

Juho Halttunen

AVIONIikkaHYLLYN SUUNNITTELU

Diplomityö
Tekniikan ja luonnontieteiden tiedekunta
Reijo Kouhia
Jussi Aaltonen
Marraskuu 2022

TIIVISTELMÄ

Juho Halttunen: Avioniikkahyllyn suunnittelu
Diplomityö
Tampereen yliopisto
Konetekniikan DI-tutkinto-ohjelma
Marraskuu 2022

Työn aiheena oli suunnitella, valmistaa ja testata avioniikkahylly lentokoneeseen. Työ suoritettiin Tredun toimipisteellä Pirkkalassa, jossa koulutetaan lentokoneasentajia. Oppilaitoksessa on menossa suuri muutostyö, jossa Piper Navajo PA-31P lentokoneeseen vaihdetaan vanha analoginen avioniikkajärjestelmä digitaaliseen. Tämän seurauksena edessä olevaan avioniikkatilaan pitää tehdä rakenteellisia muutoksia.

Ratkaistavana ongelmana oli luoda mitoitus ehdot rakenteelle sekä suunnitella rakenne niin että ehdot täyttyvät. Suunnitteluongelmien ratkaisussa käytettiin kirjallisuuskatsausta, FEM laskentaa, epävirallisia haastatteluita (hiljainen tieto), väsymistarkastelu DO 160 mukaan sekä venymäliuskoja.

Työn lopputuloksena valmistui 7075-T6 alumiinista avioniikkahylly, joka täyttää sille asetetut ehdot siltä osin, kuin niitä oli kustannusteknisistä syistä mahdollista testata. Tämän lisäksi selvisi, miten tallainen hylly pitäisi valmistaa, jos sitä haluttaisiin alkaa massatuottamaan.

Avainsanat: opinnäytetyö, diplomityö, avioniikkahylly, Piper Navajo, suunnittelu

Tämän julkaisun alkuperäisyys on tarkastettu Turnitin Originality Check -ohjelmalla.

ABSTRACT

Juho Halttunen: Designing shelf for airplane avionics
Master's thesis
Tampere University
Master's Degree Program in Mechanical Engineering
November 2022

The master thesis subject was design, manufacture, and test avionic self to the airplane. Works was done at the office Tredu Pirkkala where, aviation maintenance technician is trained. At Tredu there is going big aircraft modification work where old analog avionic system will be change to the new digital system. Because of this modification, structural change will be done to the Piper Navajo PA-31P aircraft.

For avionic self, design requirements had to be made. All requirements had to be taken account while designing and manufacturing this part. To get solution to requirements and problems circularity review, FEM calculation program, unofficial interview, fatigue standards with DO160 and strain gauge sensor was used.

At the end of this work avionic self was made of 7075-T6 aluminum which meet all requirements which was tested. All test was not able to do because of budget. Also, now we know what kind of step had to be done if we want to make a mass product of this avionic self.

Keyword: master thesis, avionic self, Piper Navajo, design

This publication has been checked Turnitin Originality Check -program.

ALKUSANAT

Tämä suunnittelutyö on tehty opinnäytetyönä Tredulla Pirkkalan toimipisteellä. Työssä tehdyt staattisetkokeet suoritettiin oppilaitoksessa ja dynaamiset kokeet suoritettiin yrityksessä Insta ILS. Työn tarkastajana toimivat Reijo Kouhia ja Jussi Aaltonen. Oppilaitoksessa ohjaajana toimi Jorma Penttilä.

Opinnäytetyön tuloksena suunniteltu osa valmistettiin pääosin oppilaitoksella, lukuun ottamatta osien leikkausta, joka suoritettiin yrityksessä Muototerä Oy.

Kiitos Reijo, Jussi, Jorma, Jukka, Jouko, Tommi, Heikki, Kalevi, Samuli, Tatu ja kaikille muille, jotka edistivät tätä työtä ja auttoivat minua heidän omalla ammattitaidollaan. Kiitos erityisesti Juhanille, siitä että sain työskennellä ja tehdä tämän opinnäytetyön kannustavassa ja osaavassa työyhteisössä, jossa oli hyvät puitteet tämän kaltaiselle opinnäytetyölle.

Tampereella, 13.11.2022

Päivittäjä: Juho Halttunen

SISÄLLYSLUETTELO

1. JOHDANTO	1
1.1 Työn lähtökohdat	2
1.2 Työn tavoite	5
2. LENTOKONEEN OSAN SUUNNITTELUPERIAATTEET	6
2.1 Avioniikkahyllyn vaatimusmäärittely	8
2.2 Valittu materiaali avioniikkahyllyyn	9
2.3 Viranomaisvaatimukset	10
2.4 Olosuhteiden määrittäminen	11
2.4.1 Avioniikkahyllylle asennettavien komponenttien määrittäminen	12
2.4.2 Väsymisselvitys osalle	13
3. AVIONIIKKAHYLLYN STAATTINEN LASKENTA SOLIDWORKSILLA	17
3.1 Avioniikkahyllyn rakennesuunnittelu	20
3.2 Staattinen FEM-laskenta	21
3.3 Avioniikkahyllyn väsymistarkastelu staattisilla kuormilla	23
3.4 Kiinnikepisteet ja pultti liitokset	26
4. OSAN VALMISTUS	32
5. TESTAUS	38
5.1 Staattinen testaus	40
5.2 Väsymistestaus	43
5.3 Mahdollisten virheiden analysointi testituloksissa	48
6. JOHTOPÄÄTELMÄT	50
LOPPUSANAT	51
LÄHTEET	52

KUVALUETTELO

Kuva 1.	Piper PA-31P Navajo	2
Kuva 2.	Etutilasta, johon hylly asennetaan	3
Kuva 3.	Yksi korvakke, johon osa asennetaan	4
Kuva 4.	Hyllylle asennettavat laitteet	4
Kuva 5.	Esimerkki lennon rajakäyristä. Otettu mallia lähteestä [3, s. 400]	6
Kuva 6.	EN 1999 standardi reikien reunamitoista. Otettu mallia [7, s. 115]	8
Kuva 7.	Koneessa olevien korvakkeiden mitat 1 mm tarkkuudella	8
Kuva 8.	Vanhan hyllyn vahvike	9
Kuva 9.	Vanha hylly ja sillä olleet laitteet. Laitteiden painot vasemmalta oikealle 3840 g, 1530 g, 3200 g, 3462 g, 3215 g ja 2095 g.	12
Kuva 10.	Testi kategoria S paikka M vastaavaa tilannetta kuvaavat kuvaajat piirretty Matlabilla	16
Kuva 11.	Korvakkeet, jossa siirtymä ja kiertymä ovat nolla, on kuvattu vihreillä nuolilla. Punainen alaspäin osoittava nuoli kuvaa painopisteen paikkaa.	18
Kuva 12.	Yleinen rakenne kontinuumi mekaniikalle. Otettu mallia [19, s. 3]	18
Kuva 13.	Lopullinen hylly, johon asetettu avioniikkalaitteet kuvattu edestäpäin SolidWorksissa	20
Kuva 14.	Käytetty elementti rakenne	21
Kuva 15.	Taipuma kuormitusmonikerralla 5.17. Paikat 1–6 on merkattu kuvaan.	21
Kuva 16.	Väsymistestaus suunnassa y. Maksimi jännitys oikea takakulma.	23
Kuva 17.	Väsymistestaus suunnassa x. Maksimi jännitys vasen takakulma.	23
Kuva 18.	Väsymistestaus suunnassa z	24
Kuva 19.	7075-T6 alumiini sauvan väsyminen aksiaalisessa kuormituksessa 30Hz taajuudella. Otettu mallia [4, s.708]	25
Kuva 20.	Vetokoepalat	28
Kuva 21.	Taka- ja etutukeen kohdistuva voima	30
Kuva 22.	Muototerässä leikatut osat	32
Kuva 23.	Kulman taivutus	33
Kuva 24.	Esitaivutus s-mutkaan	34
Kuva 25.	Esitaivutettu vasentaso	34
Kuva 26.	Osan taivutus loppuun särmäyskoneella	35
Kuva 27.	Vahvikkeiden taivutus	36
Kuva 28.	Takakiinnikepisteiden reikien kohdistaminen	36
Kuva 29.	Väsymistestiä varten tehdyt pelkistetyt laitteet sekä tasapainotuslaite	39
Kuva 30.	GTS 800 tasapainotus pystysuuntaisessa tasossa	40
Kuva 31.	Kuva tärinätestistä ja merkkää kiihtyvyyssanturi 1 (osassa) ja 2 (jigissä)	45
Kuva 32.	Elinkaaritesti matalilla taajuuksilla	45
Kuva 33.	Valmis hylly	51

LYHENTEET JA MERKINNÄT

e	reunaetäisyys reiän keskipisteestä
p	reikien keskipisteiden etäisyys toisistaan
f_u	voima, jolla kappale murtuu
f_y	voima, jolla kappaleeseen tulee pysyvää muodonmuutosta
d	halkaisija
DOA	Design Organization Approval
EASA	European aviation safety agency
FAA	federal aviation agency
Trafi	Suomen viranomaistaho liikenteelle
n	kuormitusmonikerta
g	putoamiskiikkyvyys
A	pinta-ala
R	taivutussäde
$\sigma_{tensile}$	vetolujuus
σ_{yield}	myötölujuus
$V_{a_{max}}$	suunniteltu liikehdintänopeus maksimilentoonlähtö painolle
$V_{a_{min}}$	suunniteltu liikehdintänopeus minimilentoonlähtö painolle
KCAS	kalibroitu ilmannopeus solmuina
KIAS	mitattu ilmannopeus solmuina
Vf	suunniteltu nopeus laskusiivekkeille
Va	suunniteltu liikehdintänopeus
Vc	suunniteltu matkalentonopeus
Vd	suunniteltu nopeus korkeuden vähentämiselle
F_{bru}	voima, jolla reikä murtuu standardin ASTM E 238 mukaan
F_{bry}	voima, jolla reikä alkaa myötämään standardin ASTM E 238 mukaan
FOS	Factor Of Safety
MOPS	Minimum Operational Performance Specifications
AC	Advisory Circulars
TSO	Technical Standard Order
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
SC	Special Committee
EUROCAE	European Organization for Civil Aviation Equipment

1. JOHDANTO

Pirkkalan Tredun oppilaitoksella on Suomen ilmailuviranomaisen (FI.147.0002) hyväksyntä ja koulutusohjelman on yhteiseurooppalaisen PART 66 mukainen [1]. Tämän takia oppilaitokselle on tärkeää, että opetuskäytössä on modernit laitteet ja olosuhteet, joilla opiskelijat voivat opetella käytännön asioita.

Vuonna 2020 aloitettiin suuri muutostyöprosessi, jossa Piper PA-31P Navajoon on tarkoitus vaihtaa vanha analoginen avioniikka järjestelmä digitaaliseen. Koneen on valmistanut Piper Aircrafts ja kone on saanut tyyppihyväksynnän 23.1.1970 [2, s. 1]. Tämän muutostyön tarkoituksena on saada oppilaille nykyaikainen digitaalinen oppimisympäristö analogisen tilalle.

Uuden digitaalisen Garmin G1000 avioniikkajärjestelmän mukana tulee uudet tietokoneet, jotka asennetaan lentokoneen etuosaan. Uudet eteen asennettavat laitteet ovat korkeampia kuin vanhat, eivätkä ne tämän takia mahdu paikoilleen ilman rakenteellista modifikaatiota. Tämän takia ylempi hylly täytyi poistaa ja sen tilalle täytyy suunnitella ja valmistaa uusi hylly.

Tämä opinnäytetyö koostuu kolmesta osasta, jotka ovat suunnittelu, valmistus ja testaus. Kyseinen lentokone on opetuskäytössä eikä siitä ole jatkossakaan tulossa lentokelpoista.



Kuva 1. Piper PA-31P Navajo

1.1 Työn lähtökohdat

Piper PA-32P Navajo on kaksimoottorinen lentokone. Navajo on paineistettu alataso, johon mahtuu kahdeksan matkustajaa [2, s. 201] Taulukossa 1 on ilmoitettu Navajon ominaisuuksia.

Taulukko 1. Navajon ominaisuuksia [2]

MTOW	3538 kg	
Tyhjäpaino	2269 kg	
$V_{a_{max}}$	KCAS 172 knots	KIAS 168 knots
$V_{a_{min}}$	KCAS 156 knots	KIAS 152 knots
Positiivinen kuormitusmonikerta raja	3.45G	
Negatiivinen kuormitusmonikerta raja	-1.38	

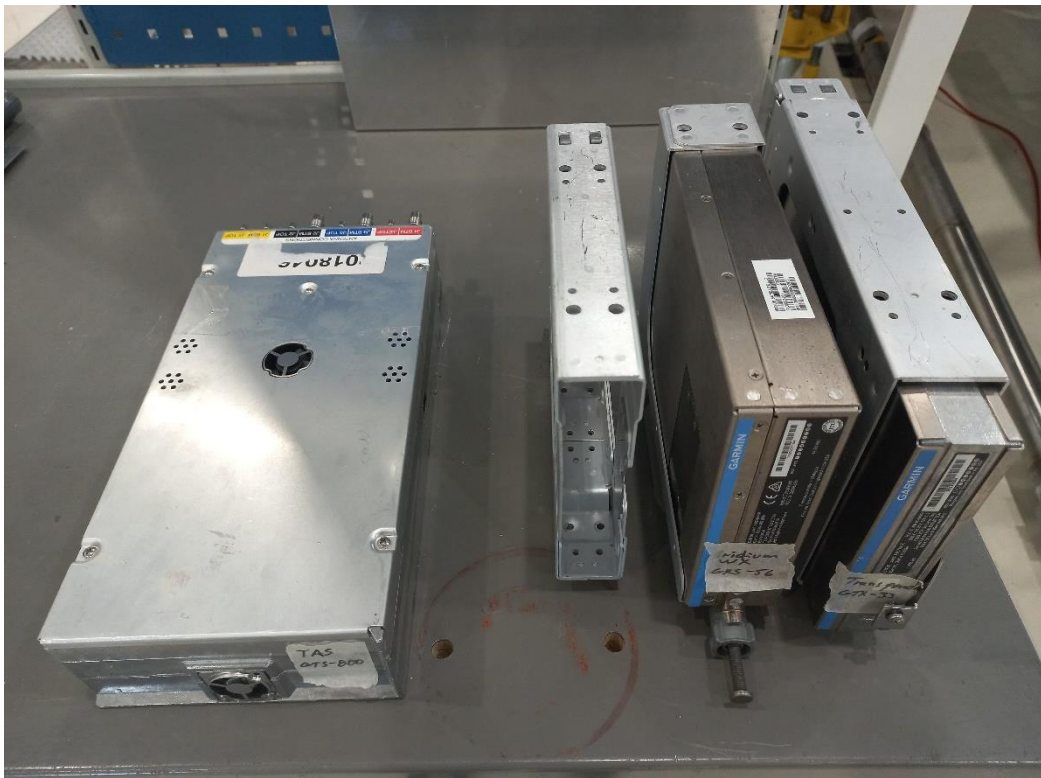
Kuvassa 2. on tila, johon uusi hylly suunnitellaan. Ylempi vanha avioniikka hylly on poistettu, jonka tilalle suunnitellaan uusi hylly. Uusi hylly kiinnitetään neljällä kuvan 3. mukaisilla korvakkeilla, joilla vanha hylly oli myös kiinnitetty. Kuvassa 4. on esitetty kaikki uudelle hyllylle asennettavat avioniikkakomponentit.



