansseja ja välisija-atomeita, jotka kohottavat sen myötölujuutta, mutta laskevat murtositkeyttä. Lujittuminen alentaa metallien plastisuutta ja muovautuvuutta sekä kohottaa sen kovuutta. Säteily saattaa myös muuttaa metallien muita plastisia ominaisuuksia kuten virumiskäyttäytymistä, hauras-venyvätansitiolämpötilaa ja väsymisen kestoa. [5], [8]

2.2 Lämpövaihtelu

Avaruudessa käytettävät materiaalit altistuvat merkittävästi enemmän lämpötilan vaihtelulle verrattuna maanpäällisiin käyttölämpötiloihin. Ilman ilmakehää lämpöenergiaa kulkeutuu vain säteilynä tai johtamalla, minkä vuoksi suurin vaikuttaja lämpötilaan on Aurinko. Suora tai planeetasta heijastuva auringonvalo lämmittää alusta, kun taas kuvassa 2A esitetty planeetan aiheuttama auringonpimennys laskee aluksen lämpötilaa hetkellisesti. Lämpötilan vaihtelu avaruusaluksella koostuukin pääasiassa näistä kahdesta tapahtumasta, jotka aluksen sijainnin, toiminnan ja käytötarkoituksen perusteella toistuvat yleensä useita tuhansia kertoja. Esimerkiksi maapalloa kiertävä Hubble-avaruusteleskoopin aurinkopaneeli kokee 6 000 lämpösykliä vuodessa, jossa lämpötila kiertoradalla vaihtelee -113 ja $+95$ °C:n välillä. [2], [9] Lämpösyklit voivat aiheuttaa esimerkiksi murtumia, materiaalikerrosten kuoriutumista ja muita mekaanisia ongelmia osien välillä, joiden lämpölaajenemiskertoimet ovat liian poikkeavia [1].

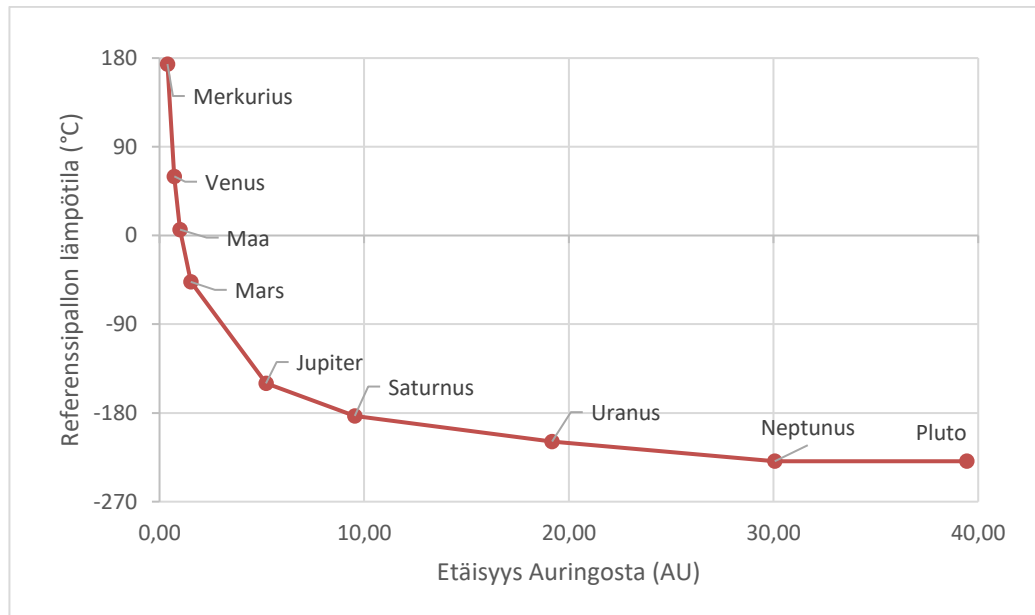
Aluksen todellinen lämpötila vaihtelee aluksen rakenteen, Auringosta mitatusta etäisyyden sekä lämpösuojamateriaalien perusteella [1]. Aluksen lämpötilaa säädelään pääasiassa emission eli lämmön säteilyn avulla. Lämpötilaan voidaan vaikuttaa myös aluksen asennolla: esimerkiksi satelliitit voivat olla staattisesti paikallaan tai pyöriä pituusakselinsa ympäri tasoittaakseen altistuksensa auringonvalolle [2]. Kuvassa 2B on malli satelliitin pyörimisestä akselinsa ympäri lämpötilan tasoittamiseksi.



Kuva 2. A) Satelliitin auringonpimennys, B) Satelliitin pyöriminen

Maan keskimääräisellä etäisyydellä Auringosta lämpötila on noin 6 °C. Lämpötila muuttuu monille materiaaleille huomattavasti haastavammaksi, kun alus halutaan lähettää kauemmaksi. Merkuriuksen etäisyydellä lämpötila on noin 174 °C, kun taas Pluton läheisyydessä lämpötila on -229 °C. Kuvassa 3 on esitetty keskimääräiset lämpötilat planeettojen kiertoradoilla ja niiden keskimääräiset etäisyydet Auringosta. Lämpötilalukemat perustuvat tasalämpöiseen referenssipalloon, jolle on annettu mielivaltaisesti absorptiokertoimen ja säteilytehon arvoksi 1,0.

Lukeman tarkoituksena on vain antaa karkea arvio kiertoratojen lämpöolosuhteista, sillä kappaleen todellinen lämpötila kiertoradalla kuitenkin vaihtelee merkittävästi planeetan asennon perusteella sekä sen mukaan, millaisella sijainnilla ja korkeudella alus on kiertoradalla. [9]



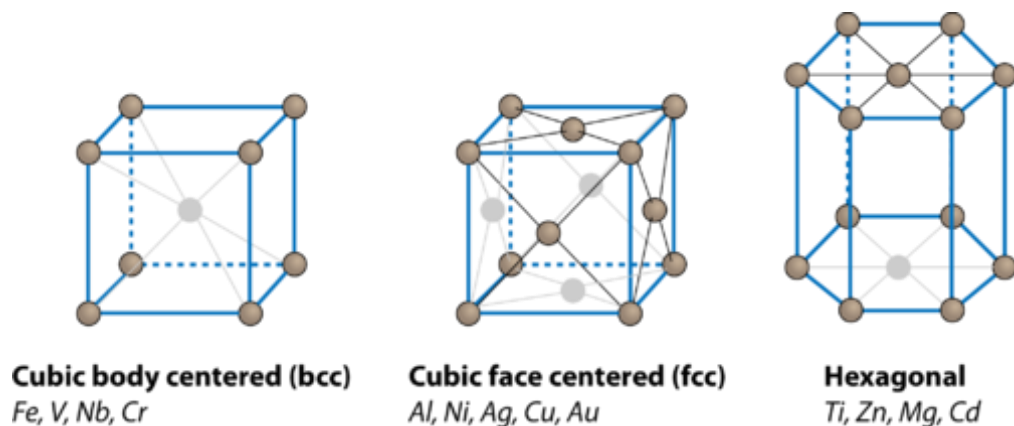
Kuva 3. Planeettojen kiertoratojen keskilämpötilat Auringon etäisyydestä, mukailien lähteestä [9]

Dunnin [2] mukaan avaruusaluusten rakenteellisten materiaalien on oltava luotettavia mekaanisilta ominaisuuksiltaan -150 ja $+150$ °C:n välillä. Tästä syystä alumiini- ja titaaniseoksista sekä hiilikuituvahvisteisista epoksi-hartsikomposiiteista on tullut standardimateriaaleja avaruusaluksissa. Hiilikuituvahvisteisesta muovista valmistetut osat, kuten aurinkopaneelit, lautasantennit ja antennialustat, suunnitellaan kestävämmän lämpötiloja -160 ja $+180$ °C:n välillä. Monet osat kuitenkin kokevat paljon korkeampia lämpötiloja niiden sovellusten ja tehtävien perusteella, kuten työntörakettimoottoreissa (propulsion rocket) tai satelliittien potkumoottoreissa (apogee boost motor) käytettävät rakennemateriaalit, jotka voivat käytössä altistua 200 – $1\ 400$ °C:n lämpötilalle. Tarkkoja lämpötiloja on vaikeaa arvioida, mutta lämpötilan lisäksi on otettava huomioon avaruuden tyhjiö, joka yhdessä lämpötilan kanssa altistaa materiaalit sublimoitumiselle. [2] Sublimoitumista käsitellään laajemmin luvussa 2.5.

Kaikkien avaruustehtäviin tarkoitettujen materiaalien on kestävä myös kylmiä olosuhteita, joille sekä kauas ulkoavaruuteen lähtevät alukset että kiertoradalla olevat satelliitit altistuvat [2]. Monille metalleille kylmät olosuhteet aiheuttavat haurastumista. Tämä tapahtuu venyvähaurastransitiolämpötilan alapuolella, jossa metallille on mahdollista tapahtua haurasmurtuma. Transitiolämpötilan yläpuolella metalli on sitkeää. Lämpötilan alapuolella metallista tulee hau-

rasta, jolloin siihen kohdistuva riittävän suuri jännitys saa kappaleen särkymään ilman merkittävää plastista muodonmuutosta tai hyvin pienillä plastisen muodonmuutoksen määrillä. Tilakeskiiset kuutiolliset eli TKK-kiderakenteet (BCC, body-centered cubic) ja jotkin heksagonaalisesti tiivispakatut eli HTP-kiderakenteet (HCP, hexagonal close packed) ovat alttiimpia transitiolle kylmässä. Pintakeskisissä kuutiollisissa eli PKK-kiderakenteissa (FCC, face-centered cubic) dislokaatiot pystyvät liikkumaan alhaisissakin lämpötiloissa. [10] Tämän vuoksi monissa avaruussovelluksissa suositaan metalleja, joilla on PKK-kiderakenne, kuten alumiini, tai tunnettu HTP-rakenne, kuten titaani. TKK-, PKK- ja HTP-kiderakenteet on esitetty kuvassa 4.

Haurastumista tapahtuu TKK- ja HTP-kiderakenteissa, joissa korkea hilakitkavoima vastustaa dislokaatioiden liikettä. Haurastuminen kylmissä olosuhteissa selittyy dislokaatioiden liikkumismahdollisuuksien rajoittumisella. Metallin jäähtyessä riittävän alhaiseen lämpötilaan dislokaatioiden on hyvin hankala liikkua, jolloin murtolujuus voidaan saavuttaa ennen dislokaatioiden merkittävää liikettä. Alhaisissa lämpötiloissa dislokaatioiden nopeudet laskevat, jolloin muodonmuutokseen tarvitaan enemmän voimaa. Transitiolle herkät kiderakenteet eivät kohonneen rasituksen alla pysty muuttamaan muotoaan, jolloin muokkauslujittumisen vuoksi materiaalin myötölujuus nousee ja sitkeys laskee. [10] Tämä ilmiö on havaittavissa esimerkiksi TKK-rakenteisilla teräksillä [11]. PKK-rakenteessa ja enemmistössä HTP-rakenteista hilakitka pysyy matalana, jolloin dislokaatiot pystyvät liikkumaan alhaisemmilla nopeuksilla. Tällöin niiden myötölujuus kylmissä olosuhteissa on yleensä suhteellisesti matalampi kuin lujittuvilla TKK-rakenteilla. [10] PKK-kiderakenteissa haurastumista ei siis juurikaan tapahdu, minkä vuoksi esimerkiksi alumiini-seokset soveltuvat erittäin kylmiinkin lämpötiloihin [11].



Kuva 4. TKK-, PKK- ja HTP-kiderakenteet sekä niitä vastaavia metalleja [12]

2.3 Irtokappaleet ja mikrometeoroidit

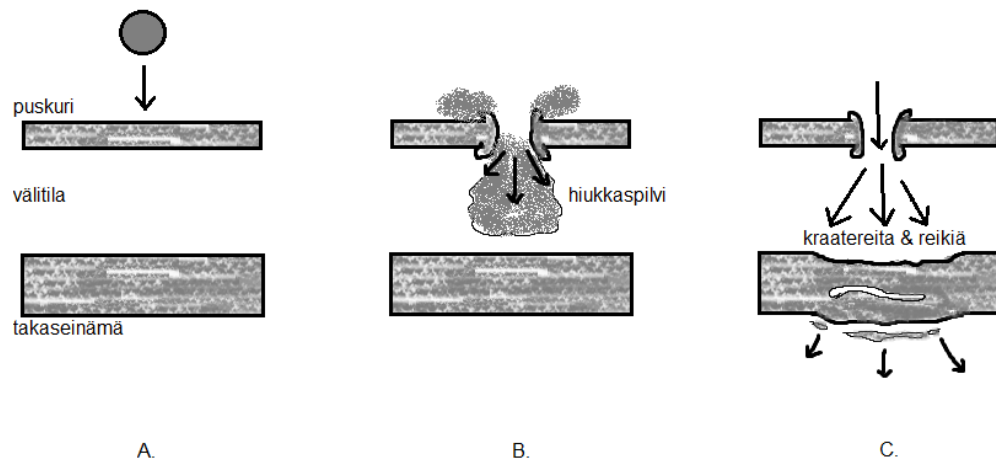
Vaarallisen ympäristön vuoksi avaruuteen lähtevät alukset on suojattava erityisesti voimakkaita iskuja vastaan, joita syntyy avaruuden kappaleiden törmätessä avaruusalukseseen. Vaikka kappaleet olisivatkin hyvin pieniä, niiden äärimmäiset nopeudet ja suuret lukumäärät tekevät niistä hyvin merkittävän uhan kaluston hajoamiselle, tehtävien keskeytymiselle tai jopa alusten tuhoutumiselle. Kiertoradalla kulkevat pienet kappaleet ovat huomattavasti nopeampia kuin esimerkiksi luotien lähtönopeudet, jotka ovat nopeimmillaan 1–2 km/s Maan olosuhteissa. Pelkästään matalan kiertoradan irtokappaleet kulkevat keskimäärin 10 km/s nopeudella ja nopeimpien meteoroidien on mitattu kulkevan jopa 60 km/s. [1], [13]

Avaruudessa lentävät kappaleet jakautuvat kahteen pääluokkaan: irtokappaleisiin ja pienkappaleisiin. Irtokappaleilla tarkoitetaan avaruuteen jääneitä pirstaleita ja osia esimerkiksi vanhoista satelliiteista ja raketeista, jotka ovat räjähtäneet tai jääneet kiertoradalle lojumaan suorittuaan tarkoituksensa [2]. Sputnikin laukaisun jälkeen vuonna 1957 avaruuteen on saatettu yli 12 720 satelliittia kiertoradalle, joista kiertoradalla on vielä 7 810 satelliittia ja niistä aktiivisia 5 200 kappaletta. Tämän mukaan siis noin 33 % kiertoradalla olevista esineistä on turhaa ja hallitsematonta kalustoa, jota ESA:n (European Space Agency) mukaan on yli 9 800 tonnia. [14] Avaruusaluksista peräisin olevat irtokappaleet ovat enimmäkseen metallista valmistettuja osia, kuten teräksisiä pultteja, kuparilankaa ja titaania polttoainetankkeja sekä muita pieniä partikkeleita kuten lohjennutta maalia ja kiinteän ajoaineen jamiä [2], [13].