Kuva 2. Etutilasta, johon hylly asennetaan



Kuva 3. Yksi korvake, johon osa asennetaan



Kuva 4. Hyllylle asennettavat laitteet

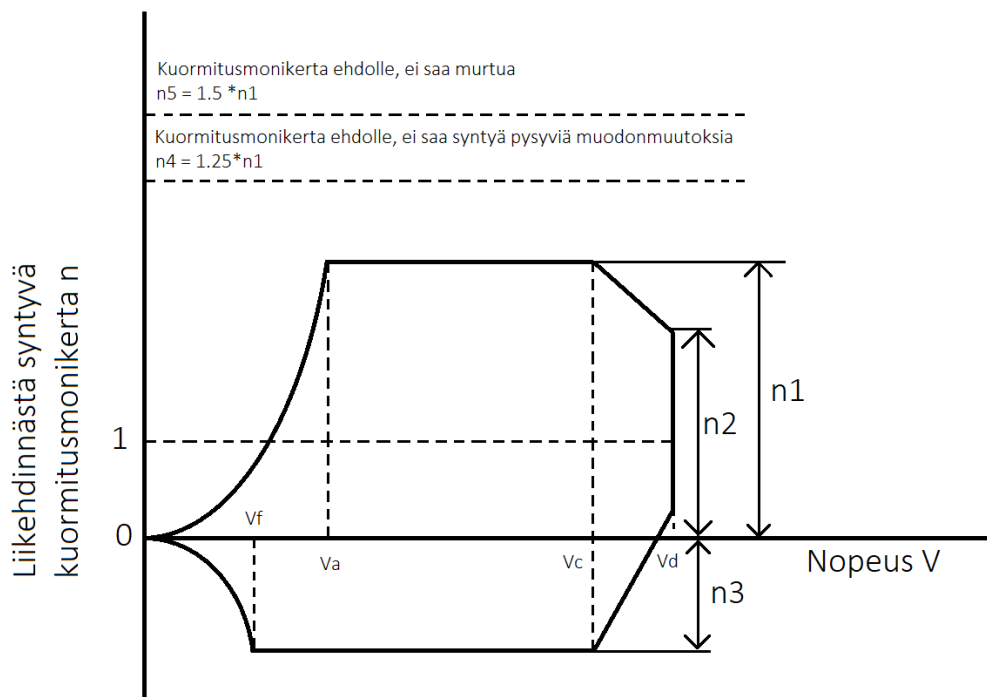
1.2 Työn tavoite

Työn tavoitteena on valmistaa, suunnitella ja testata avioniikkahylly, joka täyttää kaikki rakenteelliset ja elinkaari vaatimukset, joita sille suunnittelutyön aikana annetaan.

Tavoitteena on myös optimoida rakenteen painoa. Rakenteen painon optimointi on tärkeää, sillä tämä säästetty paino voidaan lentokoneessa käyttää esimerkiksi hyötykuormaan.

2. LENTOKONEEN OSAN SUUNNITTELUPERIAATTEET

Lentokoneen osien suunnittelussa on elintärkeää minimoida paino. Tämä johtuu siitä, että painon lisäys vaatii kestävämpiä rakenteita, joka taas vastaavasti kasvattaa rakenteen painoa. Rakenteen painon lisäys vastaavasti vähentää lentokoneen kuormankanto kykyä. Näiden kahden välillä suunnittelijan täytyy tasapainoilla kuitenkin niin, että annetut viranomais- ja rakenteelliset vaatimukset täyttyvät. Huomioitavia kuormituksia suunnittelussa ovat käyttökuorma ja rajakuorma. Käyttökuormalla ei saa syntyä pysyviä muodon muutoksia ja sille annetaan varmuuskerroin 1.25. Rajakuorma, joka ei saa hajottaa rakennetta annetaan varmuuskerroin 1.5. Kuvassa 5. n_1 on käytön aikana syntyvä kuormitus ja katkoviivoilla on merkattu ehtoja ”ei pysyvää muodon muutosta” ja ”rakenne ei saa murtua” kuormitukset. Englannin kielessä näitä kutsutaan termeillä ”limit load”, ”proof load”, ”proof load factor”, ”ultimate load” ja ”ultimate load factor”. [3, s. 400]



Kuva 5. Esimerkki lennon rajakäyristä. Otettu mallia lähteestä [3, s. 400]

Kuvan 5. mukaiset n_1 , n_2 ja n_3 arvot voidaan myös laskea taulukon 2. mukaan.

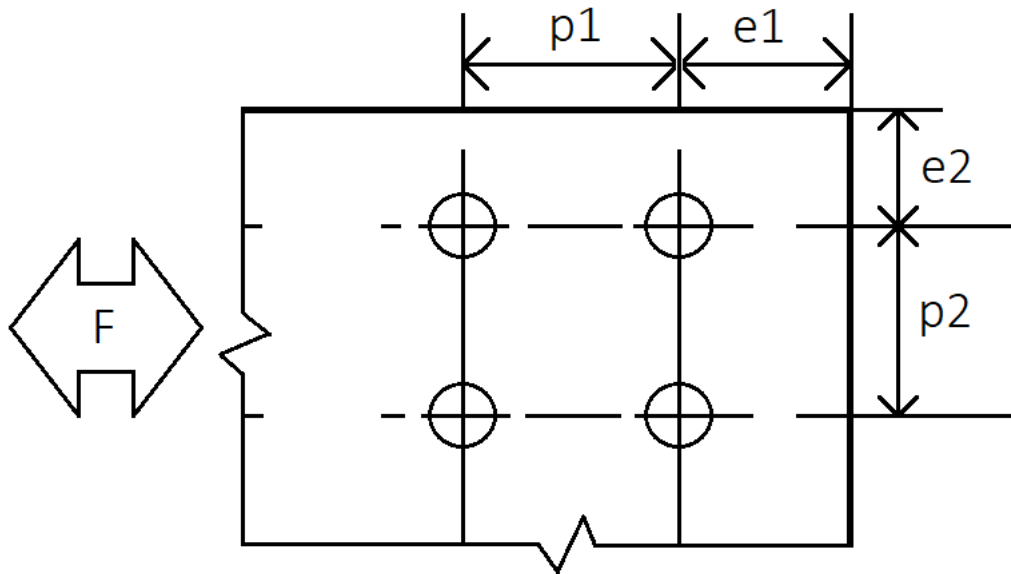
Taulukko 2. Kuormitusmonikerrat lentokoneelle [3, s. 400]

Kuormitusmonikerta	Kategoria		
	Normaali	Rajoitettutaitolento	Taitolento
n1	2.1+24 000 / (W+10 000)	4.5	6.0
n2	0.75n ₁ , mutta n ₂ <2.0	3.1	4.5
n3	1.0	1.8	3.0

Lentokoneen osat eivät tarvitse suuria varmuuskertoimia sillä alalla toimivilla suunnitteluorganisaatioilla on käytössä hyvin tunnetut menetelmät. Tämän lisäksi osat ja osakonnaisuudet testataan suunnitteluvaiheessa hajoamiseen asti, jotta laskentatulokset voidaan todeta oikeiksi. Lisäksi lentokonetta huolletaan säännöllisesti, joten tämän takia korrosio ja vastaavista vauriosta syntyvät haitat voidaan huomata ajoissa. Näiden nojalla varmuuskertoimet voidaan pitää pienenä. [3, s. 401–402]

Rakenteellisesti ongelmallisena voidaan pitää väsymistä. Materiaali hajoaa pienemmällä jännityksellä, kun siihen kohdistuu pitkäaikaisesti vaihtelevaa voimaa. Tätä väsymistä voidaan kuvata SN -kuvaajalla. Joillekin materiaaleille on annettu jännityssuure, jonka alapuolella ollessa kappale ei väsy ollenkaan. Esimerkiksi teräkselle on olemassa tällainen jännityksen arvo. Vastaavasti alumiinilla ei ole tällaista arvoa, joten pienelläkin kuormituksella alumiini väsy. [3, s. 402]

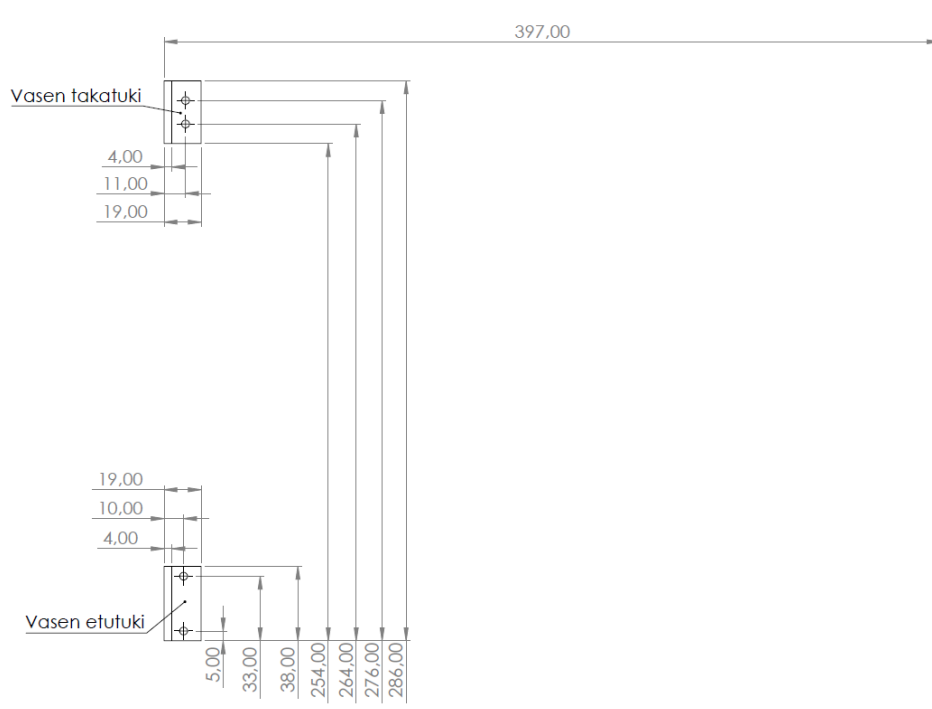
EN 1999 Eurocode 9: Design of aluminum structures (8.4 Classification of joints). Eurokoodin Table 8.2 mukaan reunaetäisyys voiman suuntaan kuuluu olla $e_1 = 2.0D$, reunaetäisyys kohtisuoraan voimaan nähden kuuluu olla $e_2 = 1.5D$ ja reikien keskipisteiden etäisyys kuuluu olla $p_1 = 2.5D$. Rakenne pyritään suunnittelemaan niin että **$e_1 = e_2 = 2.0D$ ja $p_1 = 2.5D$** . [7, s. 114]



Kuva 6. EN 1999 standardi reikien reunamitoista. Otettu mallia [7, s. 115]

2.1 Avioniikkahyllyn vaatimusmäärittely

Osan kuuluu olla sellainen, että siihen mahtuu kuvan 4. mukaiset laitteet, sekä osan pitää olla kiinnitettävissä kuvan 7. mittojen mukaisiin korvakkeisiin. Mittaustarkkuus tässä tapauksessa on 1 mm. Tämä suuri mittaustarkkuus piti huomioida osan valmistuksessa.



Kuva 7. Koneessa olevien korvakkeiden mitat 1 mm tarkkuudella

Osa piti suunnitella niin, ettei se missään käyttötilanteessa taivu itsensä alle. Tämän takia osa piti suunnitella niin, että se nousee kiinnikepisteistä ylöspäin.

Osan suunnittelussa oli huomioitavaa myös se, että asennettavat avioniikkalaitteet olisivat mahdollisimman lähellä tukipisteitä.

Laitteet pitää olla sellaisessa asennossa, että liittimet ovat käytettävissä, kun laitteet ovat asennettu hyllylle.

2.2 Valittu materiaali avioniikkahyllyyn

Materiaaliominaisuuksia vertailemalla ja saatavuuden avulla päädyttiin hankkimaan 2.03 mm vahvaa 7075-T6 alumiinia. Alumiinin vahvuuteen päädyttiin saatavuussyistä, sekä siksi että vanhan hyllyn vahvikkeet oli jyrstetty 2 mm vahvaksi kulmaksi. Kustannussyistä ei ollut mahdollista hankkia eri vahvuisia levyjä tai alumiini ”blokkia”, joista olisi voitu jyrstiä vahvikkeet kuten vanhassa hyllyssä. Alumiinilevyä oli myös mahdollista muokata opilaitoksessa ja tämä on todettu yleisesti hyväksi materiaaliksi ilmailukäytössä. Alumiini on myös korroosio resistanssi metalli, jolla on korkea kestävyys painoon nähden ja se on helposti työstettävää [4, s. 303]. Alumiinin mukana saatiin AMS 4045 mukainen laatuodistus, joka vaaditaan, kun lentokoneisiin valmistetaan osia.



Kuva 8. Vanhan hyllyn vahvike

Taulukko 3. Valitun alumiinin ominaisuuksia

7075-T6, AMS 4045	
Vetolujuus [6, s. 433]	572 MPa
Myötöraja [6, s. 433]	503 MPa
Kimmomoduuli [6, s. 433]	71 GPa
Jännitys, jonka materiaali kestää 5×10^8 sykliä R arvolla -1 [6, s. 433]	159 MPa
Taivutussäde [5, s. 211]	11 mm

2.3 Viranomaisvaatimukset

On olemassa suunnittelu-, huolto- ja tuotanto-organisaatio. Suunnitteluorganisaatio on tehnyt ohjeet, joiden avulla huolto-organisaatio voi huoltaa tai tehdä muutostyön. Suunnitteluorganisaatio omistaa ohjeet ja on vastuussa siitä, että muutostyö tai korjausohjeet täyttävät oikein tehtynä lentokelpoisuusvaatimukset. [8] Vastaavasti tuotanto-organisaatio saa valmistaa osia ohjeiden mukaan, jotka on tehnyt suunnitteluorganisaatio [9].