Aurinkokunnan pienkappaleet ovat avaruudessa esiintyviä luonnollisia kohteita, jotka eivät ole planeettoja, kääpiöplaneettoja tai satelliitteja [15]. Näistä pienimpiä ja siten avaruusalukselle merkittävimpiä vaaroja ovat meteoroidit, mikrometeoroidit ja avaruuspöly, jotka ovat syntyisin komeetoista, asteroideista tai planeettainvälisestä materiaalista. Vaikka kaiken kokoiset kappaleet avaruudessa ovat uhaksi avaruusaluksille, alukset suojataan passiivisesti eniten pienempiä kappaleita vastaan. Suuremmat kappaleet kuten meteoroidit ja isommat avaruusaluksen osat yleensä havaitaan ja pystytään väistämään. Irtokappaleet ja meteoroidit, jotka ovat noin 10 cm kokoisia tai suurempia, pystytään havaitsemaan ja välttämään, kun taas 1 µm–5 mm kappaleet ovat tilastollisesti niitä, jotka todennäköisimmin aiheuttavat vahinkoa huomaamattomuutensa ja korkeiden nopeuksien vuoksi. [2], [13]

ESA:n tilaston mukaan Maan kiertoradalla pyörii noin 130 miljoonaa irtokappaletta, jotka ovat kooltaan 1 mm–1 cm, kun taas 1–10 cm kokoisia kappaleita on noin miljoona [14]. Tästä huomataan, että irtokappalekanta koostuu enimmäkseen pienistä kappaleista, jotka voivat osua alukseen vaihtelevin nopeuksin 1–15 km/s. Yksi tärkeimmistä suojausmekanismeista irtokappaleita ja meteoroideja vastaan on Whipple-kilpi, joka koostuu yhdestä tai useammasta ohuesta puskuri-kerroksesta materiaalia ja paksummasta takaseinämästä, jotka ovat pienten välimatkojen päässä toisistaan. Whipple-kilven rakenne ja toimintaperiaate on kuvattu kuvassa 5. Suojakerroksista

päällimmäinen eli puskuri on yleensä tehty kestävästä metallista, kuten teräksestä tai alumiini-seoksesta. Puskurin tehtävä on hajottaa siihen osuva kappale, jolloin se murenee pilveksi pienempiä osia kappaleesta ja hajonneesta kerroksesta. Tällöin murentuneet palaset leviävät pilven avulla laajemmalle alueelle, jolloin puskurin alapuolella oleva paksu takaseinä kestää paremmin hiukkaspilven iskun. [13] Voimakkaiden iskujen torjumiseksi suojarakenteena toimivalla materiaalilla on oltava korkea vaurionsietokyky, joka yleensä tarkoittaa korkeita iskutkeyden, murtositkeyden ja väsymisen keston arvoja. Näiden ominaisuuksien avulla pyritään varmistamaan materiaalin kyky absorboida siihen kohdistuvia äkillisiä iskuja ja pysyä käyttökuntoisina toistuvassa rasituksessa ilman murtumaa. Yleisin Whipple-kilvissä käytettävä materiaali on alumiini [1].



Kuva 5. Whipple-kilven toiminta kappaleen osuessa lähde mukailen [13]

Kuvan 5 tilanteessa A puskuria on lähestymässä pieni esimerkiksi metallinen irtokappale, joka tyypillisesti liikkuu nopeudella 10 km/s. Tilanteessa B kappale osuu puskuriin, jotka yhdessä muodostavat hiukkaspilven osuman yhteydessä. Pilvi koostuu kappaleen ja puskurin osista, jotka voivat olla kiinteitä, nestemäisiä tai höyrystyneitä äärimmäisen nopean ja voimakkaan iskun seurauksena. Tilanteessa B syntynyt hiukkaspilvi jatkaa matkaansa kohti alemman kerroksen takaseinää, jonka tehtävä on pysäyttää hiukkaspilven isku. Tilanteessa C nähdään, että takaseinä on lohkeillut iskusta, mutta ei vielä murtunut. Iskussa syntyneen reiän takia takaseinä on nyt kuitenkin alttiimpi muille uhille, kuten tyhjiölle, säteilylle ja atomiselle hapelle, sekä tuleville irtokappaleosumille.

2.4 Atominen happi

Yksiatominen happi O (AO, atomic oxygen) on yksi hapen allotroopeista, jota syntyy, kun avaruudessa esiintyvä ultraviolettisäteily hajottaa happimolekyyliä O₂. Koska ilmakehä suojaa maapalloa ultraviolettisäteilyltä, yksiatomista happea ei juurikaan esiinny Maan pinnalla. Maan matala kiertorata koostuu lähes kokonaan yksiatomisesta hapesta 100–1 000 kilometrin välillä. [1], [16] Vaikka atominen happi ei itsessään ole kovin tiheää, se irtokappaleiden tavoin osuu Maan matalalla kiertoradalla kulkeviin LEO-aluksiin (LEO, Low Earth Orbit) suurin nopeuksin, kun alus kulkee atomisesta hapesta koostuvan vuon läpi. Tällöin vuossa olevat happiatomit iskeytyvät aluksen kulkusuuntaan suhteessa sen nopeuteen (noin 8 km/s) 4,5–5 elektronivoltin iskuenergialla. [17]

Vaikka aluksen ulkokuori suojattaisiinkin yksiatomisen hapen vaikutuksilta, on syytä myös alemmat ja sisemmät kerrokset suojata siltä. Suoran vaikutuksen sijasta atominen happi voi tunkeutua läpi esimerkiksi pienistä aukoista tai irtokappaleen tekemästä reiästä, jossa se kykenee vaikuttamaan sisempien kerrosten materiaalien kanssa ja aiheuttaa vaurioita. Esimerkiksi sähköjohtavuuden kannalta olennainen hopeapinnoite hapettuu ajan myötä vuorovaikutuksessa yksiatomisen hapen kanssa ja tulee lopulta käyttökelvottomaksi. [2], [18] Atomisen hapen reaktiivisuus ei lähtökohtaisesti lyhytkestoisissa tehtävissä ole suuri ongelma, mutta pitkäaikaisissa käyttökohteissa, kuten useita vuosia palvelevissa avaruusasemissa ja satelliiteissa, yksiatomisen hapen vaikutus on tärkeää huomioida ja eliminoida [16].

Atominen happi on hyvin reaktiivinen orgaanisten aineiden kanssa. Se on hyvin syövyttävä ja reagoi voimakkaasti materiaalissa olevan hiilien, typen, rikin ja vetysidosten kanssa, jolloin suurin osa polymeereistä syöpyy. [1], [2]. Polymeereissä atominen happi aiheuttaa syöpymistä, muutoksia kemiallisessa koostumuksessa ja optimissa ominaisuuksissa sekä pintojen saastumista [7]. Monilla polymeereillä vaikutuksia näkyy jo 40 tunnin altistuksen jälkeen. [2] Atominen happi reagoi hyvin voimakkaasti myös alusten ulkokuorella olevien orgaanisten maalien ja pinnoitteiden kanssa, jolloin ne on syytä pinnoittaa kulumisen hidastamiseksi. [2]

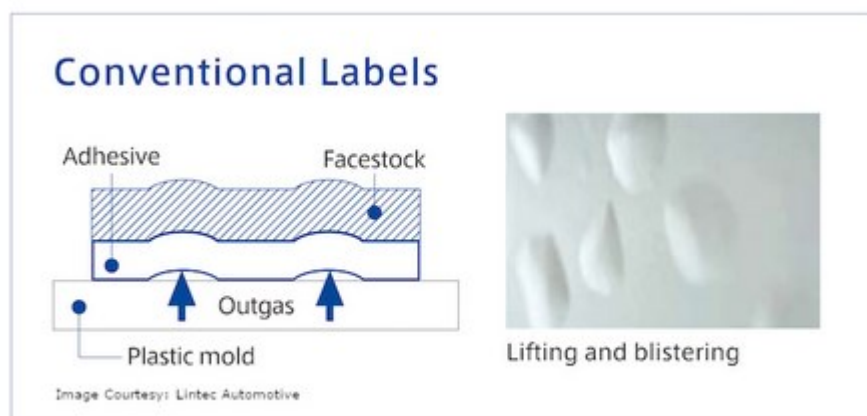
Yksiatominen happi on paljon vähemmän reaktiivinen metallien kuin polymeerien kanssa lukuun ottamatta kuparia, osmiumia ja hopeaa [1], [2]. Metallioksidit ovat yksiatomiselle hapelle reagoimattomia, koska ne ovat jo korkeimmalla hapetusasteella. Avaruussovelluksissa laajasti käytetty hopea on hyvin altis atomisen hapen vaikutuksille. Hopeaa tarvitaan johtavuuden kannalta erityisesti aurinkokennojen liitoksissa, joilla on suuri vaikutus energiantuotantoon avaruusaluksilla. Atominen happi ja aluksen kokemat kymmenet tuhannet lämpösyklit usein johtavat liitosten enenaikaiseen heikkenemiseen, joka aiheuttaa epävarmuutta ja ongelmia pitkäaikaisissa käyttökohteissa. Atomisen hapen vaurioilta pyritään suojautumaan esimerkiksi tyhjiöpinnoituksella (vacuum-deposited coating), jossa kappale päällystetään esimerkiksi alumiinilla, platinalla tai metallioksidikerroksilla. Atomisen hapen vaikutukset moniin avaruudessa käytettäviin metalleihin,

kuten alumiiniin, kultaan, nikkeliin, magnesiumiin, ruostumattomaan teräkseen ja titaaniin ovat hyvin vähäisiä. [2]

2.5 Tyhjiö

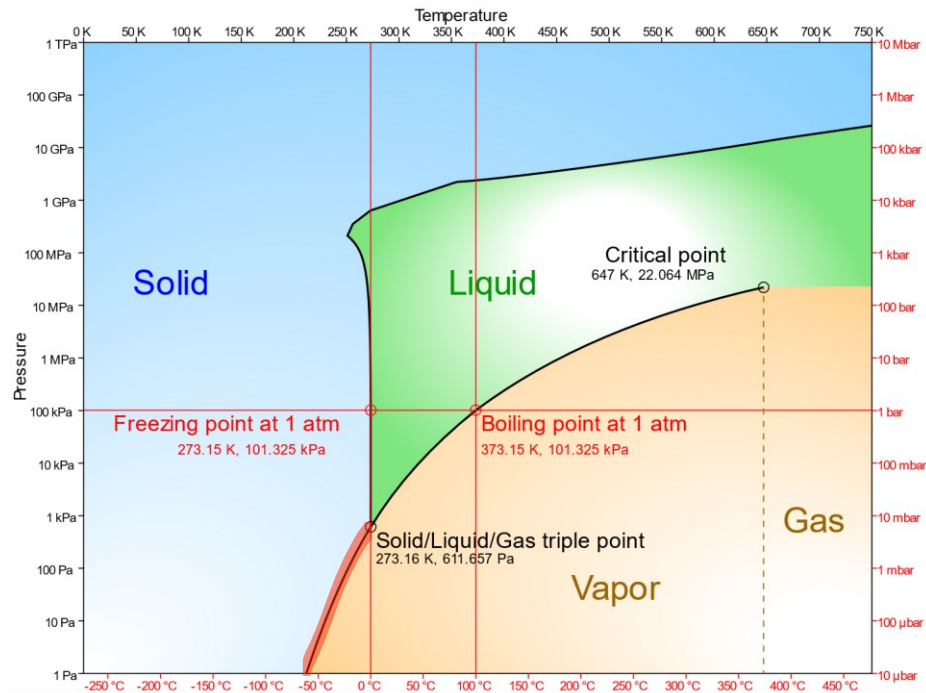
Avaruudessa vallitsevan tyhjiön takia paine on hyvin paljon alhaisempi kuin maanpäällisissä olosuhteissa. Pelkästään satelliittien minimikorkeudessa (200 km) paine on 10^{-6} mmHg eli vain murto-osa (10^{-9} atm) normaalista ilmanpaineesta [2]. Tämän jälkeen paine pienenee aina syvemmälle ulkoavaruuteen mentäessä aina noin 10^{-17} mmHg:iin asti [19].

Avaruudessa vallitseva tyhjiö yhdessä lämpövaihtelun kanssa aiheuttaa materiaaleissa muutoksia kaasujen karkaamisen ja sublimoitumisen vuoksi. Kaasujen karkaaminen (outgassing) on ilmiö, jossa materiaalissa olevat kaasut karkaavat ja höyrystyvät sen pinnalta. Tyhjiön ja kohonneen lämpötilan yhteisvaikutuksesta höyrystyvät aineet voivat karata myös esimerkiksi huokosten tai murtumien kautta syvemmiltä kerroksilta. [2] Syvemmältä karkaavat kaasut voivat myös aiheuttaa lisää säröilyä ja edistää murtumia rakenteessa kaasun nopealla etenemisnopeudella [19]. Kuvassa 6 on esitettyä muovista karannutta kaasua, josta on muodostunut kuplia muovin ja muovin päällä olevan tarran väliin. Polymeerien tapauksessa höyrystyviä ja karkaavia aineita ovat esimerkiksi lisäaineet kuten plastisoimisaineet ja absorboituneet kaasut [7]. Kaasujen karkaaminen vaikuttaa polymeereissä muun muassa niiden muodonpysyvyyteen ja materiaaliominaisuuksiin sekä aiheuttaa pintojen saastumista. Pintojen saastumista tapahtuu, kun materiaalista vapautuneet kaasut uudelleenkonduoituvat esimerkiksi optisten linssien, sähkölaitteiden tai lämmönsäätelylaitteiston pinnoille ja häiritsevät niiden toimintaa. [1], [2], [7].