Vakiomuutostöitä ja -korjauksia voi huolto-organisaatio tehdä ilman erillistä viranomaishyväksyntää. Tätä on kuitenkin rajattu tarkasti ja tämä koskee pääosin erilaisten laitteiden asennusta tai vaihtamista. Tämä ei kuitenkaan saa lisätä ilma-aluksen lentotoiminnallistakykyä. [10] Täten tätä Navajon muutostyö kokonaisuutta ei voi suorittaa suunnittelu/huolto-organisaatio ilman viranomaisen hyväksyntää vaan tämän takana täytyisi olla suunnitteluorganisaatio, sillä modifikaatio tekee Navajosta merkittävästi suorituskykyisemmän. EASA on listannut tarkemmin CS-STAN dokumentissa, millaisia ovat vakiomuutostyöt ja -korjaukset. [11]

Navajon tilanteessa muutostyölupaa pitäisi hakea suunnitteluorganisaatio. Suunnitteluorganisaatiossa työskentelee vastuullinen johtaja, suunnittelujohtaja ja laatupäällikkö. Heidän alaisuudessaan toimii suunnitteluinsinöörejä. Viranomainen voi myöntää luvan, että suunnitteluorganisaatio voisi hyväksyä itsenäisesti pieniä muutostöitä. [9]

14 CFR Part 21 FAA mukaan kaikki osat lentokoneessa kuuluu olla tyyppihyväksytyjä [12]. Suunnitteluorganisaatio siis suunnittelisi avioniikkahyllyn niin, että se täyttää kaikki lentokelpoisuusvaatimukset. Suunnitteluorganisaatio esittää viranomaiselle todentamissuunnitelman, jossa osoitetaan se, miten kukin vaatimus täytetään. Todentamissuunni-

telmassa voi käyttää yhteenvetotaulukkoa, johon kerätään dokumentit, joissa on osoitettu vaatimuskohtien täytyminen. [9] Kun suunnitteluorganisaatio on suunnitellut ja valmistusorganisaatio on valmistanut osan, tulee viranomaisen valvomaan sovittuja testejä, joissa esimerkiksi todennetaan osan rakenteellinen käyttäytyminen. Kun suunnitteluprosessi ja ohjeet on saatu hyväksytyä, tulee suunnitteluorganisaatiosta tyyppihyväksynnän haltija ja ohjeiden perusteella tuotanto-organisaatio voi valmistaa osaa. [9]

Tässä diplomityössä ei kuitenkaan ollut takana suunnitteluorganisaatiota, eikä valmistusorganisaatiota vaan suunnittelin ja valmistin osan itse. Koko ajan tämän projektin edetessä pyrin kuitenkin pitämään mielessä sen, että kyseessä olisi projekti, joka vaatii saumatonta yhteistyötä viranomais-, suunnittelu- ja tuotanto-organisaation välillä.

2.4 Olosuhteiden määrittäminen

Kaikille lentokoneille on annettu suurin ja pienin kuormitusmonikerta, jolla koneella saa operoida. Navajolle positiivinen kuormitusmonikerta arvo on +3.45G ja negatiivinen -1.38G. [2, s. 33]

Kappaleen 2. alussa käydyn teorian, kuvan 5. ja taulukon 2. mukaisen menetelmän avulla taulukkoon 4. on laskettu operointirajoista syntyvät kertoimet. Taulukossa 5. on laskettu varmuuskerroin ehdolle, jossa ei saa syntyä pysyvää muodonmuutosta, sekä ehdolle, jossa rakenne ei saa murtua. Taulukkoihin on kerätty myös lentäjälle tarkoitusta manuaalista löytyvät vastaavat arvot.

Taulukko 4. *NAVAJON maksimi ja minimi operointi kuormituskerrat*

Kuormitusmonikerta	Laskettu	Navajon manuaalista
$n1 = 2.1 + 24\,000/(W + 10\,000)$	3.45	3.45
$n2 = 0.75 * n1$ mutta $n2 \leq 2$	2	-
$n3 = 1.0$	1	1.38

Taulukko 5. Kuormitusmonikerroille lasketut varmuuskertoimet kuvan 5 mukaan

Suure	Kaava	Laskettu	Manuaalin arvoilla
Ei saa syntyä pysyvää muodonmuutosta	$n_4 = 1.25 * n_1$	4.31	4.31
Rakenne ei saa murtua	$n_5 = 1.50 * n_1$	5.17	5.17
Negatiivinen	-	-	-2.07

Negatiivinen kuormitusmonikerta voitaisiin laskea kummallakin varmuuskertoimella 1.25 ja 1.5 kuten positiivinen kuormitusmonikerta. Tämä ei kuitenkaan ollut tarpeen sillä varmuuskertoimella 1.5 rakenne täyttää ehdon, jonka mukaan rakenteeseen ei synny pysyviä muodonmuutoksia (kts. mitoitusehto taulukko 7 ja taulukko 8).

2.4.1 Avioniikkahyllylle asennettavien komponenttien määrittäminen

Tämän suunnittelutyön alkaessa vanha hylly oli jo ehditty irrottamaan. Vanha hylly oli rakenteeltaan sellainen, että takakiinnikkeiden välillä oli kuvan 8. mukainen palkki. Etukiinnikkeiden välillä oli taivutettu alumiini levystä u:n mallinen profiili vahvikkeeksi. Tähän oli niitattu kuvassa 9. näkyvä hylly, jonka päälle on laitettu hyllyllä olleet vanhat avioniikkalaitteet.



Kuva 9. Vanha hylly ja sillä olleet laitteet. Laitteiden painot vasemmalta oikealle 3840 g, 1530 g, 3200 g, 3462 g, 3215 g ja 2095 g.

Kuvassa 9. on esitetty vanhat avioniikkalaitteet. Yhteensä nämä laitteet painavat **17.35 kg**.

Uudet avioniikkalaitteet on esitetty kuvassa 4. Uusien avioniikkalaitteiden päämittojen avulla mallinnettiin pelkistetyt mallit, joissa paino ja painopiste olivat oikein. Näitä pelkistettyjä malleja käytettiin SolidWorksin FEM laskennassa ja niiden avulla valmistettiin painot, joita käytettiin väsymistestauksessa.

Uudet laitteet painavat yhteensä **8.77 kg**. Koska uudet laitteet painavat 51 % vanhojen laitteiden painosta voidaan todeta, että kiinnikekorvakkeet kestävät Navajossa eikä niitä tarvitse tarkastella. Oletetaan että voima jakaantuu neljään korvakkeeseen tasaisesti. Tämä voidaan todeta kuvasta 11. jossa osakokonaisuus on kuvattu alhaaltapäin ja kuvaan on merkattu painopisteen paikka alaspäin osoittavalla punaisella nuolella.

2.4.2 Väsymisselvitys osalle

Osan väsymisen todentamiselle käytetään RTCA DO-160G dokumentista löytyvää sopivaa standardia. DO-160 dokumentti antaa standardit ympäristötestaukselle laitteille, joita käytetään lentokoneissa [17, s. 1]. Dokumentti on laadittu erityiskomitean SC-135 toimesta ja sen on hyväksynyt RTCA:ssa toimiva komitea 8.12.2010. Dokumenttia standardeista on ollut myös luomassa EUROCAE. [17, s. 3] Dokumentti antaa MOPS vaatimukset laitteen suunnittelulle. Tähän viitataan FAA:n (Advisory Circulars (AC)) neuvoa antavissa kirjoituksissa, joita käytetään (TSO) teknisten standardimääräyksien yhteydessä. Näitä standardeja ja käytäntöjä päivitetään, kun testausmenetelmät sekä ymmärrys ympäristöolosuhteista kehittyvät. [17, s. 10]

Väsymistestauksen tarkoituksena on varmistaa, että laite täyttää standardit, jotka on määritelty kyseiseen tilanteeseen [17, s. 73]. Testi määritellään lentolaitteen tyyppin, testi kategorian ja asennus paikan avulla [17, s. 73].

Lentokoneille on luotu standardi tärinätesti (kategoria S) jolla testataan tärinätasoja, joita laitteet kokevat tavallisen käytön aikana [17, s. 73].

Hyllyn väsymistä olisi voitu myös todentaa tekemällä Navajolle elinkaaritarkastelu, jossa olisi selvitetty millaisia kuormituksia Navajolla syntyy sen tulevan elinkaaren aikana. Tämä olisi työmääränä ollut jo itsessään toisen diplomityön suuruinen, joten tämän takia elinkaaritarkastelu suoritettiin jo valmiiksi annetulla väsymis- testillä, joka on tarkoitettu tähän tilaan tulevalle laitteille.

Taulukko 6. *Taukukossa on kuvattu kategorian S tärinätestin tietoja. [17, s. 74]*

Kategoria	Lentokone tyyppi	Standardi tärinä	Korkean tason lyhytkestoinen tärinä	Vaativa tärinä (Robust Vibration)
S	Kiinteäsiipinen	1 h/akseli sinikäyrä tai satunnainen tärinä vaakatasossa	EI	EI

Edellä esitetty taulukko ei kerro millaisen tärinäsyklin osan kuuluu kestää testin aikana, sillä se riippuu asennuspaikasta.

Yleiset ohjeet tärinätestille menevät kohtien 1–6 mukaan [17, s. 75].

1. Asenna kappale yhdelle sen pääakseleista. Testipenkin kuuluu olla niin jäykkä ja symmetrinen kuin vain mahdollista. Kappale kuuluu kiinnittää pöytään kuten se kiinnitetään koneeseen.
2. Kappaleeseen kuuluu asentaa kiihtyvyyssanturit, jotta resonanssitaajuuudet voidaan tunnistaa.
3. Kontrollikihtyvyyssanturit asennetaan mahdollisimman lähelle kohtaa, johon testattava kappale kiinnitetään testipenkissä. Tarkoituksena on varmistaa, että haluttu tärinätaso välittyy testattavaan kappaleeseen.
4. Satunnainen tärinätesti suoritetaan Gaussin jakauman avulla. Testissä välitön kiihtyvyyden arvo on rajoitettu kolme kertaa tärinätestissä olevaan kiihtyvyyden keskiarvoon.
5. Mittauslaitteiden tarkkuus siniaaltovärähtely -testissä kuuluu olla kiihtyvyydessä $\pm 10\%$ ja taajuudessa $\pm 2\%$.
6. Jos testilaitteen teho ei riitä täysinmittaiseen satunnaiseen tärinätestiin voidaan se jakaa kahteen osaan 10–600 Hz ja 600–2000 Hz. Kummassakin testissä kuuluu käyttää määriteltyä testiaikaa.

Kiihtyvyyssarvot, jotka mitataan kohdan kolme mukaan, kuuluu olla $\pm 10\%$ rajoissa, jotka lasketaan "sinusoidal control inputin" avulla (amplitudi ja taajuus) [17, s. 76].

Tilanteessa, jossa kyseessä on kiinteäsiipinen lentokone, jonka voimalähteenä toimii ohivirtausmoottori tai potkuriturbiini ja paikkana pyrstö tai siivenkärki voidaan valita, tehdäänkö siniaaltoista- tai satunnaista elinkaaritestausta [17, s. 77] [17, s. 83]. Tässä tilanteessa vaihtoehtona on ainoastaan siniaaltainen tärinätesti.

Siniaaltainen testi suoritetaan jokaiselle pääakselille. Testin aikana taajuutta kasvatetaan minimiarvosta maksimiarvoon ”ylösajo” (up-sweep), jonka jälkeen taajuus ajetaan takaisin minimiarvoon ”alásajo” (down-sweep). Kun taajuutta kasvatetaan, tunnistetaan kriittiset taajuudet. Taajuuden muutos suoritetaan logaritmisella asteikolla niin, ettei se ylitä oktaavia/ minuutti arvoa. Tämä tarkoittaa sitä, että taajuus saa maksimissaan kaksinkertaistua minuutin aikana. Kriittinen taajuus tunnistetaan, joko resonanssin avulla tai muuten rakenteen muuttuneen käyttäytymisen avulla. Tätä testiä kuuluu jatkaa vähintään tunnin verran jokaiselle pääakselille, jotta voidaan todeta, että osa täyttää vaatimuksen asettamat standardit. Muutokset kriittisessä taajuudessa testin aikana kuuluu huomioida dokumenttiin ”Environment Qualification Form”. Testin lopuksi osassa ei saa olla minkäänlaisia merkkejä rakenteellisesta viasta. [17, s. 77]

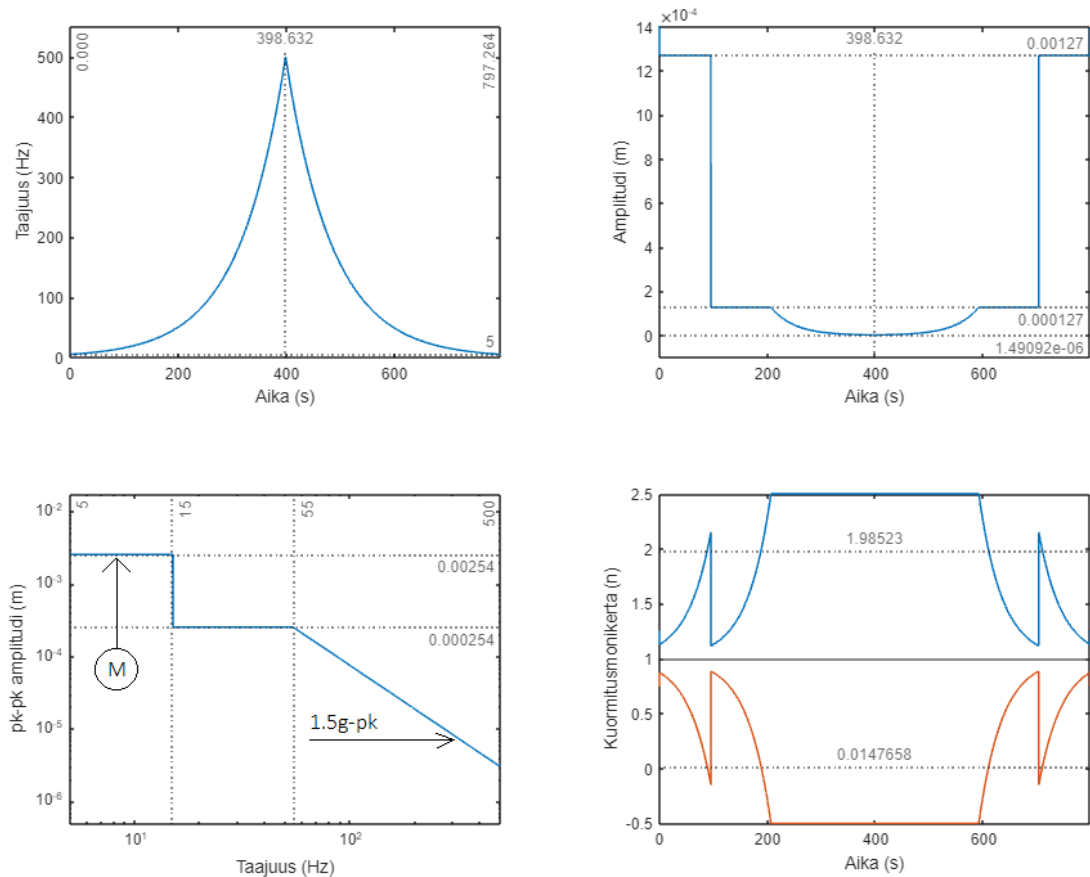
DO160 on määritelty, että instrumenttipaneelille ja varusteräkeille, jotka ovat kaksimoottorisessa lentokoneessa, jotka painavat alle 5700 kg tehdään elinkaaritesti käyrän M mukaan. [17, s. 83]

DO160 standardin mukaan Navajon tilanteessa tärinäkäyrässä on kolme vaihetta, jotka ovat.

1. pk-pk 0.1 inc. taajuus kasvaa 5–15 Hz
2. pk-pk 0.01 inc. taajuus kasvaa 15–55 Hz
3. pk-pk laskee arvosta 0.01–0.0001 inc. samalla kun taajuus kasvaa 55–500 Hz niin että 1.5G kuormitusmonikerta säilyy [17, s. 88]

Sama suoritetaan toiseen suuntaan.

Edellä esitetyn pohjalta Navajo kuuluu testikategoriaan **S** ja paikkaan **M**. Tätä tilannetta vastaavat kuvaajat on piirretty Matlabilla kuvassa 10.



Kuva 10. Testi kategori S paikka M vastaavaa tilannetta kuvaavat kuvaajat piirretty Matlabilla

Syklejä on yhdessä tunnin elinkaaritestissä 338 000. Yhteensä kaikilla akseleilla kappale kokee siis 1 014 000 sykliä.

Tärinää vastaavat kuvaajat piirrettiin Matlabilla, jotta päästään käsiksi millaisia kuormitusmonikertoja tapahtuu 1 tunnin tärinän aikana jokaiselle akselille. Matlabilla saatujen kuormitusmonikertojen avulla voidaan arvioida, millaisia jännityksiä rakenteeseen syntyy tärinätestin aikana. Laskenta ja arviointi siitä, miten tärinä alkaa resonoidaan rakenteessa on hyvin vaikeaa. Tämän takia tärinätestaus on välttämätön. Kuvan 10. mukainen ylös- ja alasajo kestää 797 sekuntia. Täten näitä suoritetaan 5 peräkkäin, jotta yksi tunti täyttyy.

Kun tärinätestin tulokset saadaan, voisi osaa tarvittaessa jäykistää. Osan rakennetta voisi parantaa siirtämällä siinä olevien painojen paikkaa tai lisäämällä jokin paino, joka muuttaisi ominaisvärähtelytaajuutta. Näillä menetelmillä rakenteen ominaisvärähtelytaajuutta voisi yrittää saada pois siltä alueelta, jossa tärinä testi suoritetaan. Myös tieto siitä, millaista herätettä Navajon moottorit tuottavat, voisi auttaa osan suunnittelussa sen elinkaarelle.

3. AVIONIikkaHYLLYN STAATTINEN LASKENTA SOLIDWORKSILLA

Osan laskenta suoritettiin SolidWorksin FEM laskentaohjelmassa. Tunnetuin FEM laskentamenetelmä on minimipotentiali energia, joka käyttää hyväksi Eulerin lausetta. [18, s. 45]

Minimi potentiaalienergian lauseke yksinkertaiselle jouselle on muotoa:

$$\Pi = \frac{1}{2}k\Delta_x^2 - \Delta_x F_x \quad (1)$$

Lauseke muotoon, jossa potentiaalienergia on minimoitu, on muotoa:

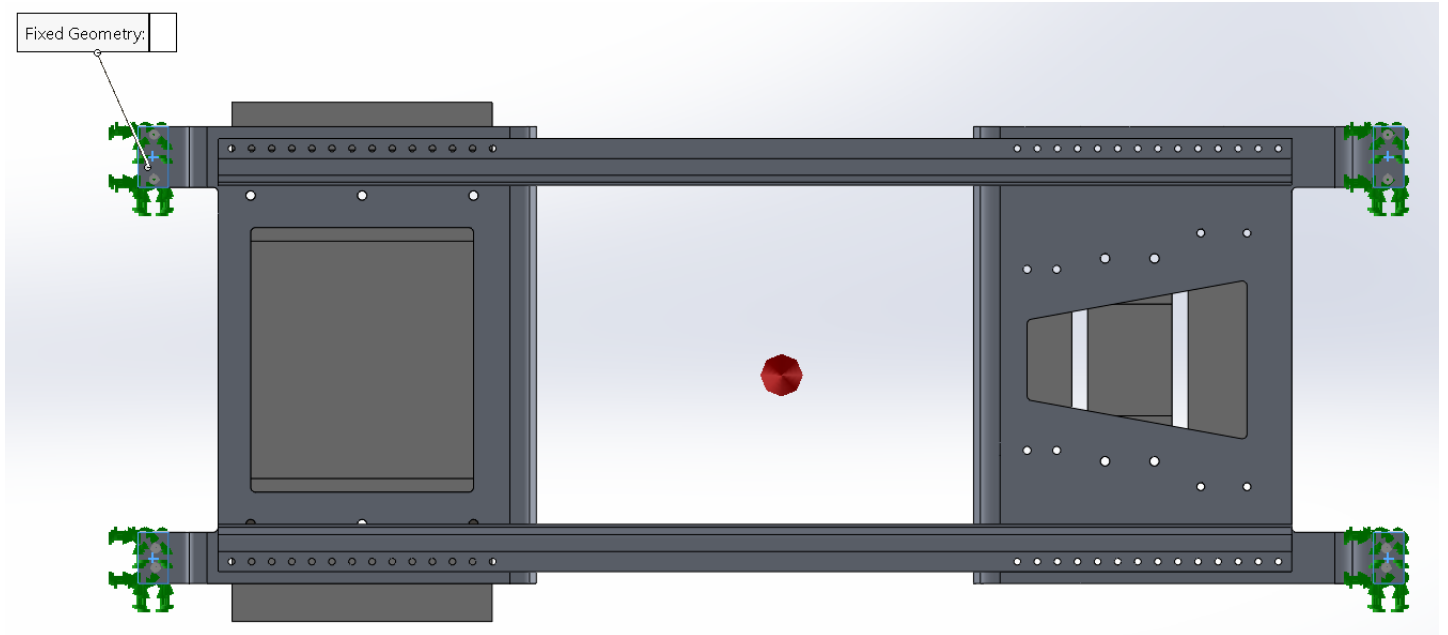
$$\frac{\partial \Pi}{\partial \Delta_x} = 0 = \frac{2}{2}k\Delta_x - F_x \quad (2)$$

Kaavassa 1 ja 2 k tarkoittaa jousivoimaa, Δ_x tarkoittaa pisteen siirtymää ja F_x pisteeseen vaikuttavaa voimaa. [18, s. 46]

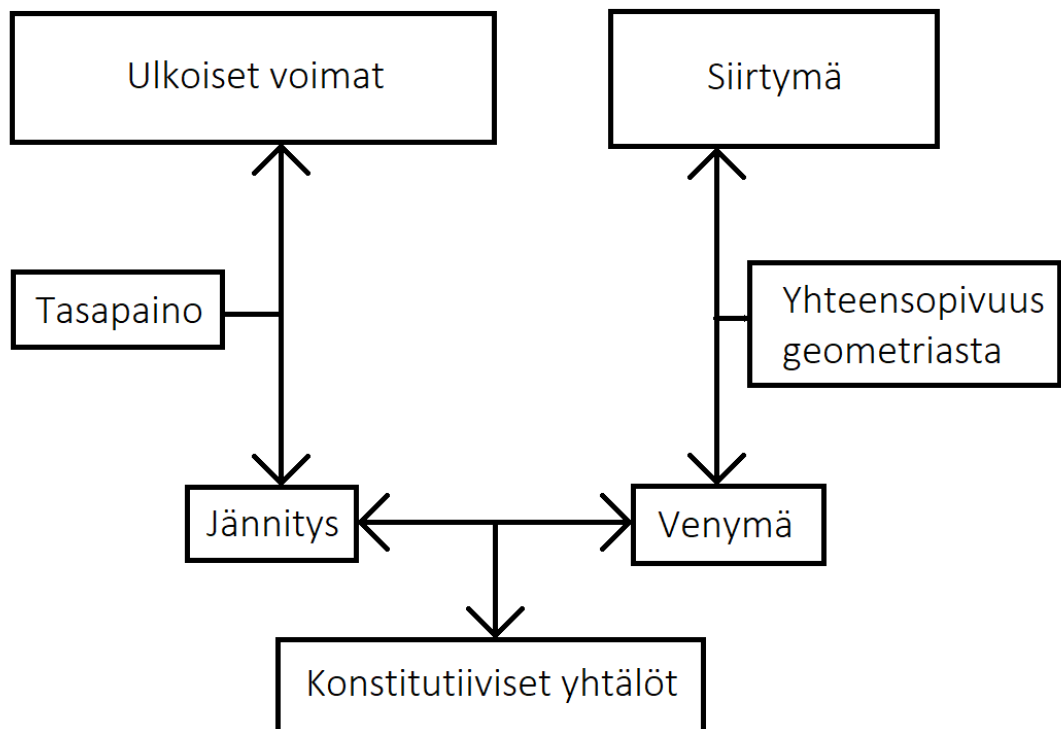
FEM laskentaohjelmassa käytetty elementtityyppi oli tetraedrisiä 3D elementtejä, joissa on neljä solmupistettä ja kuusi suoraa.

FEM laskennassa on tärkeää huolehtia riittävän tiheästä elementtikoosta [18, s. 84].

Laskennassa reunaehdoiksi päätettiin, että korvakkeiden kiinnityspisteissä siirtymä ja kiertymä on nolla. Tähän päädyttiin siksi, että tämä vastaa parhaiten todellista tilannetta. Solidworksin FEM laskentaohjelmassa oli vaihtoehtona muuttaa painovoiman arvoa. Tätä arvoa muutettiin taulukon 7. mukaisten kuormitusmonikertojen mukaan aina sen mukaan mitä ehtoa tarkasteltiin.



Kuva 11. Korvakkeet, jossa siirtymä ja kiertymä ovat nolla, on kuvattu vihreillä nuollilla. Punainen alaspäin osoittava nuoli kuvaa painopisteen paikkaa.



Kuva 12. Yleinen rakenne kontinuumi mekaniikalle. Otettu mallia [19, s. 3]

Taulukko 7. Rakenteen mitoitus ehdot

Ehto	Selitys	Kuormitusmonikerta (Taulukko 5)
Staattinen		
1.	$F_{proof\ load}$ voima ei saa aiheuttaa pysyviä muodonmuutoksia rakenteeseen eli koko rakenteessa jännitys pitää olla alle materiaalin myötörajan	4.31 (pysty suunnassa)
2.	$F_{ultimate\ load}$ voima ei saa aiheuttaa rakenteen hajoamista, joten koko rakenteessa jännityksen pitää olla alle materiaalin murtorajan	5.17 (pysty suunnassa)
3.	$F_{negative}$ voima ei saa aiheuttaa pysyviä muodonmuutoksia rakenteeseen eli koko rakenteessa jännitys pitää olla alle materiaalin myötörajan.	-2.07 (pysty suunnassa)
4.	Käytön aikana ($F_{ultimate\ load}$) siirtymät ei saa olla niin suuria, että osuisi alapuolella oleviin laitteisiin. Sallitaan, 5 mm taipuma. Korokkeiden korkeus määräyty laipan mukaan.	5.17 (pysty suunnassa)
Elinkaari (Dynaaminen)		Suurin kuormitusmonikerta, 1.5 varmuuskertoimella
5.	Osan pitää kestää kuormitusmonikerta 3.75 kaikissa pääakseleissa 338 000 sykliä. Väsytymistestin aikana ei saa syntyä pysyvää muodonmuutosta.	3.75 (kaikissa pääakseleissa)

3.1 Avioniikkahyllyn rakennesuunnittelu

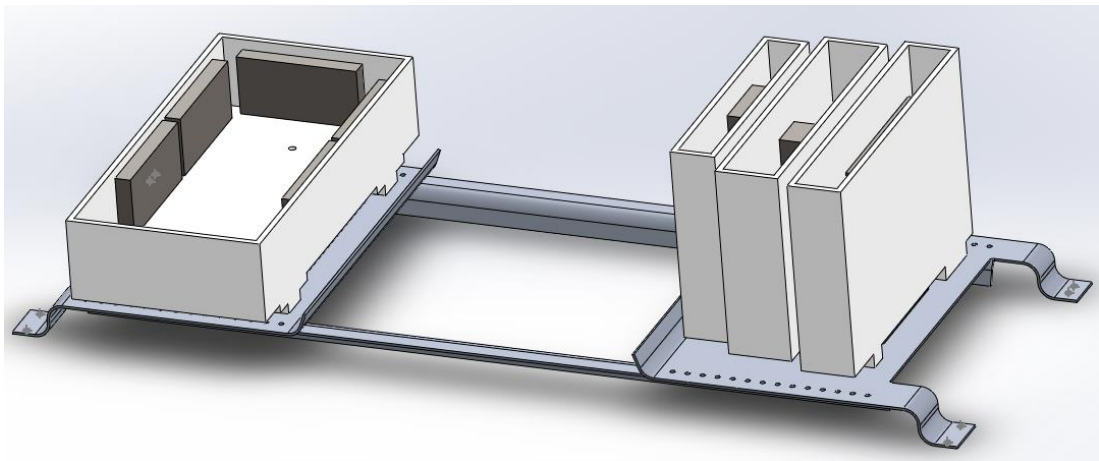
Osaa mallintaessa piti pitää mielessä aikaisemmin tässä työssä mainitut asiat. Aluksi oli ajatuksena valmistaa osa kahdeksasta eri osasta, mutta kuitenkin nopeasti tätä arvioitaessa tuli todettua, ettei siinä ole mitään järkeä. Liitokset tuovat aina rakenteellisen epäjatkuvuuskohdan, sekä lisäpainoa.

Ajatuksena oli myös aluksi tehdä yksi iso taso, jossa kaikki osat olisivat. Tähänkään ei kuitenkaan loppuen lopuksi päädytty ylimääräisen painon takia.

Lopullisessa osassa on kaksi vahvikepalkkia, mutta SolidWorksissa tuli mallinnettua myös yhdellä vahvikepalkilla oleva hylly. Tämän toiminnallisuus kiertojäykkyydessä aiheutti epäilyksiä, joten tästä vaihtoehdosta luovuttiin.

Ajatuksena myös kävi se, että käytettäisiin vain kolmea tukipistettä. Tämä kuitenkin olisi vaatinut tarkemman tarkastelun korvakkeisiin kohdistuvista voimista.