Kuva 6. Kaasujen karkaaminen polymeeristä [20]

Sublimoitumisessa aine muuttuu suoraan kiinteästä kaasumaiseksi aineen kolmoispuolelta eli riittävän matalissa paineissa ja lämpötiloissa. Avaruudessa vallitseva tyhjiö ja matalat lämpötilat aiheuttavat monissa materiaaleissa sublimoitumista, jolloin ne menettävät massaa pinnaltaan ja pitkillä aikaväleillä ne alkavat menettää mekaanisia, termisiä ja kemiallisia ominaisuuksiaan [2], [19]. Kuvassa 7 on havainnollistamiseksi esitetty veden faasidiagrammi, jossa sublimaatioviiva on korostettu punaisella viivalla. Tämän viivan kohdalla olevassa paineessa ja lämpötilassa aine muuttuu kiinteästä suoraan kaasuksi.



Kuva 7. Veden faasidiagrammi [21]

NASA:lla ja ESA:lla on käytössä standarditesti ASTM-E-595 tyhjiössä käytettävälle materiaalille. Testissä materiaalikappale altistetaan 1 Pa:n paineeseen ja 120 °C:n lämpötilaan 24 tunnin ajaksi, ja kappaleen yläpuolelle asetetaan keräysastia, joka kerää kappaleesta haihtuvaa tai vapautuvaa materiaalia. Altistuksen jälkeen koekappale palautetaan 55 % ilmentöteuteen, jonka jälkeen siitä punnitaan haihtuneen aineen määrä, ja keräysastiasta punnitaan siihen kondensoituneen aineen määrä. Minimivaatimuksena testissä on, että materiaali ei saa kokea yli 1 %:n massanmenetystä palautuneena eikä keräysastiasta saa kertyä yli 0,1 % ainetta alkuperäisen koekappaleen massasta. Kriittisempiä osia, kuten rakenteellisia osia, lämpöpeitteitä ja sähkörasioita, saatetaan paistaa testin mukaisesti korkeimmissa mahdollisissa lämpötiloissa vielä muutamien päivien ajan ylimääräisten jäännösainesten poistamiseksi, jolla materiaalille saadaan paremmat ominaisuudet. [1], [2]

Metallien kohdalla tyhjiöllä ei kuitenkaan ole havaittuja haittavaikutuksia, etenkin jos valintaprosessissa eliminoidaan kaikkien ongelmia tuottavien metallien käyttö. Todettuja ongelmia ovat esimerkiksi kadmiumin ja sinkin sublimoituminen, kuitukiteiden kasvaminen (whisker growth) tinalla ja sinkillä sekä hermeettisyyden eli ilmatiiviyden menettäminen paineistetuissa metalliesineissä esimerkiksi nikkelikadmiumpariston kennoissa [2], [22]. Magnesiumista valmistettujen osien on havaittu myös sublimoituvan riittävän pitkässä altistuksessa tyhjiölle yli 125 °C:n lämpötilassa. Tämän vuoksi magnesiumseoksia ei pidä käyttää rakenteissa ilman tyhjiönkestävää pinnoitetta. [2]

Tyhjiö voi kuitenkin vaikuttaa metallien väsymisen keston eduksi. Tutkimusten mukaan paineen laskiessa metallien väsymisen kesto paranee matalan syklimäärän (LCF, Low Cycle Fatigue) sekä korkean syklimäärän (HCF, High Cycle Fatigue) rasituksessa [2]. Ilmiö selittyy metallien pinnoilla olevien oksidien ja adsorbaattien eli pintaan imeytyneiden kaasujen, kuten hapen, typen ja veden, karatessa tyhjiön vaikutuksesta. Oksidit ja adsorbaatit laskevat murtumassa syntyneen uuden pinnan pintaenergiaa, jonka avulla murtuma pystyy etenemään helpommin tavallisessa ilmassa. Uudella liukutasolla olevat oksidit ja adsorbaatit voivat myös toimia esteinä dislokaatioliikkeelle murtuman kärjessä (crack tip). Koska tyhjiössä pinnoilla olevat aineet haihtuvat pois, materiaalin pintaenergia nousee ja dislokaatiot pystyvät liikkumaan materiaalissa vapaammin. Tällöin plastisesta muodonmuutoksesta tulee helpompaa murtumien kärkien kohdalla, joka edistää murtumien pyöristymistä (crack blunting) ja umpeutumista (crack closure). Murtumien pyöristyminen ja umpeutuminen yhdessä korkean plastisuuden kanssa hidastavat murtumien etenemistä ja näin parantavat väsymisen kestävyyttä. Kyseistä ilmiötä on havaittu monilla teräksillä sekä alumiini- ja titaaniseoksilla. [2], [19], [23]

Tyhjiö kuitenkin vaikeuttaa metalleissa tarvittavien kitkalta ja kulumalta suojaavien aineiden käyttöä. Voiteluaineet kuten öljyt, nesteet ja rasvat sekä metallin pinnassa olevat oksidikerrokset sublimoituvat, karkaavat tai hajoavat alhaisessa paineessa, jolloin metallin pinta jää alttiiksi kulumiselle ja korroosiolle. Tällöin kosketuksissa olevien metallien väliin kohdistuu suuri kitka, joka korkeissa jännityksissä ja äärimmäisissä lämpöolosuhteissa voi aiheuttaa kiinnileikkautumista (seizing), kitkasyöpymistä (galling) tai kylmähitsautumista (cold-welding) voimakkaan kulumisen lisäksi. [19] Kitkasyöpyminen on kulumien muoto, jossa metallia kiinnittyy toiseen metalliin kitkavoiman kasvaessa riittävän suureksi aiheuttamaan adhesiivista kulumista. Kylmähitsautumisella tarkoitetaan kahden metallin hitsautumista yhteen voimakkaan paineen johdosta ilman metallien kuumentamista. Tyhjiössä metalleja suojaavat oksidit haihtuvat, jolloin suojaamattomien metallien elektronit kiinnittyvät toisiinsa helpommin. Näitä ongelmia esiintyy erityisesti osilla, jotka ovat vahvasti kosketuksissa toisten metallien kanssa, kuten saranoissa, laakereissa tai hammasrat- taissa. Vaihtoehtoina on hermeettisesti eristää osa tyhjiöltä tai käyttää erityisiä sublimoitumista kestäviä pinnoitteita. Kaikkia kappaleita ei kuitenkaan ole käytännöllistä tai mahdollista eristää tyhjiöltä, jolloin kappaleiden kosketuspinnat voidaan suojata hyödyntämällä riittävän pehmeitä metalleja kuten tyhjiöpinnoittamalla kappale kullalla, hopealla tai lyijyllä. [2], [19]

3. METALLIT

NASA:n standardikäytössä olevia metalliseoksia ovat pääasiassa alumiiniseokset, titaaniseokset, ja teräkset [24]. Magnesium-, beryllium- ja nikkelpohjaisia seoksia käytetään sekundäärisissä eli kevyemmin lastatuissa rakenteellisissa osissa, joiden tehtävä on pitää pienempiä komponentteja ja laitteita paikallaan [2], [24], [25]. Taulukkoon 2 on listattu tyyppillisten avaruuskäytössä olevien metalliseosten olennaisia ominaisuuksia, joita tässä työssä vertaillaan ja tarkastellaan. Listassa esitetyt arvot ovat seoksille tyyppillisiä arvoja tai minimiarvoja (\geq -merkityt), jotka ovat parannettavissa käsittelyiden avulla. Taulukko 2 löytyy suurennettuna työn lopussa liitteenä A.

Taulukko 2. Avaruuskäytössä olevien metallimateriaalien tyyppisiä ominaisuuksia huoneenlämmössä

	Tiheys (g/cm ³)	Elastinen kerroin (GPa)	Vetolujuus (MPa)	Mytöllujuus, 0.2% (MPa)	Venymä	Sulamispiste, alku (°C)	Keskimääräinen lineaarinen lämpölaajenemiskerroin, 20 - 100 °C (10 ⁻⁶ /°C)	Lähde
Alumiini								
A2024-T3	2,77	72,40	485,00	345,00	18,00	502,00	22,90	[30]
Alclad 2024-T3	2,78	72,40	450,00	310,00	18,00	[30]
A7075-T6	2,80	71,00	572,00	503,00	11,00	532,00	23,40	[31]
Titaani								
Ti-6Al-4V, hehkutettu	4,43	110,00	≥ 900	≥ 830	14,00	1878,00	8,60	[33]
Teräs								
17-4PH	7,80	196,00	1310,00	1170,00	10,00	1400,00	10,80	[41]
301, hehkutettu	8,00	193,00	≥ 515	≥ 205	40,00	1400,00	17,00	[41]
301, ekstrakova (60 %)	8,03	175,00	1500,00	1370,00	9,00	[41]
304L, hehkutettu	8,00	190,00	≥ 480	≥ 170	40,00	1400,00	...	[41], [51]
304L, kylmämuokattu (70 %)	8,00	190,00	1320,00	1080,00	3,00	[41]
Magnesium								
AZ31B H24 (Sh)	1,77	45,00	290,00	220,00	15,00	605,00	26,00	[44], [52]
Beryllium								
AMS-7906	1,85	303,00	320,00	241,00	2,00	1287,00	11,50	[48]
AlBeMet-162 (sheet)	2,07	198,00	386,00	276,00	5,00	644 - 1082	13,91	[48]

3.1 Metallien ominaisuudet

Metallit ovat houkutteleva materiaalivalinta avaruuskäyttöön, sillä ne omaavat useita hyödyllisiä ominaisuuksia. Erityisen tärkeitä ovat korkeat lujuus-tiheysuhteet sekä jäykkyys-tiheysuhteet, joiden avulla rakenteista saadaan samanaikaisesti keveitä ja riittävän lujia kestäväksi rasiin. Termiset ominaisuudet, kuten korkeat sulamispisteet ja matalat lämpölaajenemiskertoimet auttavat metalleja säilyttämään muotonsa korkeissa lämpötiloissa ilman sulamista tai merkittävää lämpölaajenemista. Erittäin kylmissä lämpötiloissa metalleilla saattaa esiintyä kiderakenteesta johtuvaa haurastumista, jonka vuoksi PKK-kiderakenne tai HTP-kiderakenne on tärkeä ominaisuus avaruuteen sovellettavalla metallilla. Lisäksi monet metalleista kestävästi hyvin avaruudessa esiintyvää säteilyä, tyhjiötä sekä yksiatomista happea.

Metalleissa on myös joitain rajoittavia ominaisuuksia. Metalleilla on tyypillisesti hyvä sähkönjohtavuus, joka on hyvä ominaisuus tietyissä käyttökohteissa, kuten johtimissa ja piireissä, mutta esimerkiksi rakenteissa korkea sähkönjohtavuus voi varata sähköistä potentiaalia alukseen jopa kymmeniä tuhansia voltteja. Korkea jännite saattaa luoda koronapurkauksen, jossa johtimen ympärillä oleva kaasu ionisoituu ja alkaa hohtamaan johtaen sähköä, tai aiheuttaa valokaaren, jossa sähkövirta purkautuu ja kulkee väliaineen, kuten ilman tai muun kaasun, läpi. [2] Tyhjiössä kaasua ei kuitenkaan yleensä ole, jolloin kaasun on oltava peräisin avaruusaluksessa vuotavasta kohdasta tai karanneena kuumentuneesta pintamateriaalista, kuten polymeeristä.

Rakenteiden kannalta myös magneettisuus on usein ei-toivottua, sillä suurissa määrin se saattaa häiritä aluksen asentosäätelyä, joka johtuu aluksen oman magneettikentän vuorovaikutuksesta Maan magneettikentän kanssa. Tämän vuoksi avaruusalusten päämateriaaleiksi pyritään valitsemaan ensisijaisesti magnetisoitumattomia tai paramagneettisia aineita. Ferromagneettisilla aineilla on kuitenkin usein suuri tiheys, jonka vuoksi niitä ei käytetä suurissa määrin esimerkiksi rakennemateriaalina eikä niiden magneettisuus tällöin tuota ongelmaa. [2] Muina rajoitteina joillekin metalleille ja seoksille saattaa myös olla riittämätön sietokyky hapettaville tai syövyttävälle olosuhteille, hankala työstettävyys, myrkyllisyys tai pinnoitteen pakollisuus.