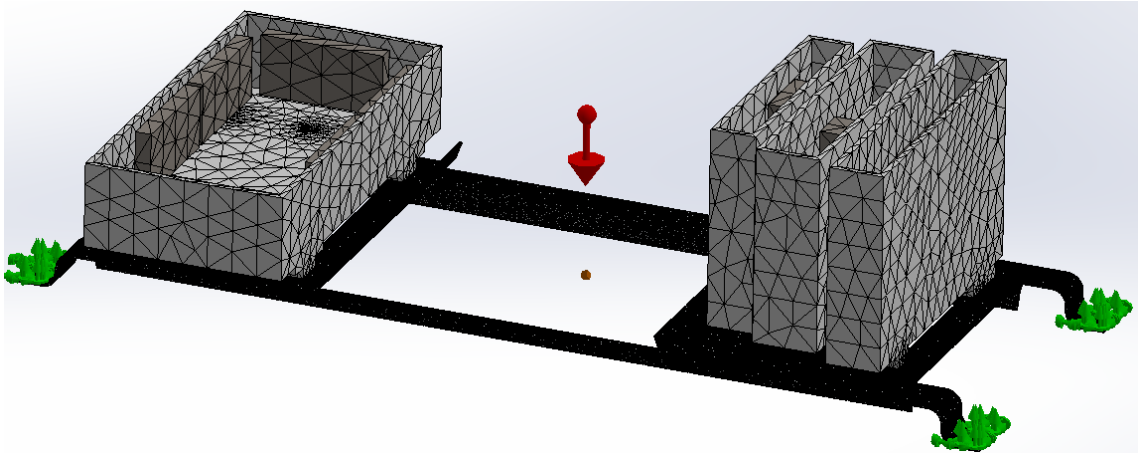
Lopulta päädyttiin konseptiin, joka koostuu neljästä osasta: vasentaso, oikeataso, etuvahvike ja takavahvike (kts. kuva 13.). Muuttuvina suureina oli vahvikkeen kulma sekä vahvikkeen korkeus. Kuitenkin osaa mallintaessa olin liian optimistinen sen suhteen, kuinka tarkasti kulmia ja mittoja pystyi valmistamaan. Tämän takia osasta loppuen lopuksi tuli ylimitoitettu ainakin FEM laskentaohjelman perusteella. Tästä lisää kappaleessa 4.



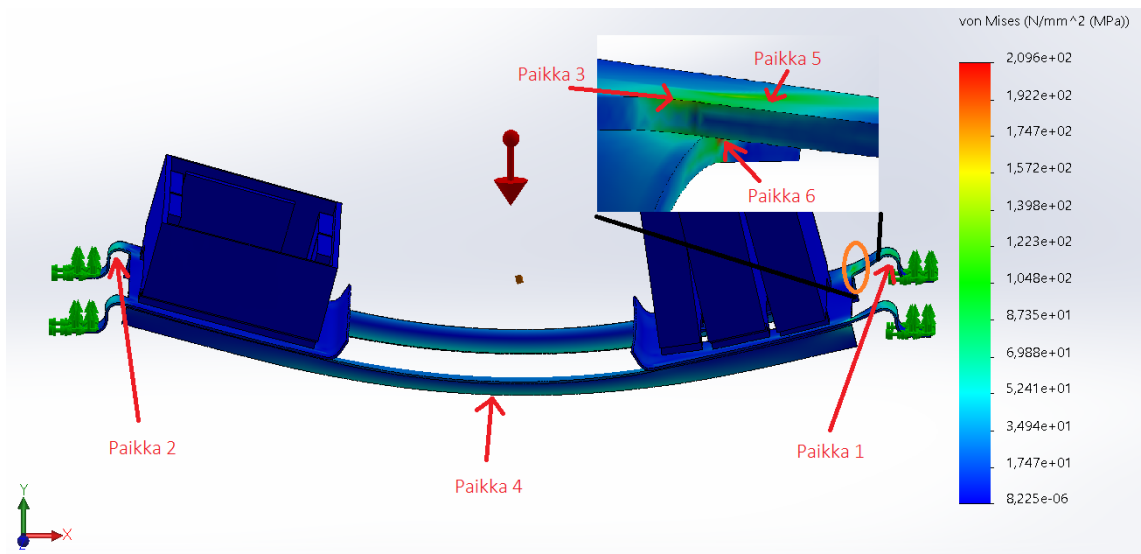
Kuva 13. Lopullinen hylly, johon asetettu avioniikkalaitteet kuvattu edestäpäin SolidWorksissa

3.2 Staattinen FEM-laskenta

Riittävä elementtien määrä selvitettiin kasvattamalla elementtien määrää, kunnes tulokset eivät enää muuttuneet merkittävästi. Elementtien kokonaismääräksi tuli 1 044 622.



Kuva 14. Käytetty elementti rakenne



Kuva 15. Taipuma kuormitusmonikerralla 5.17. Paikat 1–6 on merkattu kuvaan.

Laskenta suoritettiin kaikille taulukon 7. ehdoille 1–4 ja tulokset on esitetty taulukossa 8. Paikat 1–6 valikoituivat siksi, koska ne osoittautuivat rakennetta tutkiessa kaikkein kriittisimmiksi.

Rakenteen kriittisimmiksi paikoiksi on selvitetty:

Paikka 1: Oikealla takana olevassa S mutkan ylemmässä pyörityksessä

Paikka 2: Vasemmalla takana olevassa S mutkan ylemmässä pyörityksessä

Paikka 3: Oikeanpuoleisessa tasossa takana olevassa pyörityksessä.

Paikka 4: Etuvahvikkeen alareuna.

Paikka 5: Oikeassa tason takaosassa vahvikkeen ja tason ”leikkauksen” kohdassa

(Paikka 6): Oikeassa reunassa takana vahvikkeen ja tason kohdassa, jossa vahvike lähtee taipumaan pois tasosta.

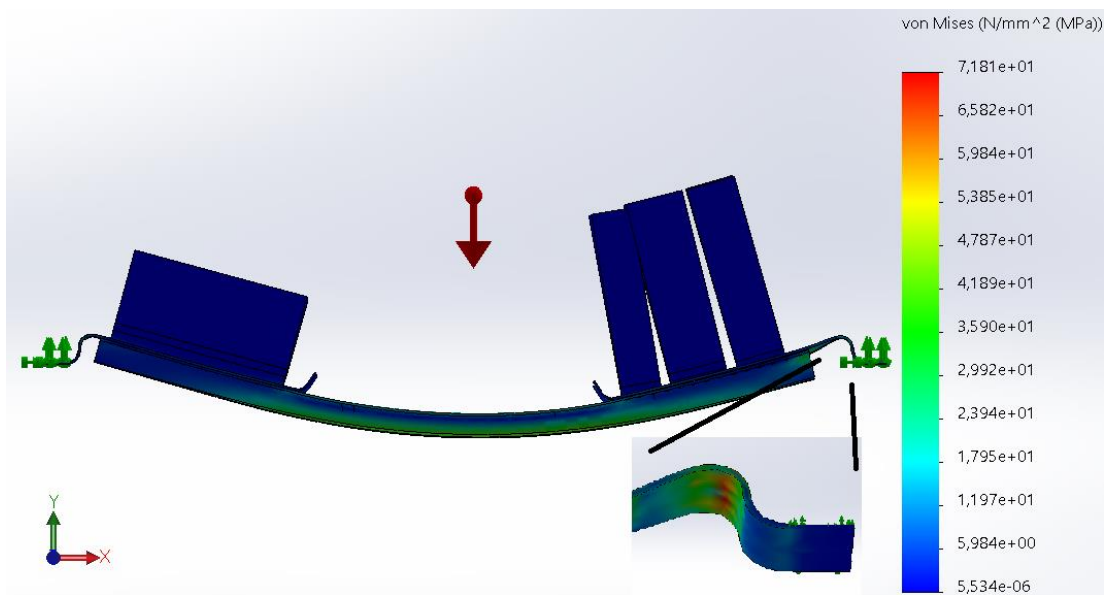
Taulukko 8. FEM laskennan tulokset

Elementtien määrä	Paikka	Jännitys (MPa)			Siirtymä	Varmuuskerroin
		Ehto 1 (4.31G, 503 MPa)	Ehto 2 (5.17G, 572 MPa)	Ehto 3 (-2.07G, 503 MPa)	Ehto 4 (5.17G, 5 mm)	
1 044 622	1.	78.7	93.0	36.9	Ok	Ehto 1: 2.8
	2.	62.1	74.5	30.4	3.8	Ehto 2: 2.7
	3.	95.8	103.1	44.0		Ehto 3: 6.3
	4.	48.4	56.9	22.4		Ehto 4: 1.3
	5.	97.0	131.0	49.9		
	(6.)	173.8	209.6	80.0		

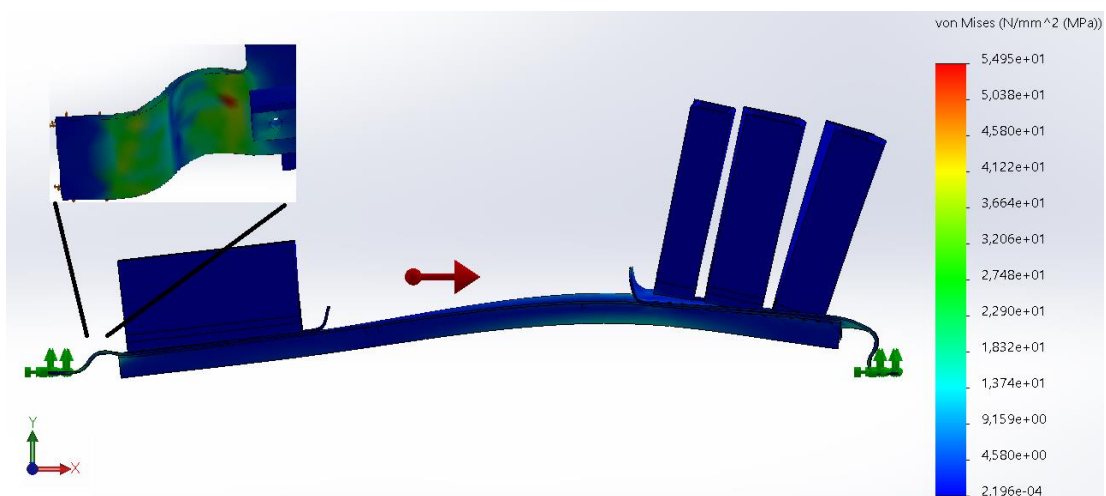
Taulukon 8. ja kuvan 15. perusteella voidaan todeta suurimman jännityskeskittymän olevan paikassa 6. Rakenne hajoaa tuloksien perusteella todennäköisesti leikkaantumalla kohdasta, joka on kuvassa 15. merkattu oranssilla soikiolla. Näiden tuloksien nojalla vahviketta olisi kannattanut jatkaa pidemmälle s-mutkaa kohti. Varmuuskerroin on kuitenkin jokaisella ehdolla >1. Kuten alussa mainittiin, oli vahvikkeiden korkeus ja kulma muuttuvana tekijänä. Kuitenkin kävi niin, että laskentaohjelman perusteella ei vahvikkeelle olisi tarvittu ollenkaan suoraa pintaa. Tämä ei kuitenkaan valmistusteknisistä syistä ollut mahdollista ja vahvikkeelle piti antaa symmetrisesti saman verran tasaista pintaa kummallekin puolelle kulmaa.

3.3 Avioniikkahylllyn väsymistarkastelu staattisilla kuormilla

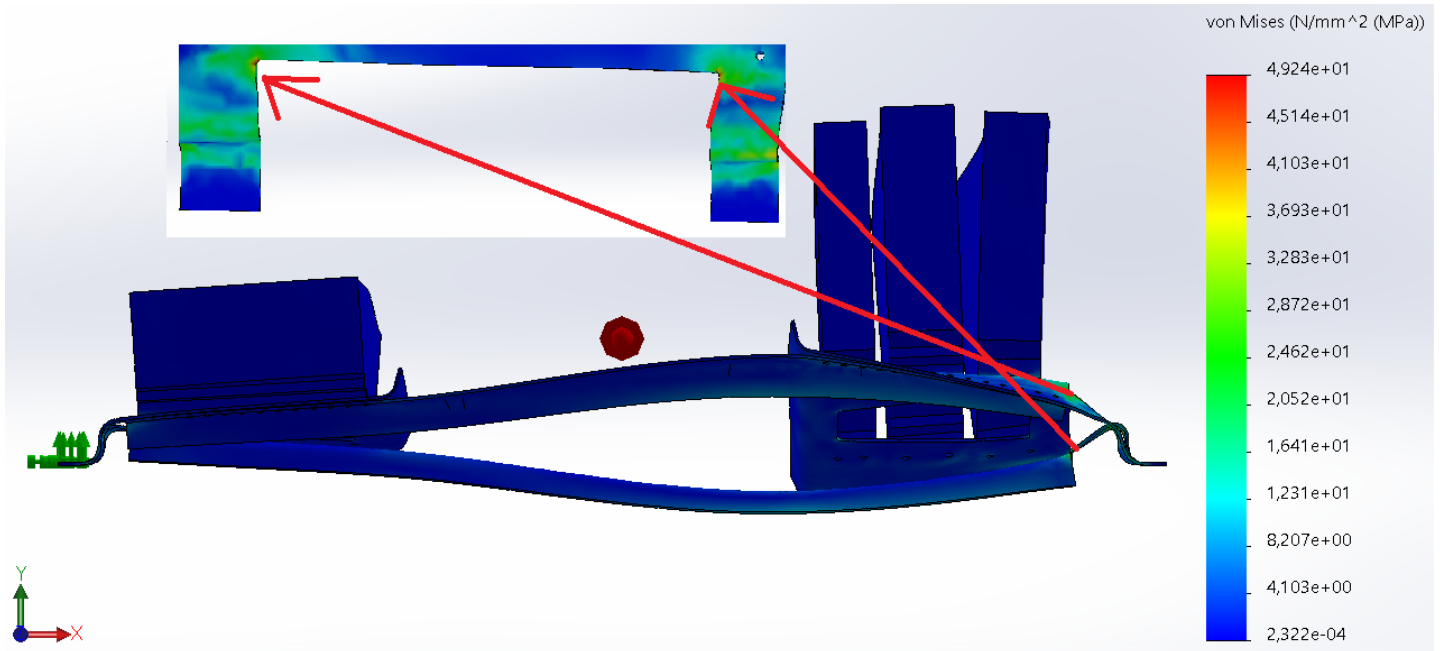
Arvioidessa elinkaarta FEM mallilla käytettiin samanlaisia elementtejä kuin staattisessa tarkastelussa. Dynaaminen laskenta on hyvin haastavaa ja FEM mallin tarkoituksena oli tarkistaa, että elinkaaritestin kuormitusmonikerrat eivät ylitä rakenteen myötörajaa. Todellisuudessa dynaamisessa tilanteessa jännityksen arvot kasvavat merkittävästi, kun kappale alkaa värähtelemään ominaisvärähtelytaajuudella. Nämä tullaan selvittämään väsymistestauksessa.



Kuva 16. Väsymistestaus suunnassa y. Maksimi jännitys oikea takakulma.



Kuva 17. Väsymistestaus suunnassa x. Maksimi jännitys vasen takakulma.



Kuva 18. Väsymistestaus suunnassa z

Kuvan 28. mukaan pyöristyksiin syntyy jännityskeskittymä. Tämä voitaisiin välttää kasvattamalla pyöristystä.

Nyt jokaisen pääakselin maksimijännityksen ja kuvan 19. SN -kuvaajan avulla voidaan laskea varmuuskertoimet jokaiselle tilanteelle. Jokaisessa akselissa syklien määrä on 338 000 ja tämän avulla voidaan SN -kuvaajasta lukea, että sallittu jännitys on 345MPa. Käytetään R arvona 0 sillä kuvan 10. tuloksista voidaan lukea, että pienin kuormitusmonikerta on keskimäärin nolla.

Taulukko 9. Pääakselien kuormitus suunnissa syntyvät jännitykset

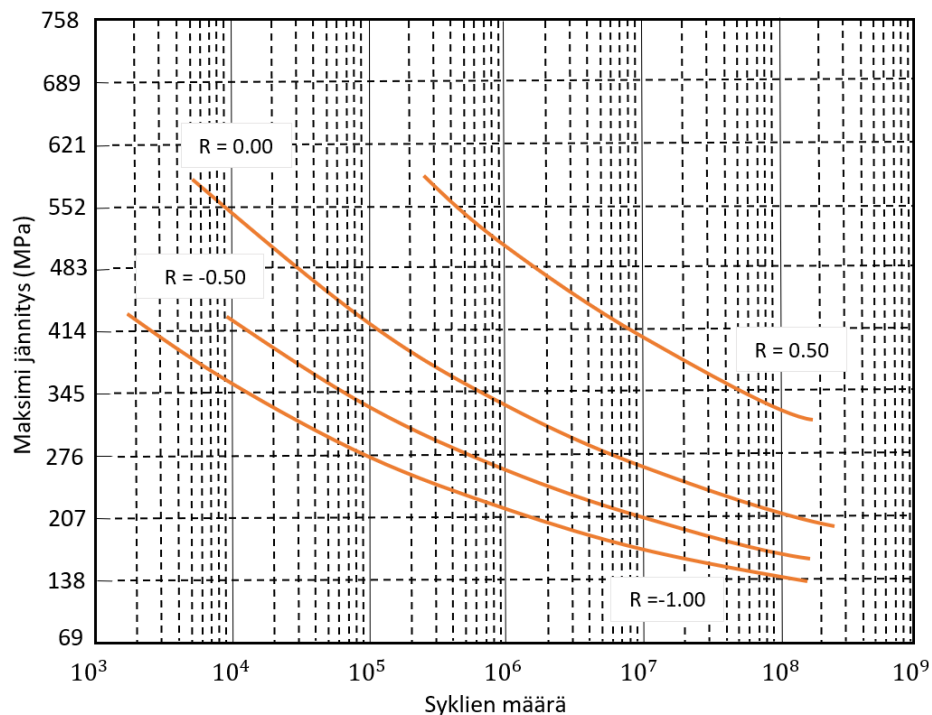
Akseli	Maksimijännitys (MPa)	Sallittu jännitys 4e5 syklille SN -kuvaajasta (MPa)	Varmuuskerroin
X	72	345	4.7
Y	55	345	6.2
Z	49	345	7.0

Väsymistä voidaan myös tarkastella väsymisasteen avulla. Kuitenkin tässä tilanteessa syntyvät jännitykset ovat niin pieniä, ettei SN -kuvaajan skaala riitä näiden jännityksien arviointiin. Jos käytetään alumiinille annettua "fatigue life" arvoa, joka on 159MPa ja 5e8 voidaan laskea, että rakenne väsyä vain 0.2 %.

Tämä "fatigue life" suure on testattu R arvolla -1. Tämä tarkoittaa sitä, että syklien määrä on määritelty tilanteessa, jossa jännityksen arvo vaihtelee saman suuruisen positiivisen ja negatiivisen arvon välillä. Valittu alumiini kestää siis syklejä $5e8$, jossa jännitys taivutuksessa vaihtelee välillä -159MPa arvoon 159MPa. [6, s. 15]

Todellisuudessa värinätestauksen aikana jännitys ei vaihtelee R arvolla -1. Kuvaan 10. on piirretty suorat, jotka kuvaavat tunnin herätteen (värinäpöydän) kiihtyvyyden keskiarvoa tunnin testin aikaan. Täten tätä tilannetta kuvaa paremmin R arvo 0.

Jos jännityksen maksimi arvo pidetään samana, amplitudi puolittuu, on R arvo -1 vaativampi tilanne kuin R arvo 0. Tässä tapauksessa, jos väsymisehto täytetään arvolla -1 täytyy se myös arvolla 0. Tämän seurauksena, jos väsymistä analysoidaan taulukossa 3. esitetyllä "fatigue life" arvolla, voidaan todeta, että tarkastelu tehdään turvallisella alueella. Tätä myös tukee kuvassa 19. esitetty SN -kuvaaja, jossa on ilmoitettu y-akselilla maksimi jännitys ja x-akselilla syklien määrä logaritmisesti. Tästä voidaan myös nähdä, että R arvolla 0 samalla syklimäärällä osa kestää suurempia jännityksiä kuin R arvolla -1. Tämän lisäksi taulukosta 9. voidaan huomata, ettei minkään akselin kuormitussuunnassa saavuteta "fatigue life" antamaa 159MPa jännitystä. Huomioitava asia on kuitenkin se, ettei väsyminen todellisuudessa tapahdu lineaarisesti.



Kuva 19. 7075-T6 alumiini sauvan väsyminen aksiaalisessa kuormituksessa 30Hz taajuudella. Otettu mallia [4, s.708]

Tässä ei kuitenkaan ole otettu kantaa jännityksiin, jotka tapahtuvat resonoinnin seurauksena johtuvasta muodonmuutoksesta. Resonointiin liittyvien vaatimusten täytyminen tullaan tarkastelemaan väsymistestauksessa standardin mukaan, joka löytyy RTCA DO 160 dokumentista.

3.4 Kiinnikepisteet ja pultti liitokset

Pulttiliitokseen valittiin **AN526-832R8 pultti, AN960C8 aluslevy ja AN365-832 mutteri**. Tähän päädyttiin sen takia, että näitä oli saatavilla. Mutterin halkaisija ja pituus sopivat avioniikkahyllyn kiinnitykseen lentokoneessa oleviin korvakkeisiin.

Taulukko 10. Käytetyn pultin ominaisuuksia

AN526-832R8 [20]	
f_y	413.69MPa
D	4.17 mm
d	3.49 mm
A	9.53 mm ²
Kiristys momentti	1.0Nm

Pulttiliitoksia tarkastelin niin, että pultti leikkaantuu tai alumiini myötää pultin ympäriltä. Tämä testattiin vetokokeella. Vetokoetta varten laskettiin F_u voimat pultin leikkaantumiseen, sekä alumiinin myötämiseen.

Taulukon 10. avulla voidaan laskea pultille leikkaantuminen

$$F_{u\text{ pultti}} = f_y * A \quad (3)$$

Kaavan 3. ja taulukon 9. mukaisten arvojen mukaan pultti leikkaantuu voimalla 3944.5 N.

7075-T6 mukaiselle alumiinille on suoritettu testejä, jossa alumiinin myötämistä on arvioitu. Myötämisen (bearing stress) arvoa käytetään mekaanisten liitosten analysoinnissa. Arvo, jolla reikä alkaa myötämään saadaan jakamalla voima, joka kohdistetaan kappaleeseen jakamalla se myötämisen pinta-alalla. Tämä pinta-ala lasketaan reiän halkaisija kerrottuna levyn paksuus. Merkinnät, joita tässä määrittelyssä on käytetty ovat t = levyn paksuus, D = pultin halkaisija ja e = reunan etäisyys reunasta johon voima kohdistuu. [4, s. 24]

ASTM E 238 standardilla testataan alumiinissa olevan reiän myötämistä. Standardin tarkoituksena on asettaa ehdot sen mukaan, että testissä testataan alumiinin myötämistä, eikä reikään laitettavan tapin kestävyyttä. Standardissa vaaditaan, että tappi joka reikään asetetaan on 0.0254 mm tarkkuudella reiän kokoinen. Jos tapin halkaisija on pienempi kuin sallittu, laskee testissä saatavien tuloksien arvot. Standardi on vaatinut testissä ko-
vetettuja tappeja. [4, s. 24]

Standardin mukaan voidaan arvioida alumiinin myötämistä. Tilanteelle, jossa $e/d = 1.5$ ja alumiinilevyn paksuus on $t = 2.031$ mm on F_{bru} arvoksi sanottu 834MPa. [4, s. 673]. Täten voima, jolla alumiini myötää saadaan laskettua kaavalla 4.

$$F_u \text{ alumiini} = F_{bru} * t * D \quad (4)$$

Kaavan 4 mukaan alumiini murtuu, kun pulttiin kohdistuu 7046 N voima.

Samanlaisessa testissä alumiinin F_{bry} arvoksi on annettu 703MPa [4, s. 673].

$$F_y \text{ alumiini} = F_{bry} * t * D \quad (5)$$

Kaavan 5 mukaan alumiini alkaa myötämään pulttiliitoksessa, kun siihen kohdistuu 5953.90 N voima.

Edellä esitettyjen kaavojen avulla voidaan arvioida, että liitoksen rajoittavatekijä on pultin leikkaantuminen. Alumiiniin ei pitäisi syntyä pysyvää muodonmuutosta. Todellisuudessa pulttiliitos toimii oikein, kun kappaleiden välillä oleva kitka kantaa siihen kohdistuvan voiman. Tämä voima tullaankin selvittämään vetokokeella.



Kuva 20. Vetokoepalat

Kuvassa 20. vetokoekappale 1 on edessä olevien kiinnikkeiden mukainen. Vetokoekappale 2. on takana olevien kiinnikkeiden mukainen ja 3-5 on $e/D=1.5$ ehdon täyttäviä liitoksia.

Taulukko 11. Vetokoetulokset

Testikappale	F_y (kN)	F_u (kN)	Failure Mode
1.	0.80	8.44	Pultti leikkaantui
2.	0.65	8.52	Pultti leikkaantui
3.	0.30	4.37	Pultti leikkaantui
4.	0.38	4.16	Pultti leikkaantui
5.	0.42	4.14	Pultti leikkaantui

Vetokoetuloksista voidaan todeta, että kaikissa tilanteissa pultin leikkaantuminen oli heikoinlenkki. Oletetusti muodonmuutosta alkoi tapahtumaan liitoksen liukumalla. Vetokoekappaleet 3–5 vastasivat laskujen mukaista tilannetta. Näiden vetotuloksien F_u keskiarvo on 4.23kN, joka on 7 % suurempi arvo kuin pultille laskettu F_u voima. Tämä on täysin looginen tulos sillä kappaleiden kitka kantaa osan voimasta, jota ei otettu huomioon kaavassa 3.

Huomattavaa tuloksissa on myös se, että vetokoekappaleiden 1 ja 2 keskiarvo on noin kaksinkertainen vetokoekappaleiden 3–5 keskiarvoon. Tämän lisäksi vetokoekappaleen 1 F_y on suurempi kuin vetokoekappaleen 2 F_y . Tämä voi johtua siitä, että momentti, jolla mutterit on kiristetty voi olla hieman eri.

Taulukosta 10. ja 3. voidaan huomata, että alumiini on kestävämpi materiaalia kuin pultin materiaali. Tämän lisäksi poikkipinta-ala pultilla on pienempi kuin aluslevyn ja pultin laipan pinta-ala, jotka osuvat alumiiniin. Tämän seurauksena jokaisella pääakselin kuormitussuunnalla heikoinlenkki on pultin leikkaantuminen.

Koska ehdoissa 1–4 voiman suunta, on kohtisuoraan pultteja, käytetään kaavan 3 mukaan laskettua arvo. Tämä tehdään sen takia, koska tässä kuormitussuunnassa kiinnikkeiden välinen kitka ei kanna voimaa. Kaavoissa 6 ja 7 n_{pultti} on pulttien määrä, jolla osa kiinnittyy lentokoneeseen, m on avioniikkalaitteiden paino 8.771 kg, g on putoamis- kiihtyvyys, $n_4 = 4.31$ ja $n_5 = 5.17$.

Ehto 1

$$FOS_1 = \frac{F_u pultti * n_{pultti}}{n_4 * g * m} \quad (6)$$

Kaavalla saadaan ehdon 1 varmuuskertoimeksi 85.

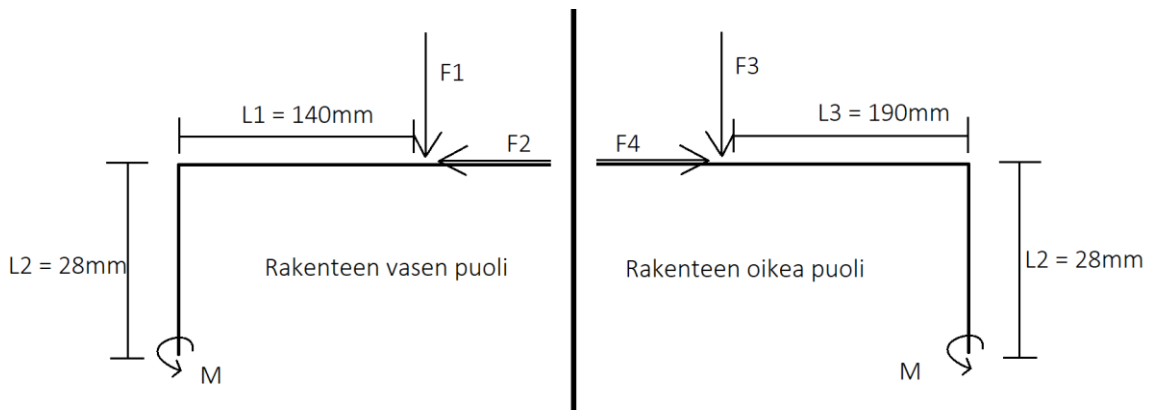
Ehto 2 ja 4

$$FOS_{2 ja 4} = \frac{F_u pultti * n_{pultti}}{n_5 * g * m} \quad (7)$$

Kaavalla saadaan ehdon 2 ja 4 varmuuskertoimeksi 70.

Kuormitusmonikerran arvot taulukosta 6.

Seuraavaksi lasketaan vahvikkeiden pulltiliitoksen FOS arvo annetuille ehtoille.