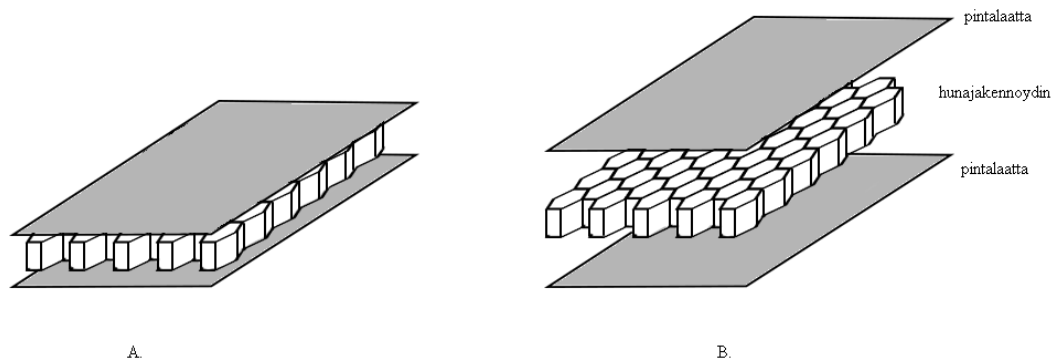
3.2 Alumiiniseokset

Yksi käytetyimmistä metalleista avaruusaluksissa ja sen rakenteissa on alumiini. Puhtaana alumiinilla on hyvin alhaiset lujuuden ja kovuuden arvot, mutta seostettuna sitä voidaan käyttää erityisesti lujuutta vaativiin rakenteisiin. Yleisiä seosaineita ovat esimerkiksi kupari, magnesium ja sinkki, joita seoksessa voi olla yhteensä maksimissaan 10 %. [26]

Alumiiniseoksissa yhdistyvät nonferromagneettisuus, keveys, hyvät mekaaniset ominaisuudet, työstettävyys, muokattavuus, sopiva hinta ja korkea korroosionkesto [26], [27]. Alumiinista on mahdollista tehdä monia erilaisia seoksia, joka helpottaa materiaalivalintaa toisistaan poikkeavissa käyttökohteissa ja -lämpötiloissa. Alumiiniseoksia käytetään niiden hyvien lujuusominaisuuksien vuoksi erityisesti alusten rakenteissa [2], [27], [28]. Runkorakenteiden lisäksi alumiiniseokset ovat myös Whipple-puskurikilvissä yleisesti käytetty materiaali [13].

Avaruusolosuhteissa käytössä ovat erityisesti kuparia sisältävät 2xxx-seokset ja sinkkiä sisältävät 7xxx-seokset, joilla on korkeat lujuuden, murtositkeyden ja väsymisen keston arvot [29]. Avaruusalusten rakenteissa alumiiniseoksia käytetään paljon esimerkiksi kerrostetussa hunajakennorakenteessa, joka on esitelty kuvassa 8. Kerroksittainen hunajakennorakenne on esimerkiksi satelliiteissa laajasti käytetty suojaava rakenne [25]. Rakenne toimii samalla periaatteella kuin Whipple-kilpi, jossa päällimmäisen kerroksen eli pintalaatan tehtävä on hajottaa saapuva irtokappale partikkelipilveksi, jonka iskun kennoytimet ottavat vastaan suojatakseen alempaa kerrosta [30]. Kuvassa 8 näkyviin pintalaattoihin käytetään esimerkiksi alumiiniseoksia A7075-T6 ja

A2024-T3 sekä kennojen ytimissä seoksia A2024 tai A5056, jotka tarjoavat korkeaa rakenteellista jäykkyyttä alhaisella painolla. [25]



Kuva 8. Runkopaneelin hunajakennorakenne

Alumiinin 2xxx-seokset sisältävät yleensä noin 4 painoprosenttia kuparia sekä vähintään 0,5 painoprosenttia magnesiumia [31]. Kupari ja magnesium mahdollistavat alumiiniseokselle erkaumakarkaisun, jossa liuoshehkutuksen jälkeen seos jäädytetään hyvin nopeasti. Tämän jälkeen seosta pidetään tietyssä, yleensä korotetussa lämpötilassa useita tunteja eli vanhennetaan. Erkaumakarkaisussa metalliseoksessa olevat seosaineet ydintyvät ja muodostavat erkaumia metallin rakenteeseen, jotka vastustavat dislokaatioiden liikettä ja tällöin nostavat metallien lujuutta. Vanheneminen voidaan toteuttaa keinotekoisesti eli kuumentamalla seosta uunissa tuntien ajan, tai luonnollisesti huoneenlämmössä kuten alumiinin 2024-seosta karkaisuasteella T3. [31]

A2024 on 2xxx -sarjan alumiineista käytetyin seos. Sillä on tiheyteen nähden korkeat lujuuden ja sitkeyden arvot sekä erinomainen väsymislujuus 10^5 syklin kohdalla. Väsymislujuus on myös parempi tällä toistomäärällä verrattuna 7xxx -alumiiniseoksiin. Seosta käytetään erityisesti paksuina levyrakenteina avaruus- ja ilmailusovelluksissa, sillä seoksella on hyvä vastustuskyky väsymismurtumia vastaan sekä hyvä vaurionsietokyky eli korkea iskusitkeys ja väsymisen kesto. [31], [32] A2024 -seokselle tyypillisin käyttömuoto on T3-käsittely, jossa seos kuumennetaan 495 °C :n lämpötilaan ja jäädytetään nopeasti. Tämän jälkeen seos kylmämuovataan ja vanhennetaan luonnollisesti. Kylmämuovaus jäähdytyksen ja vanhenneksen välissä parantaa seoksen lujuutta ja iskusitkeyttä. [32]

A2024 on korkean kuparipitoisuutensa (3,8–4,9 p-%) vuoksi 2xxx-sarjan alumiineista heikoin korroosiota vastaan. Tämän vuoksi seoksesta valmistetun levyn molemmat puolet tyypillisesti päällystetään ohuilla kerroksilla alumiinilla, jossa on 1 painoprosentti sinkkiä. Tällöin seosta kutsutaan nimellä Alclad-2024. Päällystäminen suojaa seosta korroosiolta, mutta vain vähän seostettu alumiini alentaa kappaleen mekaanisia ominaisuuksia. [32] A2024-T3:n ja alumiinipäällysteisen

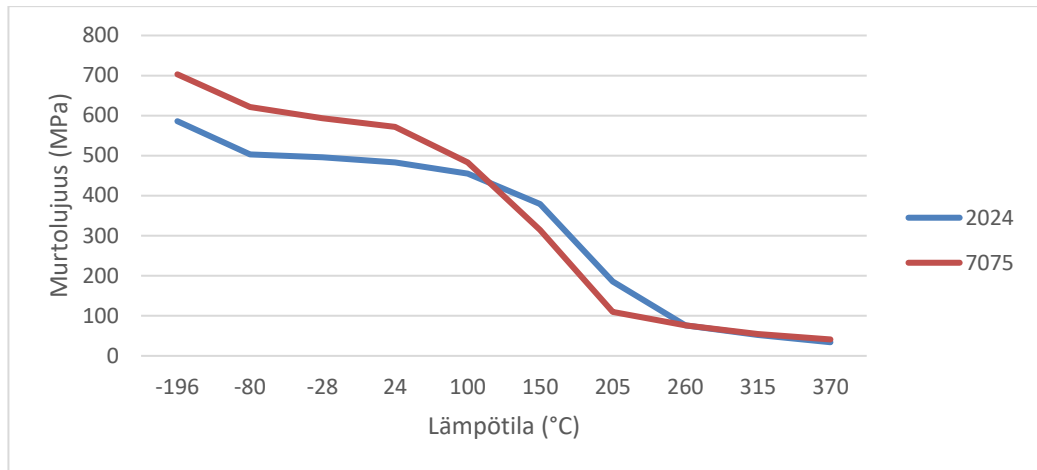
Alclad 2024-T3:n olennaisia arvoja on esitelty taulukossa 2. Taulukon arvoista laskemalla huomataan, että alumiinipäälyste laskee seoksen vetolujuutta noin 7 prosenttia ja myötölujuutta noin 10 prosenttia.

Alumiinin 7xxx -seoksissa pääseosaineena toimii sinkki, jonka avulla seoksista saadaan erittäin lujia lämpökäsiteltynä. Sinkin lisäksi 7xxx-seoksiin lisätään usein myös magnesiumia ja kuparia kuten A7075-seoksissa, jotka ovat hyvin kuparipitoisia. Taottuna ja lämpökäsiteltynä 7xxx-seokset saavuttavat erkaumakarkaisun avulla 2xxx-seoksiakin korkeampia lujuusarvoja, jotka yltyvät 690 MPa asti murtolujuudessa. Tämän mahdollistaa alumiinin, sinkin, magnesiumin ja kuparin yhdistelmä (Al-Zn-Mg(-Cu) system), jossa alumiini, sinkki ja magnesium muodostavat seosta lujittavia erkaumia. Kuparin läsnäolo seoksessa mahdollistaa erkaumakarkaisun korkeammissa lämpötiloissa, joka laskee seoksen alttiutta jännityskorroosiomurtumille. Seoksen kuparipitoisuus (maksimissaan 2,5 p-%) kuitenkin laskee seoksen korroosionsietokykyä. Erkaumakarkaisussa 7xxx-seokset yleensä vanhennetaan keinotekoisesti, sillä luonnollisesti vanhennettuna seokset eivät ole stabiileja vaan jatkavat lujittumista ajan myötä. [29], [33]

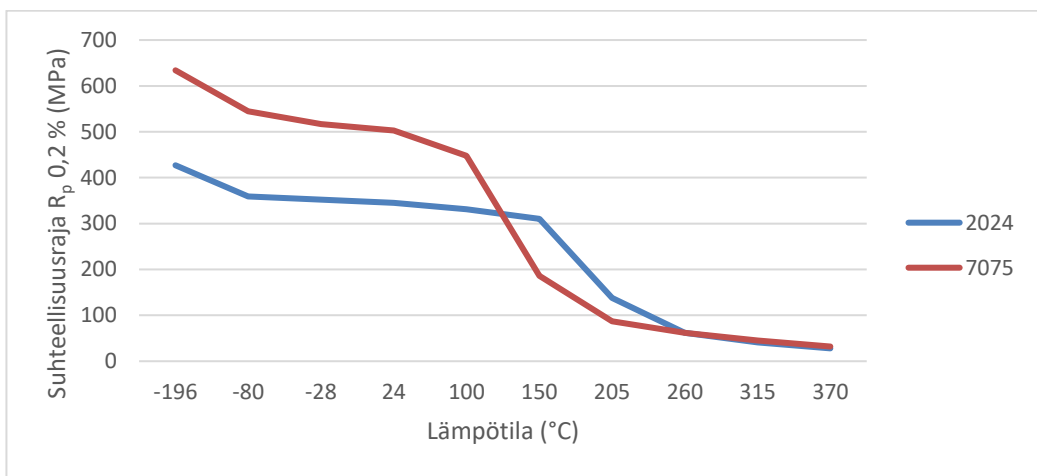
A7075 on erittäin monipuolisesti käytetty seos T6-käsiteltynä eli liuoshehkutuksen jälkeen huippuun vanhennettuna (peak aged). A7075 on sen hyvien ominaisuuksien vuoksi käytössä esimerkiksi ilmailu- ja avaruussovellusten rakenteissa, joissa tarvitaan erittäin lujia ja korroosiota kestäviä materiaaleja, kuten avaruusalusten hunajakennorakenteissa. A7075-seoksessa pääseosaineita ovat sinkki (5,1–6,1 p-%), magnesium (2,1–2,9 p-%) ja kupari (1,2–2,0 p-%). [25], [33] Seoksen T6-käsittelyn olennaisia ominaisuuksia on esitelty taulukossa 2.

T6-karkaistuna A7075-seokset ovat alttiita jännityskorroosiomurtumille, jota ilmenee erityisesti paksuissa levyissä, takeissa ja ekstruusiokappaleissa paksuussuunnasta jännitettynä. Jännityskorroosiomurtumia syntyy materiaalin altistuessa staattiselle jännitykselle ja korroosiolle yhtäaikaaisesti, joiden yhteinen vaikutus aiheuttaa materiaalin murtumisen. Jännityskorroosiomurtumat ovat mahdollisia myös materiaaleilla, joilla on muuten riittävä korroosionkesto. Ratkaisuna tähän kehitettiin ylivanhennettuja T7x-karkaistuja seoksia, kuten A7075-T73, joilla on huomattavasti parempi vastustuskyky jännityskorroosiomurtumia vastaan, mutta noin 15 % alhaisemmat lujuusarvot. T73-käsiteltyä alumiiniseosta käytetään erityisesti paksuiksi levyiksi valmistettuna lento- ja avaruusalusten runkorakenteissa, joissa tarvitaan korkeaa korroosionkestoa sekä lujuutta. [11], [34]

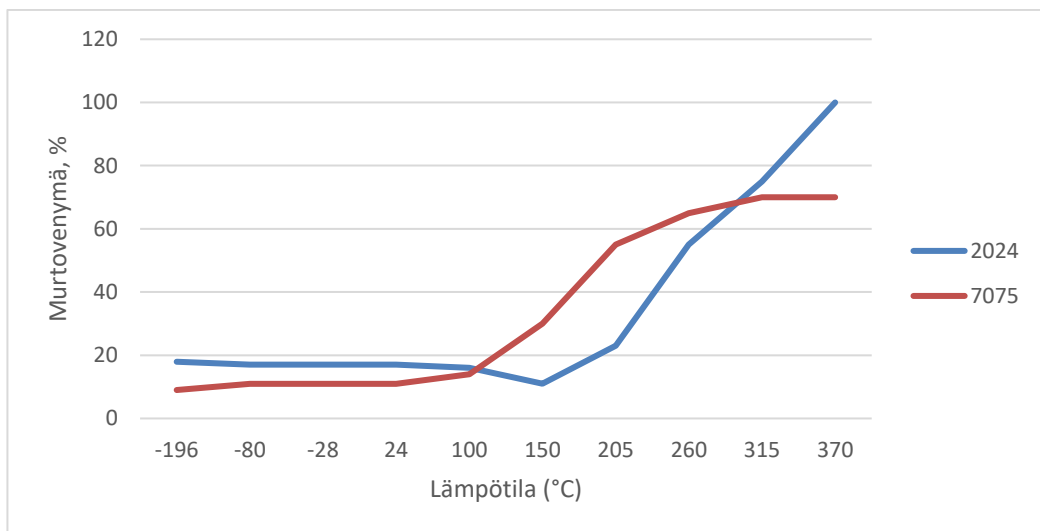
Kuvissa 9, 10 ja 11 on vertailtu alumiiniseosten A7075-T6 ja A2024-T3 lujuuksia ja venymiä lämpötilan funktiona. Vaikka seokset ovat hyvin tasavertaisia, voidaan kuvista 9 ja 10 huomata 7075-seoksella paremmat lujuusarvot erityisesti kylmissä lämpötiloissa. Kuvasta 11 nähdään, että A2024 on toisaalta A7075:ä sitkeämpi matalammissa sekä erittäin korkeissa lämpötiloissa.



Kuva 9. A7075-T6 ja A2024-T3 murtolujuudet lämpötilan funktiona [32], [33]



Kuva 10. A7075-T6 ja A2024-T3 myötölujuuden suhteellisuusrajat (0,2 %) lämpötilan funktiona [32], [33]

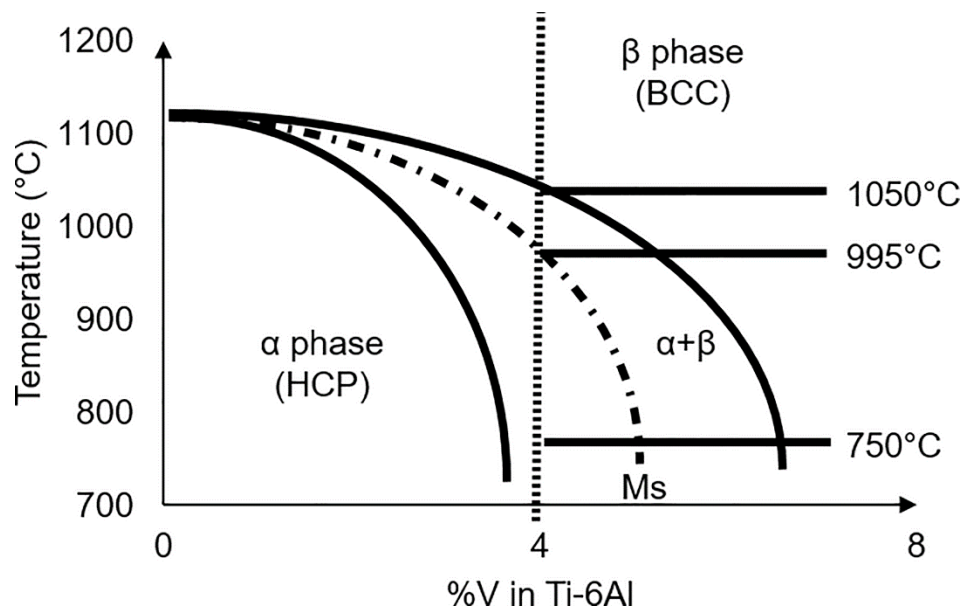


Kuva 11. A7075-T6 ja A2024-T3 murtovenymät lämpötilan funktiona [32], [33]

3.3 Titaaniseokset

Titaani on alumiinin tavoin ei-magneettinen materiaali, jolla on seostamattomana hyvin alhainen lujuus. Seostettuna sillä on kuitenkin alumiiniseoksiakin parempia ominaisuuksia, kuten korkeampi sulamispiste, suurempi lujuus-tiheysuhde sekä erinomainen korroosionsietokyky. Titaaniseokset sopivat erityisen hyvin myös mataliin lämpötiloihin, sillä lämpötilan laskiessa niiden murtolujuus nousee huomattavasti [11]. HTP-kiderakenteen ansiosta titaani säilyttää sitkeytensä myös kylmissä lämpötiloissa, eikä haurastu [35].

Vaikka titaanin sulamispiste on paljon korkeampi kuin esimerkiksi alumiinin, sen käyttöä yli 700 °C:n olosuhteissa kuitenkin pyritään välttämään. Noin 885 °C:n lämpötilassa puhtaan titaanin kiderakenne muuttuu alfafaasista betafaasiin. Muutoslämpötila riippuu titaaniin seostettavista aineista, jotka laskevat tai kohottavat sitä. Alfafaasi soveltuu hyvin sekä korkeisiin että erittäin mataliin lämpötiloihin sen HTP-kiderakenteen ansiosta, mutta alfafaasissa olevaa titaania ei voida lujittaa lämpökäsittelmällä. Alfa-betaseos on sekoitus molempien faasien mekaanisista ominaisuuksista. [34] Kuvassa 12 on esitettyä titaaniseos Ti-6Al-4V:n faasidiagrammi, jossa transiitio alfa-betafaasista täyteen betafaasiin on 1 050 °C:n kohdalla. Seosta lujittavan martensiitin muodostumislämpötila M_s alkaa lämpötilasta 995 °C.



Kuva 12. Ti-6Al-4V faasidiagrammi [37]

Betafaasissa muodostuva martensiitti lujittaa seosta, mutta se myös muuttaa alfa-betaseoksen betafaasin tilakeskeiseksi tetragonaaliseksi kiderakenteeksi (body-centered tetragonal), joka tällöin muuttaa seoksen ominaisuuksia. Betafaasin sitkeysarvot ovat tyypillisesti alfa- ja alfa-beta-seoksia parempia, mutta avaruudessa niiden käyttöä rajoittaa haurastuminen kylmissä olosuhteissa samoin kuten TKK-kiderakenteessa. Faasien välillä on myös eroavaisuuksia mikrorakenteen tiheydessä. Alfafaasin seoksissa tiheydet ovat noin 4,5 g/cm³, betafaasin seoksissa noin 4,9

g/cm³ ja alfa-betafaasin seoksissa noin 4,6 g/cm³. Vaikka painoerot eivät olekaan merkittäviä, tiheyden muutos käytön aikana tarkoittaa kappaleelle myös tilavuuden muutosta, mikä voi aiheuttaa ongelmia rakenteiden toleransseissa. Faasimuutoksen välttämiseksi korkeammassa lämpötiloissa käytetään titaanaluminideja (titanium aluminide), jossa alumiinin osuus vaihtelee 21–54 painoprosentin välillä. Seoksessa oleva alumiini nostaa titaanin muutoslämpötilaa betafaasiin, jolloin seoksen käyttölämpötila nousee 600–760 °C:n välille. [36]

Titaania on kallista ja vaikeaa työstää, jonka vuoksi se ei ole yhtä käytetty materiaali kuin alumiini. Aiemmin kompleksit rakenteet jouduttiin viimeistelemään jyrsimällä kiinteää titaaniseospalaa, jolloin materiaalia meni hukkaan jopa 90 % [38], [39]. Ainetta lisäävien valmistusmenetelmien (AM, additive manufacturing) avulla titaaniseosten hukkamateriaali on kuitenkin onnistuttu vähentämään noin kymmeneen prosenttiin, joka syntyy pääasiassa kappaleiden pinnanlaadun viimeistelystä [38]. 3D-tulostettujen kappaleiden mekaaniset ominaisuudet ovat hyvin verrattavissa työstettyyn (wrought) ja jyrsimään titaaniseokseen. AM-valmistettujen titaaniseosten ominaisuudet saadaan vastaamaan työstettyä titaania käsittelemällä ne valmistuksen jälkeen kuumassa uunissa, jossa niihin kohdistuu isostaattinen paine 2-4 tuntia. Prosessi tunnetaan nimellä kuumaisostaattinen puristus (HIP, Hot Isostatic Pressing). Tämän avulla myös joidenkin AM-menetelmien jättämä huokoisuus eliminoituu, joka vähentää väsymismurtumien muodostumisen todennäköisyyttä ja parantaa materiaaliominaisuuksia. [40] Titaaniseoksen Ti-6Al-4V lujuusarvoja on vertailtu työstettynä ja kahdella eri jauhepetimenetelmällä tulostettuna taulukossa 3. Vertailussa on käytetty kahta erilaista laitteistoa, joista toinen käyttää energialähteenä elektronisuihkua (Arcam) ja toinen laseria (EOS M280). Kolmiulotteisesti tulostettujen kappaleiden lujuudet poikkeavat XY-suunnassa ja Z-suunnassa, sillä kappale rakentuu kerroksittain kasvatussuunnassa Z.

Taulukko 3. Ti-6Al-4V:n tyypillisiä staattisia ominaisuuksia työstettynä ja 3D-tulostettuna [40]

Materiaali	Myötölujuus, 0,2% (MPa)	Vetolujuus (MPa)	Venymä, %
Ti-6Al-4V, työstetty	828,00	897,00	15,00
Ti-6Al-4V, Arcam			
XY-suunta	848,00	946,00	13,20
Z-suunta	841,00	946,00	13,90
Ti-6Al-4V, M280			
XY-suunta	887,00	997,00	11,40
Z-suunta	946,00	1010,00	13,90

Titaaniseoksista käytetyin on hehkutettu Ti-6Al-4V (Titaani-6-Alumiini-4-Vanadium) eli Ti-64, jossa pääseosaineina ovat alumiini (6 p-%) ja vanadium (4 p-%). Ti-64:llä on paljon hyödyllisiä ominaisuuksia kuten korkea lujuus, matala tiheys, korkea kimmokerroin, matala lämpölaajenemiskerroin ja laaja käyttölämpötilan alue. Alfa-betafaasin titaaniseokset, kuten Ti-64, säilyvät ominaisuuksiltaan stabiileina 315–370 °C:n lämpötiloihin asti. Ti-64:llä on todettu hyvät lujuusarvot myös alhaisissa lämpötiloissa, jonka johdosta se on suositeltava titaaniseos sovelluksiin –195 ja +270 °C:n välisissä lämpötiloissa. [35] Lisäksi tyhjiön on havaittu kohottavan seoksen väsymisen kestoa [23]. Taulukosta 3 huomataankin, että AM-valmistettuna Ti-64:n myötö- ja murtolujuudet jopa ylittävät työstetyn seoksen arvot, mutta tällöin seoksen sitkeys on alhaisempaa. Muutokset johtuvat siitä, että kolmiulotteisesti tulostettuna materiaalin kiderakenteessa esiintyy anisotropiaa kappaleen rakentumisen suunnan mukaisesti. [40] Seoksen olennaisia ominaisuuksia on esitelty taulukossa 2.

Alusten pääasiallisena rakennemateriaalina titaania ja sen seoksia ei juurikaan käytetä titaanin käsittelyn ja raaka-aineen korkean hinnan vuoksi. Titaaniseoksia pyritään tällöin hyödyntämään mahdollisimman kustannustehokkaasti tarkkaan valituissa käyttökohteissa. [11] Esimerkiksi 3D-tulostettua Ti-64:ää on käytetty satelliiteissa muun muassa ohjausrakettien (thruster) rakenteissa sekä suurissa polttoaineiden painetankeissa [41], [42]. Paineistetuissa säiliöissä tärkeitä ominaisuuksia ovat esimerkiksi korkeat lujuudet ja ennustettava murtositkeys erittäin kylmissäkin lämpötiloissa. Tähän käyttötarkoitukseen sopii erityisesti Ti-6Al-4V-ELI (ELI, extra-low interstitial), jossa titaaniseoksen välisija-aineita (interstitial element) eli epäpuhtauksia pyritään päästämään seokseen mahdollisimman vähän valmistuksen aikana. [35] Epäpuhtaudet kuten hiili, happi, ja typpi ovat riittävän pieniä mahtumaan metallin atomirakenteen välisijoihin, jolloin ne alentavat materiaalin fyysisiä ominaisuuksia, kuten sitkeyttä ja murtositkeyttä. [36].

3.4 Teräkset

Teräkset ovat yksi maailman käytetyimmistä rakennemateriaaleista niiden korkeiden lujuusarvojen, muovattavuuden ja edullisuuden vuoksi. Ilmailu- ja avaruussovelluksiin ne eivät kuitenkaan ensisijaisesti sovellu, sillä terästen tarjoama lujuus suhteessa tiheyteen on huonompi kuin esimerkiksi titaanilla tai alumiinilla. Useiden lämpökäsiteltyjen terästen lujuus on kuitenkin niin korkea, että niiden tarjoama lujuus-tiheysuhde voidaan katsoa avaruusrakenteisiin sopivaksi. [11] Teräksillä on myös korkea murtositkeys, joka tekee niistä erittäin kestäviä iskuja ja vaurioita vastaan esimerkiksi puskureissa ja Whipple-kilvissä käytettynä [13]. Teräksille on myös ominaista niiden hyvin korkeat sulamispisteet. Terästen sulamispisteet alkavat noin 1 400 °C:n kohdalla, jolloin niitä voidaan käyttää esimerkiksi alusten työntömoottorien rakenteissa. [43]

Monien terästen käyttöä avaruusolosuhteissa rajoittaa niiden TKK-kiderakenteen haurastuminen matalissa lämpötiloissa. Teräksien käyttöä ei suositella erittäin kylmissä olosuhteissa, vaan käyttökohteet on valittava hyvin sovellus- ja ympäristökohtaisesti. Yksi avaruudessa käytettävistä teräksistä on martensiittinen erkaumakarkaistu ruostumaton teräs 17-4PH (AISI 630, S17400), jota

käytetään lento- ja avaruusaluksissa rakennemateriaalina. [11], [43] Sen valmistus tapahtuu liuoshehkuttamalla seos noin 1 040 °C:n lämpötilassa ja jäädyttämällä huoneenlämpöön, jolloin siihen syntyy martensiittinen mikrorakenne. Jäädytyksen jälkeen teräs päästetään vähintään 480 °C:n lämpötilassa, joka lujittaa seoksen rakennetta. 17-4PH:ssa on seostettuna hiiltä (0,07 p-%), kromia (15,5–17,5 p-%) ja nikkeliä (3,0–5,0 p-%), jotka yhdessä antavat sille korkean korroosionsietokyvyn. Erkaumakarkaisun avulla teräksiin saadaan korkea murtositkeys ja vastustuskyky jännityskorroosiomurtumiin. [43] Teräs tarjoaa hyvät mekaaniset ominaisuudet aina 316 °C asti, sillä noin 425 °C:n kohdalla lujuudet alkavat tippua nopeasti [44]. Haittapuolena teräksessä on martensiittisestä mikrorakenteesta johtuva haurastuminen alle 0 °C:n lämpötiloissa. Teräs 15-5PH (S15500) on toinen avaruuskäytössä oleva päästömartensiittinen teräs, jossa erona on seostetun nikkelin (~15 p-%) ja kromin (~4 p-%) määrä. [43] 15-5PH on ominaisuuksiltaan vastaavanlainen kuin 17-4PH ja esimerkiksi Whipple-kilvissä käytetty materiaali [13].