Kuva 21. Taka- ja etutukeen kohdistuva voima

Kuvan 21. avulla pystytään laskemaan voimat F_2 ja F_4 eri mitoitusehtojen mukaan.

L_1 ja L_3 mitat kuvaavat avioniikkalaitteiden paikkaa tasossa. Oletetaan että vasemmalla puolella olevan laitteen paino kohdistuu vain vasemmalle ja oikealla puolella olevat laitteet kohdistavat voimaa vain oikealle puolelle.

Vasemmalla puolella olevan laitteen paino on $m_1 = 4.076$ kg.

Ehto 1

$$F_2 = \frac{L_1 \cdot n_4 \cdot g \cdot m_1}{L_2} \quad (8)$$

Ehdon 1 mukaan palkkiin kohdistuu puristusta 861.7 N,

Ehto 2 ja 4

$$F_{22} = \frac{L_1 \cdot n_5 \cdot g \cdot m / 2}{L_2} = 1033.6 \text{ N} \quad (9)$$

Ehdon 2 ja 4 mukaan palkkiin kohdistuu puristusta 1033.6 N.

Koska vasemmalla puolella on edessä ja takana palkki, jaetaan kaavoilla 8 ja 9 saadut voimat kahdella niin saadaan yhteen palkkiin kohdistuma voima.

Täten ehdolla 1 yhteen palkkiin vasemmanpuoleiseen syntyy puristusta 430.8N ja ehdossa 2 ja 4: 516.8N.

Oikealla puolella laitteiden painot ovat $m_2 = 1.947$ kg $m_3 = 1.58$ kg ja $m_4 = 1.168$ kg

$$F_4 = \frac{L_3 \cdot n_4 \cdot g \cdot (m_2 + m_3 + m_4)}{L_2} \quad (10)$$

Oikealle puolelle kohdistuu ehdossa 1 mukaan 1347.0 N voima.

$$F_{44} = \frac{L_3 \cdot n_5 \cdot g \cdot (m_2 + m_3 + m_4)}{L_2} \quad (11)$$

Ehdon 2 ja 4 mukaan palkkiin kohdistuu 1615.8 N voima.

Jakautuu kahdelle palkille, joten puristusta ehdossa 1: oikealle puolelle 673.5N ja ehdossa 2 ja 4: 807.9N.

Kummassakin päässä puristusta $F_2/2 + F_4/2$ ja $F_{22}/2 + F_{44}/2$ joten yhteensä yhdessä palkissa on puristusta pahimmillaan ehdossa 1: $F_{1\text{palkki}} = 1104.3\text{N}$ ehdossa 2 ja 4: $F_{24\text{palkki}} = 1324.7\text{N}$, kun kuormitetaan y akselissa. Todellisuudessa kiinnikepisteet ei käänny vapaasti vaan ne vastustavat taivutusta, joka vähentää voimaa, joka aiheuttaa leikkausvoimaa pulttiliitokseen.

Yksi pulttiliitos, jonka $e/d=1.5$ $F_{y\text{pultti}}$ kesti keskimäärin 0.37kN, pultteja yhdessä palkissa on $n_{\text{pultit palkissa}} = 14$ ja suurin jännitys, joten FOS arvoksi saadaan

Ehto 1

$$FOS_{1\text{ vahvike}} = \frac{F_{y\text{pultti}} \cdot n_{\text{pultit palkissa}}}{F_{1\text{palkki}}} \quad (12)$$

Kaavalla 12 saadaan varmuuskertoimeksi 4.

Ja "Fu" on keskimäärin $e/D=1.5$ liitokselle $F_{u\text{pultti}} = 4.22\text{kN}$, joten varmuuskerroin

Ehto 2 ja 4

$$FOS_{2\text{ ja }4\text{ vahvike}} = \frac{F_{u\text{pultti}} \cdot 14}{F_{24\text{palkki}}} = 41 \quad (13)$$

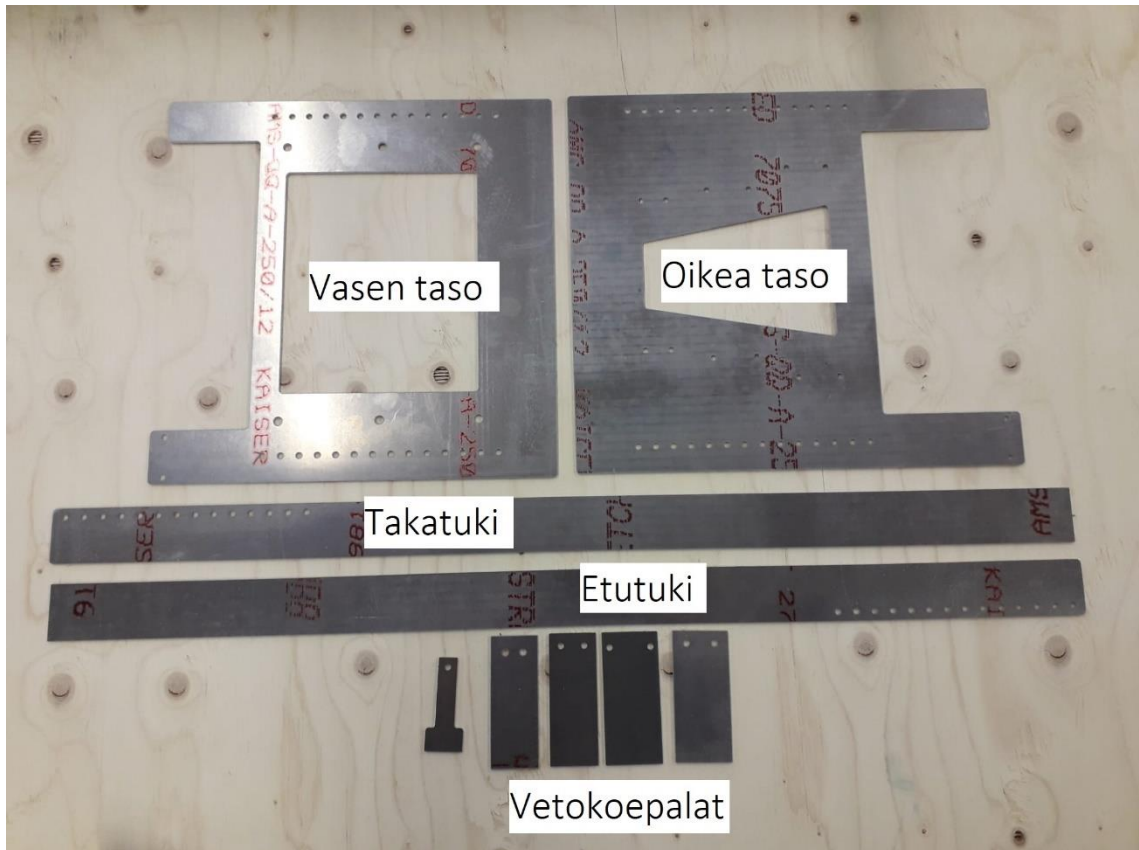
Kaavalla 13 varmuuskertoimeksi saadaan 41.

Taulukko 12. Varmuuskertoimet liitoksille

Liitos	Varmuuskertoimen
Kiinnitys lentokoneeseen ehto 1	85
Kiinnitys lentokoneeseen ehto 3	>85 (monikerta < ehdossa 1)
Kiinnitys lentokoneeseen ehto 2 ja 4	70
Vahvike ehto 1	4
Vahvike ehto 3	>4 (monikerta < ehdossa 1)
Vahvike ehto 2 ja 4	41

4. OSAN VALMISTUS

Osan valmistus aloitettiin leikkaamalla levystä oikeankokoiset osat vesileikkurilla. Syy miksi osaa ei voitu leikata laserilla oli se, että se lämmittää kappaletta liikaa ja aiheuttaa alumiiniin ominaisuuksiin leikkauskohdassa muutoksia. Levy leikattiin kuvan 22. mukaisiin osiin.

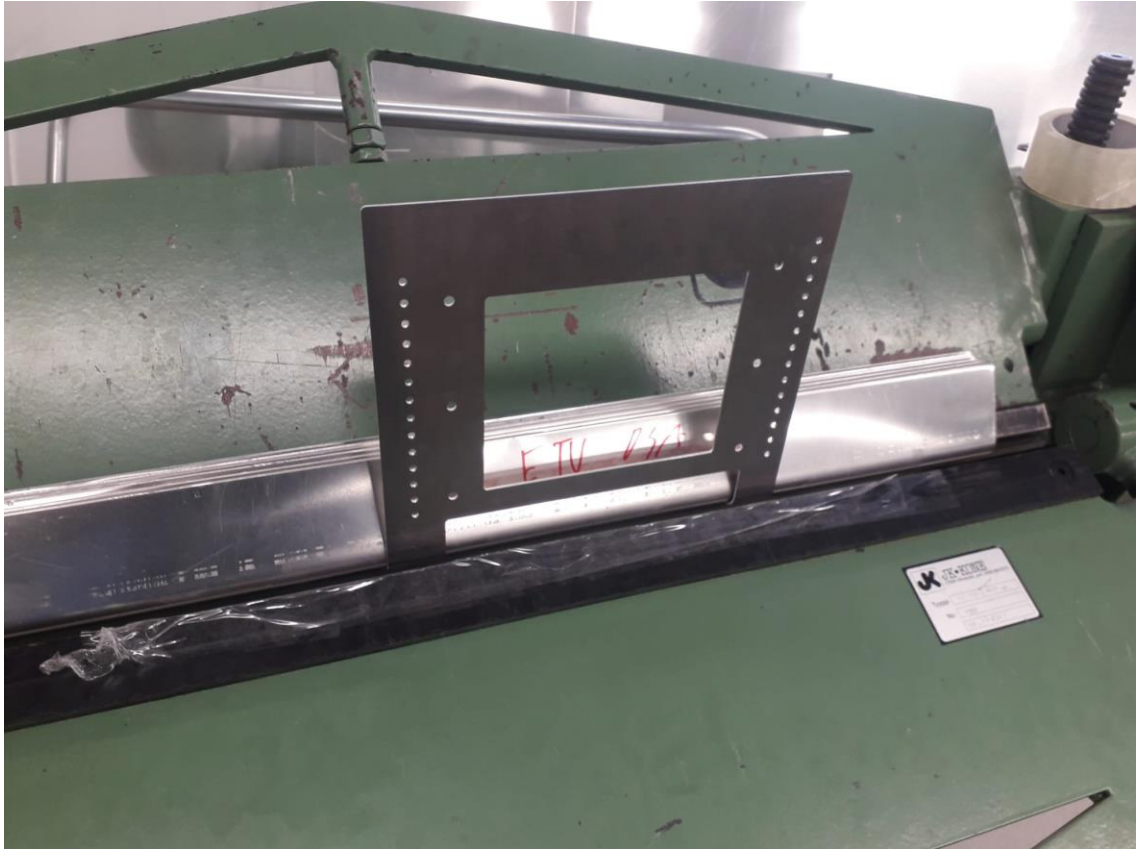


Kuva 22. Muototerässä leikatut osat

Kuvasta 22. voidaan huomata, että vahvikkeiden toisen reunan reiät ja kiinnikepisteiden takana olevat reiät jätettiin tarkoituksella tekemättä. Tämä tehtiin sen takia, koska kiinnikepisteiden tarkkoja mittoja ei ollut saatavilla. Reiät kohdistettiin, kasaamalla osa lentokoneeseen.

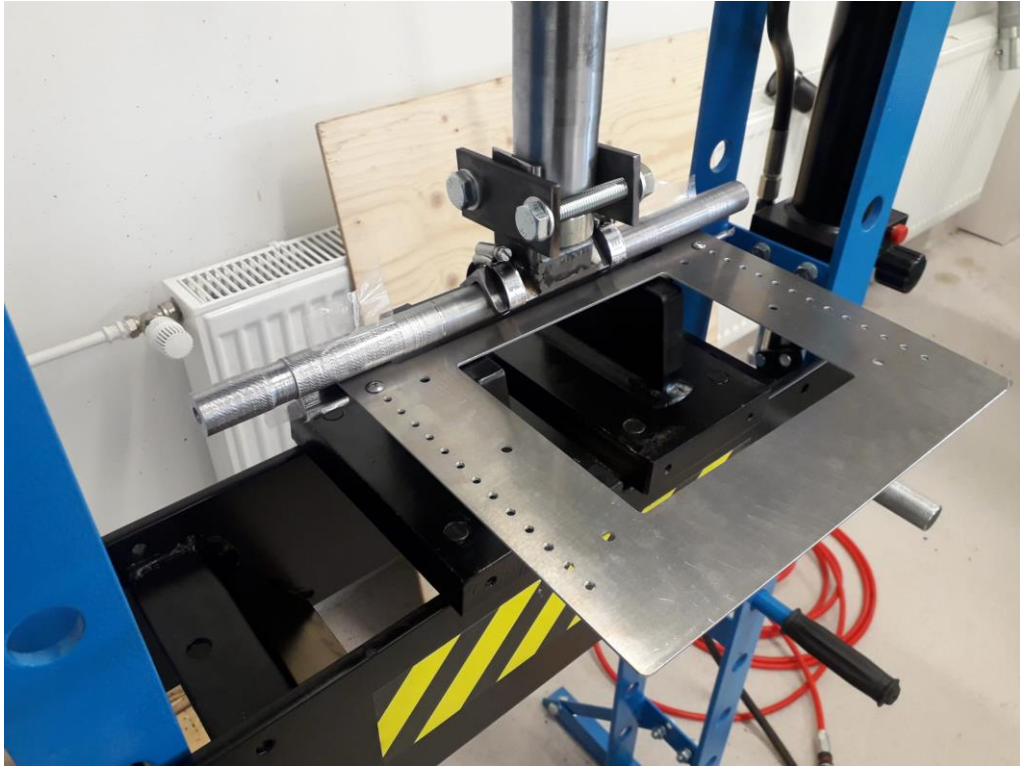
Tämän jälkeen reiät porattiin auki oikeaan mittaan, sillä reiät jätettiin tarkoituksella pienemmäksi kuin kuului. Osista kaikki reunat tylpistettiin.

Tämän jälkeen s-mutkat taivutettiin tasoihin kolmevaiheisella menetelmällä. Ensin kiinnikepiste taivutettiin särmäyskoneella kuvan 23. mukaan.



Kuva 23. Kulman taivutus

Tämän jälkeen toinen kulma esitaivutettiin hydraulisella prässillä ja sopivanlaisella puristus päällä. Tämä piti tehdä sen takia, koska särmäyskoneella ei ollut mahdollista aloittaa taivutusta niin lähelle taivutettua kulmaa kuin olisi ollut tarve. Kun kulma esitaivutettiin jätti se särmäyskoneelle tilaa, niin ettei särmäyskone ala taivuttaessa suoristamaan jo taivutettua mutkaa.