Teräkset eivät ensisijaisesti rakenteissa ole yleinen materiaalivalinta, sillä niillä on huomattavasti suurempi tiheys esimerkiksi alumiiniin, titaaniin tai magnesiumiin verrattuna. Tästä huolimatta vuonna 2019 avaruusalan yritys SpaceX ilmoitti kehitteillä olevan rahtia ja miehistöä kuljettavan Starship-kantoraketin materiaaliksi ruostumattoman teräksen AISI 301 (EN 1.4310) [45]. AISI 301 on austeniittinen teräs, jossa on 16–18 p-% kromia ja 6–8 p-% nikkeliä. Austeniittiset teräkset, kuten AISI 301, vastustavat hyvin jännityskorroosiomurtumia ja korroosiota ilman erillistä suojausta. AISI 301:lla on muihin austeniittisiin teräksiin nähden alhaisemmat nikkelin ja kromin arvot, jonka vuoksi niitä on vaikeampaa muovata. Austeniittisillä teräksillä on hyvin korkea muokkauslujittumisaste, joka etenkin rakenteellisessa käytössä kohottaa niiden myötö- ja murtolujuuden arvoja. Ohutlevyinä austeniittisille teräksille on mahdollista saada huomattavasti korkeammat lujuusarvot kylmävalssauksen avulla, jossa levyä litistetään tiettyyn paksuuteen rekristallisaatiolämpötilan alapuolella. Kylmävalssauksessa metallin raerakenne litistyy, joka kasvattaa kappaleen dislokaatiotiheyttä. Tällöin kappale muokkauslujittuu, joka kohottaa sen myötö- ja murtolujuuden arvoja, mutta laskee murtovenymää. Ekstrakovaksi (extra hard) eli yli 60% ohuemmaksi valssattuna 301-teräksen vetolujuus (valssauksen suunnassa) on huoneenlämmössä arvoltaan 1500 MPa, kun taas hehkutettuna (annealed) ja valssaamattomana vetolujuus on 620 MPa. Ekstrakovaa 301-terästä on käytetty yhteen hitsattuina levyinä esimerkiksi Atlas ja Centaur -kantorakettien nestemäistä happea ja tyypeä säilöissä tankeissa. [43] Ekstrakovan ja valssaamattoman 301-teräksen arvot löytyvät taulukosta 2. Taulukosta huomataan, että kylmämuokkaus moninkertaistaa teräksen lujuuden arvot, mutta myös laskee teräksen kimmokerrointa ja murtovenymää.

Alun perin Starshipin pääasialliseksi rakennemateriaaliksi oli valittu hiilikuitukomposiitit niiden keveyden vuoksi. Vaihtoa teräkseen perusteltiin sen edullisuudella sekä paremmilla ominaisuuksilla korkeissa ja matalissa lämpötiloissa. SpaceX:n toimitusjohtajan Elon Muskin mukaan suunnitellun hiilikuidun kilohinta on 135 dollaria. Materiaalia menee työstämisessä hukkaan 35 %, jolloin yhden käytettävän kilon hinta on lähes 200 dollaria. Yksi kilo 301-terästä maksaa 3 dollaria, jonka lisäksi se on huomattavasti helpompi materiaali työstää. Valintaa perusteltiin myös 301-teräksen

korkealla sitkeydellä erittäin kylmissä lämpötiloissa seoksen kromi- ja nikkelpitoisuuden vuoksi, joka haurastumisen sijaan lujittaa seosta kylmässä. Terästen korkeat sulamispisteet auttavat niitä myös selviytymään lämpötiloista, joissa esimerkiksi alumiinit sulaisivat ja hiilikuitukomposiittien hartsit hajoaisivat. [45]

Vuonna 2020 Starshipin materiaali vaihtui toiseen austeniittiseen teräkseen AISI 304L (EN 1.4307) [45]. AISI 304L sisältää 301-terästä hieman enemmän kromia (18–20 p-%) sekä nikkeliä (8–12 p-%), jotka kohottavat sen korroosion kestävyyttä. Seoksen L-merkintä tarkoittaa, että seoksessa on erittäin vähän hiiltä (0,03 %), joka parantaa seoksen hitsattavuutta sekä hitsattujen kohtien korroosion kestävyyttä. Austeniittisissa teräksissä oleva nikkeli ja mangaani myös laskevat lämpötilaa, jossa teräksen kylmentyessä sen austeniitista alkaa osittain muuttua martensiittia. Martensiitti lujittaa terästä, mutta TTK-kiderakenteen tavoin martensiittiset teräkset haurastuvat matalissa lämpötiloissa, jossa niiden iskunkestävyys myös laskee. Mangaanin ja nikkelin avulla austeniittinen teräs pystyy jäähtyessään säilyttämään pidempään PKK-kiderakenteensa, jossa dislokaatiot pystyvät liikkumaan paremmin ennen lopullista murtumista. Kylmissä lämpötiloissa austeniittisen teräksen myötö- ja murtolujuudet kasvavat myös huomattavasti, jonka lisäksi ne pitävät sitkeytensä $-270\text{ }^{\circ}\text{C}$:n lämpötiloissakin. Seoksille 301 ja 304L on lisäksi ominaista, että kylmissä lämpötiloissa tapahtuva plastinen muodonmuutos aiheuttaa osittaista martensiitin muodostumista. [43]

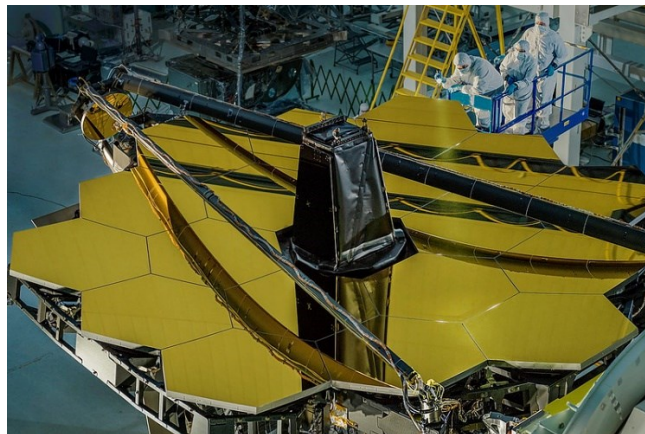
Suurempi määrä nikkeliä seoksessa helpottaa 304L-teräksen muovaamista, mutta myös laskee muokkauslujittumisen vaikutusta. Kylmämuokattuna (cold reduced) 70 prosenttia ohuemmaksi 304L saavuttaa muokkauksen suunnassa vetolujuuden arvon 1320 MPa huoneenlämmössä, joka on matalampi kuin kylmämuokatulla 301-teräksellä (1500 MPa). Muokkaamattomana teräksen vetolujuus on 480 MPa. Tällä kylmämuokkauksen asteella teräksen venymä on myös huomattavasti alhaisempi (3 %) kuin valssaamattomana (40 %). [43] Kylmämuokatun 70-prosenttisen 304L-teräksen ja kylmämuokkaamattoman teräksen arvot löytyvät taulukosta 2.

3.5 Magnesium- ja berylliumseokset

Magnesium on etenkin sekundäärisissä rakenteissa laajasti käytetty materiaali johtuen hyvistä mekaanisista ominaisuuksista sen tiheyteen nähden, joka on noin 66 % alumiinin tiheydestä. Magnesium tarjoaa korkean lujuus-tiheysuhteen sekä jäykkyys-tiheysuhteen ja erittäin korkean värähtelyvaimennuskapasiteetin, jotka ovat rakenteissa hyödyllisiä piirteitä etenkin avaruussovelluksissa. Magnesiumin kanssa seostetaan usein 2–10 p-% alumiinia, joka antaa materiaalille hyvät mekaaniset ominaisuudet $95\text{--}120\text{ }^{\circ}\text{C}$:n lämpötiloihin kohtuulliseen hintaan. Vaihtoehtoisesti magnesiumiin voidaan seostaa alumiinin sijaan useampia muita aineita, kuten harvinaisia maametalleja, toriumia, sinkkiä, hopeaa ja piitä. Näiden aineiden avulla magnesiumseokseen syntyy hienorakeinen rakenne, joka parantaa mekaanisia ominaisuuksia myös kohotetuissa lämpötiloissa, mutta nostaa seoksen hintaa. [46]

Magnesiumseoksista laajimmin käytetty on AZ31B, jossa on seostettuna muun muassa alumiinia (3,0 p-%), sinkkiä (1,0 p-%) ja mangaania (0,20 p-%). Seoksesta valmistetaan muun muassa ohutlevyjä sekä laattoja useilla eri käsittelyillä. Kylmävalssattu eli H24-käsittely AZ31B tarjoaa korkean lujuus-tiheyssuhteen, hyvän muokattavuuden, korkean korroosionkeston sekä hyvän hitsattavuuden [47]. AZ31B:n maksimikäyttölämpötila on noin 100 °C, joka on huomattavasti alhaisempi kuin muilla avaruuskäytössä olevilla metalleilla. Selityksenä tähän on muun muassa magnesiumin alttius sublimoitua yli 120 °C:n lämpötilassa tyhjiön vaikutuksesta [2]. Korkeissa lämpötiloissa ilman päällystekerrosta magnesiumin päällimmäiset kerrokset sublimoituvat pitkällä aikavälillä (~1 mm per vuosi 180 °C:ssa) ja ajan myötä kappale menettää staattisen lujuutensa [27]. NASA:n standardien mukaan magnesiumseoksia ei pidä käyttää alusten primäärisissä rakenteissa tai muilla kriittisillä alueilla, jossa seos saattaa altistua kulumalle, hankaumalle, syöpymiselle tai irtokappaleiden osumille [24]. Sublimoitumisen vaaran lisäksi tätä voidaan perustella magnesiumin suhteellisen alhaisella lujuudella ja kovuudella verrattuna esimerkiksi teräkseen tai titaaniin. AZ31B:n olennaiset ominaisuudet on esitelty taulukossa 2. Muihin taulukon materiaaleihin verrattuna sillä on huomattavasti alhaisemmat lujuuden arvot, jonka vuoksi magnesiumin suurin hyöty on mahdollisuus vähentää rakenteiden painoa sen hyvällä lujuus-tiheyssuhteella.

Beryllium on yksi NASA:n avaruuskäytössä olevista metalleista, joka on seostamattomana materiaaliominaisuuksiltaan jopa titaani- ja alumiiniseoksia parempi. Sen tiheys on noin 60 % alumiinin tiheydestä ja jäykkyys-tiheyssuhteeltaan se on moninkertaisesti parempi kuin alumiini, titaani tai magnesium. Beryllium on diamagneettinen metalli, jolla on hyvin korkea elastisuuskerroin, korkea värähtelynvaimennuskapasiteetti, hyvä väsymiskorroosion vastustuskyky sekä alhainen lämpölaajenemiskerroin. [2], [48] Beryllium on HTP-kiderakenteinen, joka mahdollistaa käytön korkeissakin lämpötiloissa. Noin 1 250 °C:n lämpötilassa, hieman ennen berylliumin sulamispistettä, sen HTP-kiderakenne alkaa muuttua TKK-kiderakenteeksi. [49] Sen erinomaiset ominaisuudet tekevät siitä erittäin luotettavan ja muotonsa säilyttävän materiaalin, jota on käytetty muun muassa kuvassa 13 esitetyn James Webb avaruusteleskoopin peileissä sekä resonanssin vähentämiseen avaruuteen lähetettävän satelliitin ja sen raketiboosterin välissä [27], [49].

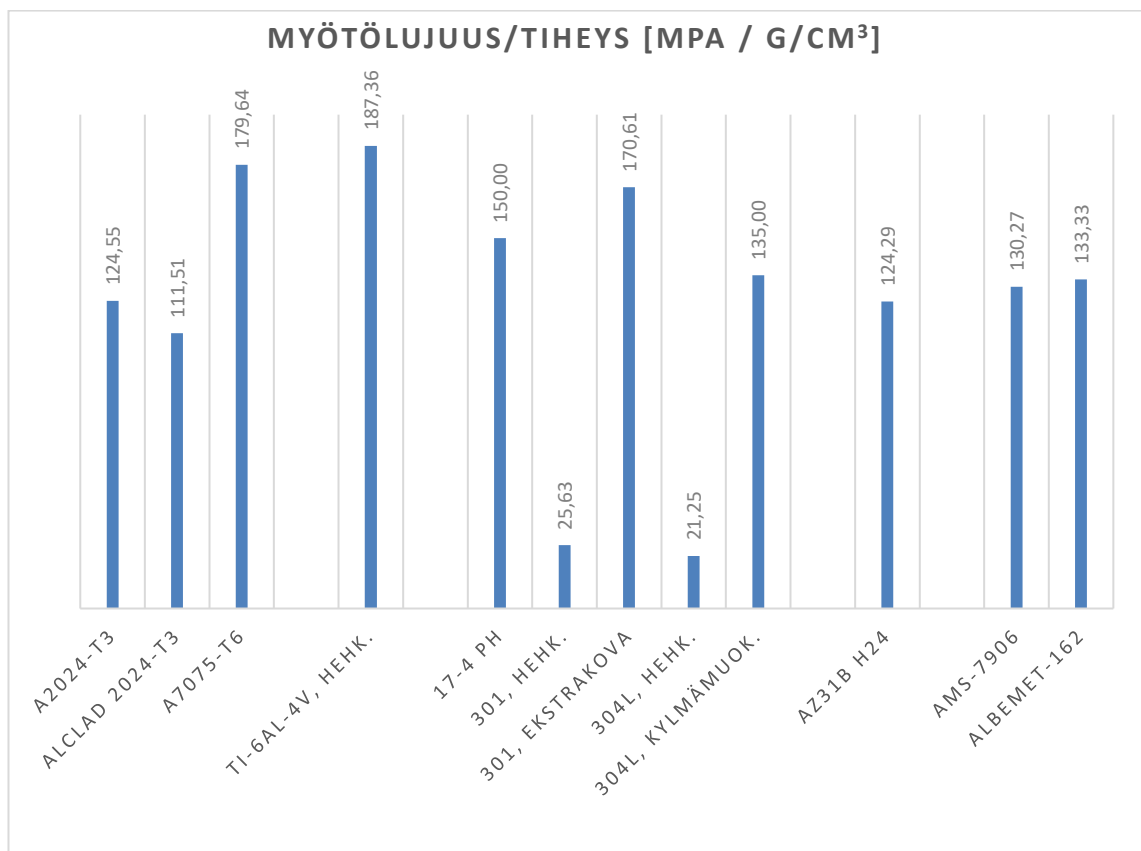


Kuva 13. James Webb avaruusteleskoopin kultapäällysteiset berylliumpeilit [50]

Berylliumin laajempaa hyödyntämistä kuitenkin rajoittaa sen erittäin suuri myrkyllisyys, jonka vuoksi käyttö on vähäistä ja kallista [24], [48]. Beryllium on myös erittäin reaktiivinen aine, joka tekee vaikeaksi seostaa siihen muita aineita. Yhtä berylliumalumiiniseosta, AlBeMet-162, on kuitenkin hyödynnetty rakenteellisissa sovelluksissa muun muassa satelliiteissa ja Mars-mönkijöissä, Spirit ja Opportunity [48], [49]. AlBeMet on seos, jossa on 62 p-% berylliumia ja 38 p-% alumiinia. Seos yhdistää berylliumin hyvät mekaaniset ominaisuudet ja keveyden sekä alumiinin työstämisen ja valmistuksen helppouden. [49] Avaruudessa rakennemateriaalina käytettävän lähes puhtaan (98,5 p-% Be) berylliumseoksen AMS-7906 ja AlBeMet-162:n ominaisuuksia on kirjattu taulukkoon 2. Taulukosta huomataan AlBeMet-seoksella olevan paremmat lujuuden arvot, mutta matalampi elastinen kerroin ja alentunut sulamispiste, jotka johtuvat suuresta määrästä seostettua alumiinia.

4. YHTEENVETO

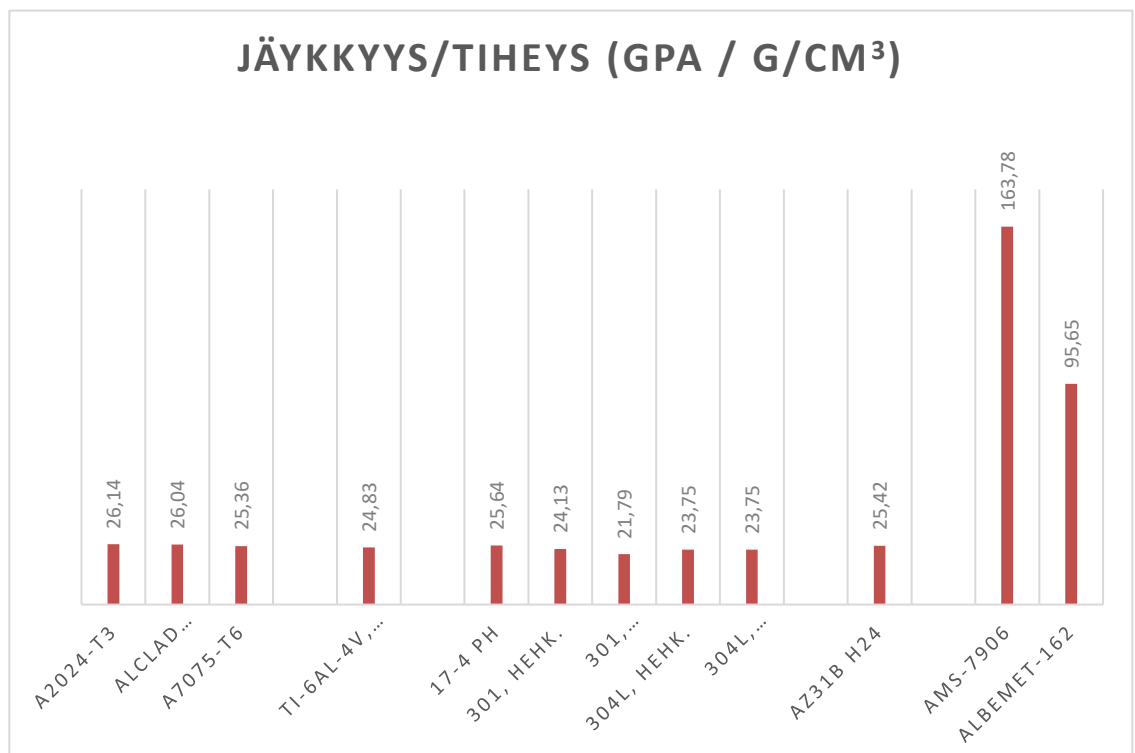
Työn perusteella tarkastelussa olevilla metalleilla voidaan todeta olevan riittävät ominaisuudet erityisesti rakenteellisiin sovelluksiin avaruuden olosuhteissa. Metallien hyvät mekaaniset ominaisuudet, kuten korkeat kimmokertoimet, lujuusarvot sekä väsymisen ja murtumien sietokyky, auttavat niitä kestämään suuria rasituksia ja irtokappaleista syntyviä korkeita iskuja, joita lieventää myös metallien väsymisen keston parantuminen tyhjiön vaikutuksesta. Korkea lujuus-tiheys-suhde sekä jäykkyys-tiheys-suhde ovat avaruussovelluksissa yksi tärkeimmistä vaatimuksista, jotka käsitellyillä metalleilla toteutuvat hyvin. Kuvassa 14 on esitettyinä työssä tarkasteltujen metalliseosten lujuus-tiheys-suhteita, jotka on laskettu jakamalla seoksen myötölujuus sen tiheydellä. Kuvassa 15 on laskettuna seosten jäykkyys-tiheys-suhteet, jossa seoksen kimmokerroin on jaettu sen tiheydellä. Laskemiseen on käytetty taulukon 2 lujuuden ja kimmokertoimen arvoja huoneenlämpötilassa, jolloin ne eivät edusta suoritumista avaruuden vaihtelevissa lämpötiloissa.



Kuva 14. Tyypillisten avaruusmetallien myötölujuus-tiheys-suhteet

Kuvasta 14 voidaan todeta hehkutetun titaaniseoksen Ti-6Al-4V olevan lujuus-tiheys-suhteeltaan valituista seoksista paras, jota seuraa alumiiniseos A7075-T6. Taulukossa 2 olevan Ti-6Al-4V:n

lujuusarvot ovat kuitenkin seoksen minimiarvoja ja parannettavissa lämpökäsittelyllä sekä vanhennuksella. Lujuudesta huolimatta titaaniseos on silti kalliimpaa ja vaikeampaa valmistaa kuin alumiiniseokset, jonka vuoksi sitä ei käytetä rakennemateriaalina yhtä laajasti. Kolmanneksi korkein lujuus-tiheysuhde on kylmävalssatulla AISI 301-teräksellä, joka on huomattavasti korkeampi kuin valssaamattomana. AISI 304L on kylmämuokattunakin 301-teräksen alapuolella, joka selittyy sen alhaisemmalla muokkauslujittumisasteella. Neljänneksi korkein arvo on teräksellä 17-4PH. On kuitenkin tärkeää huomioida, että lujuuksia on vertailtu vain huoneenlämpötilassa, sillä esimerkiksi martensiittinen 17-4PH haurastuu matalissa lämpötiloissa hyvin nopeasti, toisin kuin esimerkiksi sen alle jäävät A2024-T3 tai AISI 304L.

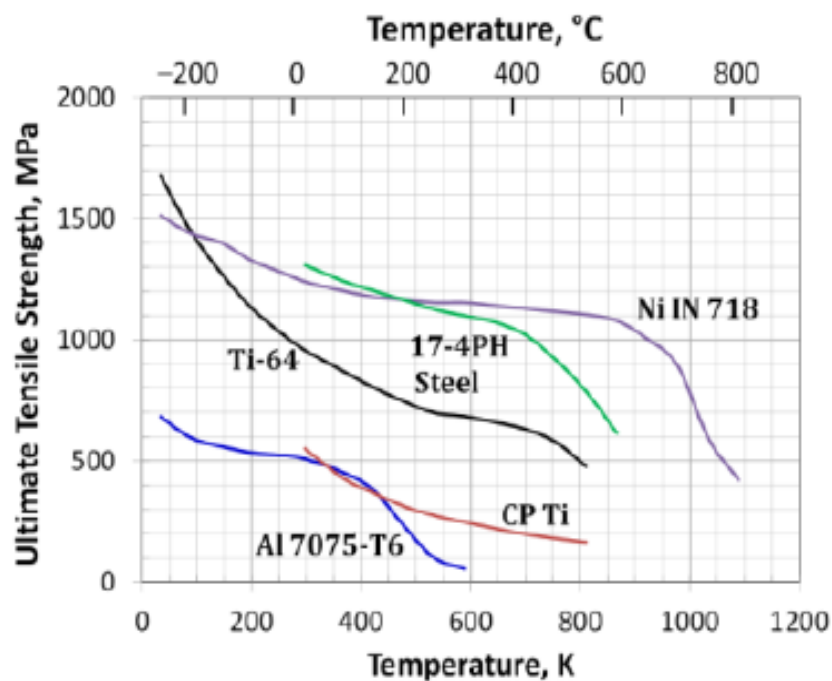


Kuva 15. Tyypillisten metallien kimmokerroin-tiheysuhteet

Kuvasta 15 voidaan selkeästi havaita berylliumin erinomainen jäykkyys lähes puhtaana sekä seostettuna. Muilla seoksilla suhteet ovat keskenään hyvin tasavertaiset. Tästä voidaan todeta, että oikeassa käyttökohteessa esimerkiksi magnesiumseos AZ31B tarjoaa lähes yhtä hyvän jäykkyys-tiheysuhteen kuin alumiiniseokset, mutta noin 33% alhaisemmalla painolla.

Säteilyn, atomisen hapen ja tyhjiön vaikutukset ovat tarkastelluissa metalleissa vähäisiä lukuun ottamatta magnesiumin alttiutta sublimoitua tyhjiön ja kohonneen lämpötilan vaikutuksesta, jonka johdosta sen käyttöä kriittisissä rakenteissa tulee välttää. Tarkastelluilla metalleilla on myös todettu olevan riittävä vastustuskyky korroosiota vastaan avaruussovelluksissa.

Avaruuden suuret lämpötilavaihtelut asettavat tärkeän ehdon materiaalin muotopysyvyydestä, joita tukevat metallien korkeat sulamispisteet, matalat lämpölaajenemiskertoimet ja laaja käyttölämpötilan alue, joilla mekaaniset ominaisuudet pysyvät edelleen luotettavina. Tarkastelluista metalleista etenkin austeniittiset teräkset sekä alumiini- ja titaaniseokset tarjoavat laajat käyttölämpötilat. Kuvassa 16 on vertailtu ilmailu- ja avaruussovellusten neljän tyypillisen metalliseoksen sekä puhtaan titaanin murtolujuuden arvoja lämpötilan funktiona. Vertailtuja seoksia ovat alumiiniseos A7075-T6, titaaniseos Ti-6Al-4V eli Ti-64, päästömartensiittinen ruostumaton teräs 17-4PH sekä nikkelpohjainen seos IN718. Kuvaaja ei kuitenkaan huomioi seosten lujuuden suhdetta tiheyteen, joka Ti-6Al-4V:lla on 17-4PH:ta selkeästi parempi, kuten aiemmin esitetystä kuvasta 14 havaitaan. Kuvasta 16 havaitaan esimerkiksi A7075-T6:n ja Ti-64:n säilyttävän lujuutensa hyvin -150 ja $+150$ °C:n välillä, jossa mekaanisten ominaisuuksien on pysyttävä tyydyttävänä [2].



Kuva 16. Ti-64, A7075-T6 ja 17-4PH murtolujuuden arvot lämpötilan funktiona [11]

Metalleissa on silti vielä paljon kehitettävää ja tutkittavaa avaruuden kannalta. Hyödyllisiä tutkimuskohteita ovat esimerkiksi suojaautuminen atomista happea ja irtokappaleita vastaan. Maassa olosuhteita on kuitenkin vaikeaa demonstroida kokeellisesti muun muassa iskujen äärimmäisten nopeuksien vuoksi sekä johtuen atomisen hapen yhtäaikaista synergiasta ultravioletisäteilyn, lämpövaihtelun ja tyhjiön kanssa [2]. Potentiaalista kehitettävää löytyy esimerkiksi metallien voiteluaineiden tyhjiönkestävyyden parantamisesta sekä 3D-tulostuksesta painon tai kustannusten vähentämiseksi, kuten satelliitin osissa käytetty titaaniseos Ti-6Al-4V. Aluksen painon vähentäminen on avaruussovelluksissa ikuinen kysymys, joka mahdollisesti vaatii uudenlaisia materiaalitratkaisuja, kuten enemmän ultrakeveitä 3D-tulostettuja rakenteita tai ruostumattoman teräksen vertaisia komposiittimateriaaleja edullisesti. Vanhan vitsin mukaan alus on valmis lähtöön vasta, kun se on yhtä kevyt kuin siihen liittyvät paperityöt [1].

LÄHDELUETTELO

- [1] M. M. Finckenor, 'Materials for Spacecraft', in *Aerospace Materials and Applications*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018, pp. 403–434. doi: 10.2514/5.9781624104893.0403.0434.
- [2] B. D. Dunn, *Materials and Processes: for Spacecraft and High Reliability Applications*, 1st ed. 2016. Cham: Springer International Publishing: Imprint: Springer, 2016. doi: 10.1007/978-3-319-23362-8.
- [3] J. Restier-Verlet *et al.*, 'Radiation on Earth or in Space: What Does It Change?', *Int J Mol Sci*, vol. 22, no. 7, p. 3739, Apr. 2021, doi: 10.3390/ijms22073739.
- [4] M. L. Green, *Radiation Effects Design Handbook, Section 5: The Radiations in Space and Their Interactions with Matter*. National Aeronautics and Space Administration, 1971. [Online]. Available: <https://books.google.fi/books?id=IhkuAQAIAAJ>
- [5] *Nuclear and Space Radiation Effects on Materials - Space Vehicle Design Criteria*. National Aeronautics and Space Administration, 1970. [Online]. Available: <https://books.google.fi/books?id=QM1AAQAAMAAJ>
- [6] V. U. J. Nwankwo, N. N. Jibiri, and M. T. Kio, 'The Impact of Space Radiation Environment on Satellites Operation in Near-Earth Space', in *Satellites Missions and Technologies for Geosciences*, V. Demyanov and J. Becedas, Eds. IntechOpen, 2020. doi: 10.5772/intechopen.90115.
- [7] E. Grossman and I. Gouzman, 'Space environment effects on polymers in low earth orbit', *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms*, vol. 208, pp. 48–57, Aug. 2003, doi: 10.1016/S0168-583X(03)00640-2.
- [8] J.-A. J. Wang, R. C. Jr. Singleterry, R. J. Ellis, and H. T. Hunter, *Radiation Effects on Spacecraft Structural Materials*. United States: American Nuclear Society - ANS, 2002. [Online]. Available: http://inis.iaea.org/search/search.aspx?orig_q=RN:40044626
- [9] D. Gilmore, *Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume I: Fundamental Technologies*. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002. doi: 10.2514/4.989117.
- [10] V. M. Chernov, B. K. Kardashev, and K. A. Moroz, 'Low-temperature embrittlement and fracture of metals with different crystal lattices – Dislocation mechanisms', *Nuclear Materials and Energy*, vol. 9, pp. 496–501, Dec. 2016, doi: 10.1016/j.nme.2016.02.002.
- [11] B. N. Bhat, 'Aerospace Materials Characteristics', in *Aerospace Materials and Applications*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018, pp. 11–208. doi: 10.2514/5.9781624104893.0011.0208.
- [12] 'Crystal Structures of Metals | Chemistry for Non-Majors'. Lumen Learning, 2022. <https://courses.lumenlearning.com/cheminter/chapter/crystal-structures-of-metals/> (accessed May 02, 2022).
- [13] J. Arnold *et al.*, 'Handbook for Designing MMOD Protection'. Jan. 28, 2009. Accessed: Mar. 29, 2022. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20090010053>
- [14] 'ESA - Space debris by the numbers', https://www.esa.int/Safety_Security/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers. https://www.esa.int/Safety_Security/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers (accessed Mar. 28, 2022).

- [15] 'Resolutions B5 and B6: "Definition of a Planet in the Solar System" AND "Pluto"'. Accessed: Mar. 28, 2022. [Online]. Available: https://www.iau.org/static/resolutions/Resolution_GA26-5-6.pdf
- [16] A. R. Chambers, I. L. Harris, and G. T. Roberts, 'Reactions of spacecraft materials with fast atomic oxygen', *Materials Letters*, vol. 26, no. 3, pp. 121–131, Feb. 1996, doi: 10.1016/0167-577X(95)00261-8.
- [17] J. Zhang and T. K. Minton, 'Production of Volatile CO and CO₂ from Oxidized Polyethylene and Graphite Surfaces by Hyperthermal Atom–Surface Collisions', *High Performance Polymers*, vol. 13, no. 3, pp. S467–S481, Sep. 2001, doi: 10.1088/0954-0083/13/3/338.
- [18] B. A. Banks, S. K. R. Miller, K. K. de Groh, and R. Demko, 'Atomic Oxygen Effects on Spacecraft Materials', p. 13, 2003.
- [19] H. E. Frankel, 'Effect of vacuum on materials', NASA-TM-X-61789, Jan. 1969. Accessed: Mar. 28, 2022. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19690026573>
- [20] 'What is Outgassing? - everything RF'. everythingRF, 2022. <https://www.everythingrf.com/community/what-is-outgassing> (accessed Apr. 03, 2022).
- [21] 'Phase diagram', *Wikipedia*. Mar. 19, 2022. Accessed: Mar. 29, 2022. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Phase_diagram&oldid=1078105524
- [22] G. L. Juvinall, E. M. Cohn, A. A. Uchiyama, and H. A. Frank, 'Nongassing NiCd battery cell - NASA Technical Reports Server (NTRS)'. Aug. 01, 1975. Accessed: Mar. 29, 2022. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19750000174>
- [23] F. Yoshinaka, T. Nakamura, and K. Takaku, 'Effects of vacuum environment on small fatigue crack propagation in Ti–6Al–4V', *International Journal of Fatigue*, vol. 91, pp. 29–38, Oct. 2016, doi: 10.1016/j.ijfatigue.2016.05.024.
- [24] M. D. Pedley, 'Standard Materials and Processes Requirements for Spacecraft'. NASA Technical Reports Server (NTRS). Sep. 14, 2021. Accessed: Apr. 07, 2022. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210021618>
- [25] T. Yasaka and J. Onoda, 'Spacecraft Structures', in *Encyclopedia of Physical Science and Technology (Third Edition)*, R. A. Meyers, Ed. New York: Academic Press, 2003, pp. 449–461. doi: 10.1016/B0-12-227410-5/00899-1.
- [26] E. L. Rooy, 'Introduction to Aluminum and Aluminum Alloys', in *Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*, ASM Handbook Committee, Ed. ASM International, 1990, pp. 3–14. doi: 10.31399/asm.hb.v02.a0001057.
- [27] S. Avcu and B. Celik, 'Structural material selection and processing for low Earth orbit spacecraft regarding atomic oxygen effects', in *International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2003. RAST '03. Proceedings of*, Nov. 2003, pp. 589–594. doi: 10.1109/RAST.2003.1303983.
- [28] R. Sanders and J. Staley, 'A History of Wrought Aluminum Alloys and Applications', in *Properties and Selection of Aluminum Alloys*, K. Anderson, J. Weritz, and J. G. Kaufman, Eds. ASM International, 2019, pp. 157–201. doi: 10.31399/asm.hb.v02b.a0006516.
- [29] K. Anderson, J. Weritz, and J. G. Kaufman, Eds., '7xxx Aluminum Alloy Datasheets', in *Properties and Selection of Aluminum Alloys*, vol. 2B, ASM International, 2019, p. 0. doi: 10.31399/asm.hb.v02b.a0006726.
- [30] D. Hu, B. Pang, R. Chi, Z. Song, and H. Wu, 'Survivability assessment of spacecraft impacted by orbit debris', *Defence Technology*, vol. 17, no. 3, pp. 961–970, Jun. 2021, doi: 10.1016/j.dt.2020.06.003.

- [31] K. Anderson, J. Weritz, and J. G. Kaufman, Eds., '2xxx Aluminum Alloy Datasheets', in *Properties and Selection of Aluminum Alloys*, vol. 2B, ASM International, 2019, p. 0. doi: 10.31399/asm.hb.v02b.a0006594.
- [32] K. Anderson, J. Weritz, and J. G. Kaufman, Eds., '2024 and Alclad 2024: High-Strength Aerospace Alloy', in *Properties and Selection of Aluminum Alloys*, vol. 2B, ASM International, 2019, p. 0. doi: 10.31399/asm.hb.v02b.a0006598.
- [33] K. Anderson, J. Weritz, and J. G. Kaufman, Eds., '7075 and Alclad 7075: High-Strength Structural Alloy', in *Properties and Selection of Aluminum Alloys*, vol. 2B, ASM International, 2019, p. 0. doi: 10.31399/asm.hb.v02b.a0006737.
- [34] R. F. Muraca and J. S. Whittick, 'Materials data handbook: Aluminum alloy 7075', NASA-CR-123773, Apr. 1972. Accessed: Mar. 29, 2022. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720022809>
- [35] S. Lampman, 'Wrought Titanium and Titanium Alloys', in *Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*, ASM Handbook Committee, Ed. ASM International, 1990, pp. 592–633. doi: 10.31399/asm.hb.v02.a0001081.
- [36] R. R. Boyer, 'Introduction and Overview of Titanium and Titanium Alloys', in *Metals Handbook Desk Edition*, 2nd ed., J. R. Davis, Ed. ASM International, 1998, pp. 575–578. doi: 10.31399/asm.hb.mhde2.a0003140.
- [37] 'Understanding the effects of PBF process parameter interplay on Ti-6Al-4V surface properties', *PLOS ONE*, vol. 14, no. 8, p. e0221198, Aug. 2019, doi: 10.1371/journal.pone.0221198.
- [38] S. Rawal, 'Materials and structures technology insertion into spacecraft systems: Successes and challenges', *Acta Astronautica*, vol. 146, pp. 151–160, May 2018, doi: 10.1016/j.actaastro.2018.02.046.
- [39] S. Rawal, J. Brantley, and N. Karabudak, 'Additive manufacturing of Ti-6Al-4V alloy components for spacecraft applications', in *2013 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, Jun. 2013, pp. 5–11. doi: 10.1109/RAST.2013.6581260.
- [40] D. L. Bourell, W. Frazier, H. Kuhn, and M. Seifi, Eds., 'Additive Manufacturing of Titanium Alloys', in *Additive Manufacturing Processes*, ASM International, 2020, pp. 333–338. doi: 10.31399/asm.hb.v24.a0006581.
- [41] 'Satellite Benefits From Metal AM Weight Reduction', *3D Printing*, Jul. 13, 2021. <https://3dprinting.com/company/3d-systems/satellite-benefits-from-metal-am-weight-reduction/> (accessed May 02, 2022).
- [42] 'Giant Satellite Fuel Tank Sets New Record for 3-D Printed Space Parts', *Media - Lockheed Martin*. <https://news.lockheedmartin.com/2018-07-11-Giant-Satellite-Fuel-Tank-Sets-New-Record-for-3-D-Printed-Space-Parts> (accessed May 02, 2022).
- [43] S. D. Washko and G. Aggen, 'Wrought Stainless Steels', in *Properties and Selection: Irons, Steels, and High-Performance Alloys*, ASM Handbook Committee, Ed. ASM International, 1990, pp. 841–907. doi: 10.31399/asm.hb.v01.a0001046.
- [44] ASM Handbook Committee, Ed., 'Elevated-Temperature Properties of Stainless Steels', in *Properties and Selection: Irons, Steels, and High-Performance Alloys*, ASM International, 1990, pp. 930–949. doi: 10.31399/asm.hb.v01.a0001048.
- [45] R. D'agostino, 'Elon Musk: Why I'm Building the Starship out of Stainless Steel', *Popular Mechanics*, Jan. 22, 2019. <https://www.popularmechanics.com/space/rockets/a25953663/elon-musk-spacex-bfr-stainless-steel/> (accessed Apr. 10, 2022).

- [46] K. Savage, 'Magnesium and Magnesium Alloys', in *Casting*, S. Viswanathan, D. Apelian, R. J. Donahue, B. DasGupta, M. Gywn, J. L. Jorstad, R. W. Monroe, M. Sahoo, T. E. Prucha, and D. Twarog, Eds. ASM International, 2008, pp. 1100–1113. doi: 10.31399/asm.hb.v15.a0005334.
- [47] S. Housh, B. Mikucki, and A. Stevenson, 'Properties of Magnesium Alloys', in *Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*, ASM Handbook Committee, Ed. ASM International, 1990, pp. 480–516. doi: 10.31399/asm.hb.v02.a0001075.
- [48] J. R. Davis, Ed., 'Beryllium', in *Metals Handbook Desk Edition*, 2nd ed., ASM International, 1998, pp. 690–691. doi: 10.31399/asm.hb.mhde2.a0003165.
- [49] D. H. Hashiguchi, M. Svilar, A. B. Sayer, and A. L. Morales, 'Beryllium and Aluminum-Beryllium Alloys', in *Powder Metallurgy*, P. Samal and J. Newkirk, Eds. ASM International, 2015, pp. 757–765. doi: 10.31399/asm.hb.v07.a0006058.
- [50] C. Gunn, *Low Light James Webb Space Telescope*. 2016. Accessed: Apr. 10, 2022. [Photo]. Available: <https://www.flickr.com/photos/nasawebbtelescope/26504730220/>
- [51] 'AISI Type 304L Stainless Steel, Annealed Bar, Longitudinal'. https://www.matweb.com/search/datasheet_print.aspx?matguid=70b2a4b5feae4b90ac480c3339220b0c (accessed May 02, 2022).
- [52] "Magnesium AZ31B-H24, Hard Rolled Sheet". <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=d1e286e1ac0742358544b953bbf3c2e9> (viitattu 2. toukokuuta 2022).

LIITE A. AVARUUSKÄYTÖSSÄ OLEVIEN METALLIMATERIAALIEN TYYPILLISIÄ OMINAISUUKSIA HUONEENLÄMMÖSSÄ

	Tiheys (g/cm ³)	Elastinen kerroin (GPa)	Velolujuus (MPa)	Myötölujuus, 0,2% (MPa)	Venyä	Sulamispiste, alku (°C)	Keskimääräinen lineaarinen lämpölaajenemiskerroin, 20 - 100 °C (10 ⁻⁶ / °C)	Lähde
Alumiini								
A2024-T3	2,77	72,40	485,00	345,00	18,00	502,00	22,90	[30]
Alclad 2024-T3	2,78	72,40	450,00	310,00	18,00	[30]
A7075-T6	2,80	71,00	572,00	503,00	11,00	532,00	23,40	[31]
Titaani								
Ti-6Al-4V, hehkutettu	4,43	110,00	≥ 900	≥ 830	14,00	1878,00	8,60	[33]
Teräs								
17-4PH	7,80	196,00	1310,00	1170,00	10,00	1400,00	10,80	[41]
301, hehkutettu	8,00	193,00	≥ 515	≥ 205	40,00	1400,00	17,00	[41]
301, ekstrakova (60 %)	8,03	175,00	1500,00	1370,00	9,00	[41]
304L, hehkutettu	8,00	190,00	≥ 480	≥ 170	40,00	1400,00	...	[41], [51]
304L, kylmämuokattu (70 %)	8,00	190,00	1320,00	1080,00	3,00	[41]
Magnesium								
AZ31B H24 (Sh)	1,77	45,00	290,00	220,00	15,00	605,00	26,00	[44], [52]
Beryllium								
AMS-7906	1,85	303,00	320,00	241,00	2,00	1287,00	11,50	[48]
AlBeMet-162 (sheet)	2,07	198,00	386,00	276,00	5,00	644 - 1082	13,91	[48]