Kuva 24. Esitaivutus s-mutkaan



Kuva 25. Esitaivutettu vasentaso



Kuva 26. Osan taivutus loppuun särmäyskoneella

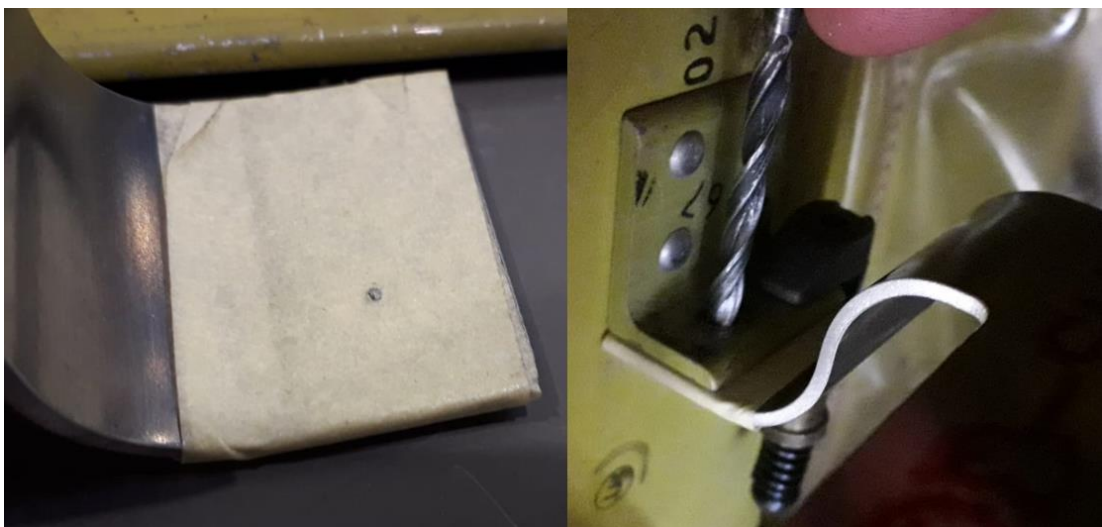
Kuvien 23.–26. suoritettiin kummallekin tasolle. Tämän jälkeen tasot sovitettiin paikoilleen vahvikkeiden kanssa, joita ei vielä ollut taivutettu. Kun osa saatiin kohdistettua oikein, irrotettiin osa koneesta niin, että toinen vahvike oli puristimilla kiinni tasossa. Nyt tason reikien avulla vahvikkeeseen porattiin kaikki reiät oikeisiin paikkoihin. Tämä tehtiin samalla tavalla toisellekin vahvikkeelle.

Tämän jälkeen taivutettiin edessä ja takana oleva vahvike. Alun alkaen ajatuksena oli taivuttaa vahvikkeet särmäyskoneella. Kuitenkin 7075-T6 alumiini osoittautui niin jäykäksi, ettei se ollut mitenkään mahdollista käytössä olleella käsikäyttöisellä särmäyskoneella. Tämän seurauksena vahvikkeet taivutettiin muotoon kulmaraudan, 11 mm säteisen tangon ja hydraulisen prässin avulla.



Kuva 27. Vahvikkeiden taivutus

Viimeisenä vaiheena tehtiin reiät, joilla osa kiinnittyy lentokoneeseen. Reiät kohdistettiin niin, että osaan ympärille laitettiin maalarinteippi ja sopivan kokoisella poranterällä painettiin merkki osaan.



Kuva 28. Takakiinnikepisteiden reikien kohdistaminen

Jos osia alun alkaen olisi ollut tarkoitus tehdä useampi, olisi särmäyskoneeseen kannattanut tehdä työväline, jolla saadaan varmistettua se, että ensimmäisestä kulmasta tulee aina samanlainen. Myös esitaivutusta varten hydrauliseen prässiin olisi pitänyt tehdä puristus pää johon osan voi laittaa vain oikealla tavalla. Nyt esitaivutuksessa piti mitata tarkasti, että osa tuli aseteltua juuri oikein.

Tämän lisäksi lentokoneessa olevien korvakkeiden paikat olisi pitänyt saada mitattua tarkasti. Tämän olisi voinut tehdä esimerkiksi leikkauttamalla kuvan 7. mittojen mukainen taso ja iteroimalla mittoja, kunnes reiät täsmäivät kiinnikepisteiden kanssa. Tarkkojen mittojen avulla olisi voinut tehdä ruuvipenkin, jonka avulla osat voisi kohdistaa toisiinsa.

Reikien kohdistus olisi pitänyt tehdä niin, että vahvikkeisiin olisi leikattu kaikki reiät valmiiksi vesileikkurilla. Syy miksi kaikki reiät olisi pitänyt leikkauttaa vahvikkeisiin eikä tasoihin on se, että vahvikkeet ovat kriittisempiä reunaehtoien täyttymisestä kuin tasot. Kumpaankin tasoon olisi tehty kaksi reikää, jotka ovat pienemmät kuin vahvikkeisiin tehdyt reiät. Tasot ja vahvikkeet kasattaisiin ruuvipenkkiin. Nyt vahvikkeisiin tehtyjen reikien avulla saadaan tasojen reiät kohdistettua. Lopuksi tason pienemmät reiät porattaisiin oikeaan kokoon.

Vahvikkeiden taivutus olisi pitänyt saada tehtyä yhdellä kerralla koko matkalle. Tämä ei kuitenkaan ollut mahdollista saatavilla olevilla työvälineillä. Vahvikkeen taivutus 90 asteen kulmaan ei myöskään onnistunut sillä taivutuksen jälkeen osa palasi takaisin päin noin 20 astetta. Tätä taivutusta voisi parantaa niin, että osa taivutettaisiin U hahloa vasten ja niin, että se taivutettaisiin yhdellä kerralla kokomatkalta. Tässä taivutusmenetelmässä ongelmana oli myös se, että taivutussäde tulee aina keskelle, eli tasainen pinta on yhtä suuri kummallakin puolella taivutusta. Tämän takia vahvikkeista tuli ylivoimattomia. Tämä ongelma olisi mahdollisesti voitu ratkaista järeämmällä särmäyskoneella.

Nyt kun osa on valmistettu, voidaan testata, saadanko osa asennettua paikoilleen, jos se olisi niitattuna pysyvästi toisesta reunasta kiinni. Myös toisen materiaalin käyttö olisi voinut valmistusteknisistä syistä olla kannattavaa, sillä materiaalin työstö saatavilla olevilla laitteilla osoittautui haastavaksi.

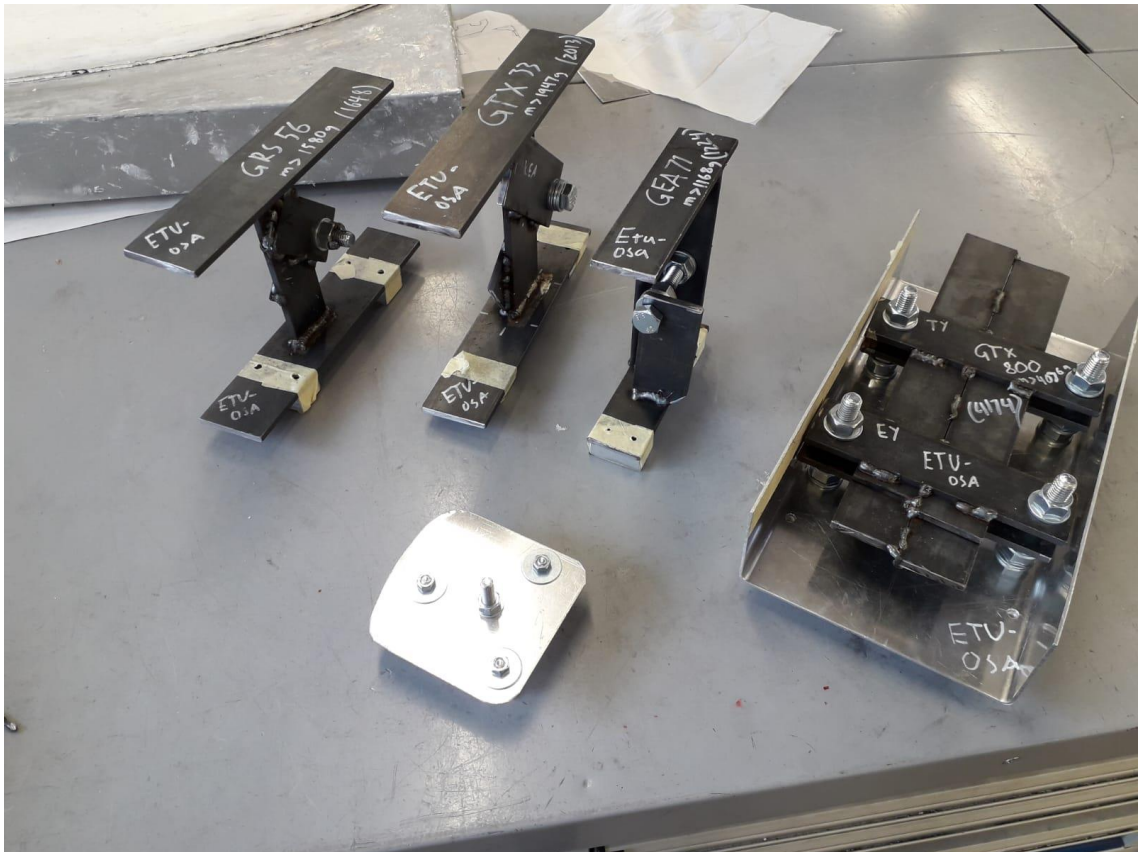
Kustannussyistä ja siksi, koska osaa oli tarkoitus tehdä vain yksi ei edellä esitetyn mukaisia testijigejä tehty. Myös osa valmistusteknisistä ratkaisuista ilmeni vasta kun osaa oltiin alettu jo tekemään.

5. TESTAUS

Testaus on elintärkeää, sillä tämän avulla varmistetaan miten laskentatulokset vertautuvat testeihin. Staattiset ehdot on helppo testata, koska tämä vaatii vain painoja, jotka asetetaan oikealle paikalle. Tässä tilanteessa staattiset kuormat johtuvat kiihtyvyydestä, joten painojen asettaminen ei täydellisesti kuvaa todellista tilannetta. Kappaleen omasta painosta johtuvaa kuormitusta ei tule mukaan, kun painoiksi laitetaan vain komponenttien painon monikertoja. Tätä voitaisiin huomioida, sillä että kappaleen painojakauma selvitetäisiin ja tämän mukaan asetettaisiin lisäpainoja kappaleen päälle. Tämä tekisi testistä selkeästi haastavamman suorittaa.

Vaikeampi asia testata on väsyminen. Lentokoneen elinkaari kestää vuosikymmeniä ja osa pitäisi pystyä testaamaan niin, että tämä voidaan todistaa nopeammin. Tätä varten on luotu standardeja, jotka on todistettu vastaamaan tiettyjä tilanteita väsymisessä. Yksi tapa olisi ollut luoda Navajolle elinkaaritutkimus, jossa olisi määritelty millaisessa käytössä ja millaista elinkaarta sille odotetaan. Tämän avulla olisi laskettu miten osa kuuluu mitoittaa ja olisi suoritettu tätä vastaava väsymistesti. Elinkaariselvitys ja tälle väsymistestin määrittely olisivat kumpikin jo itsessään olleet diplomityön laajuisia, joten tässä tilanteessa käytettiin jo olemassa olevaa standardia.

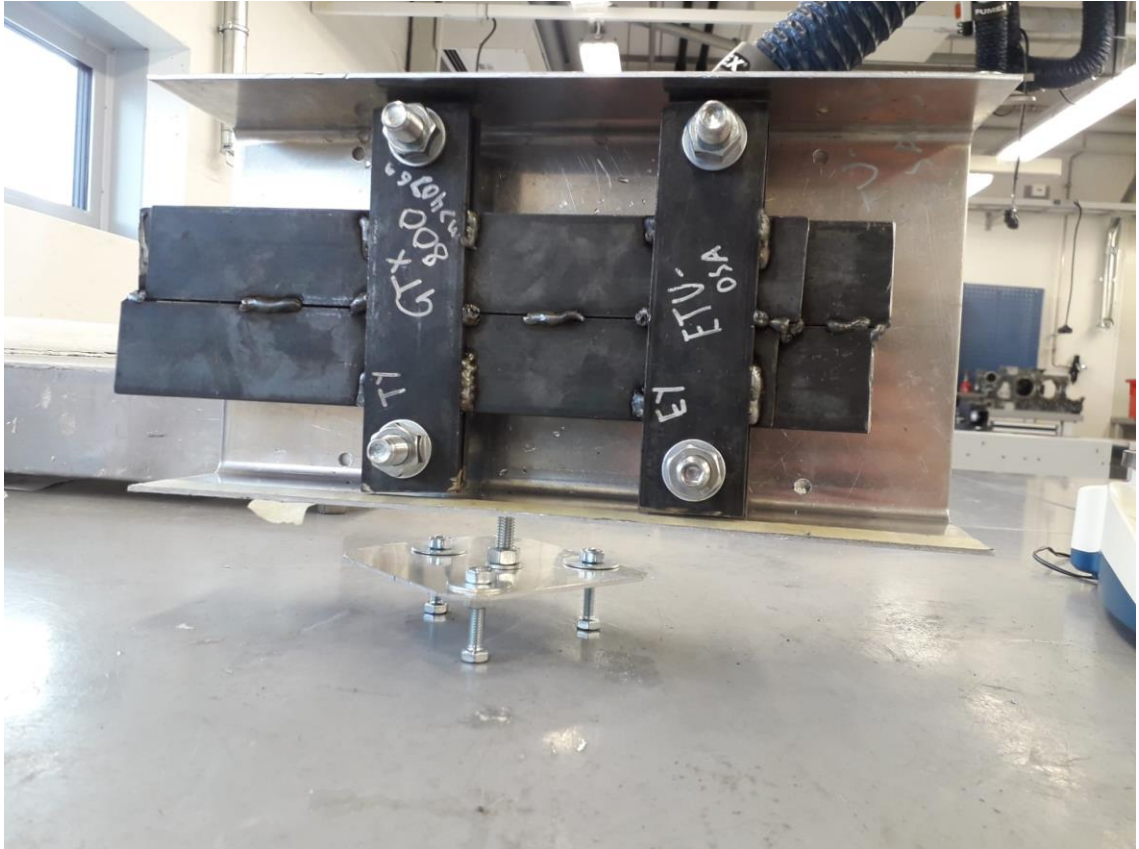
Testauksia varten ei voitu käyttää oikeita laitteita, vaan tätä varten piti tehdä oikeita laitteita vastaavat painot. Etenkin laitteissa GEA 71, GSR 56 ja GTX 33 painopisteen vaikutus on merkittävä niiden korkeuden takia. Korkeus vaikuttaa erityisesti elinkaaritestauksessa tilanteessa, jossa orientaatio on eri kuin asennusasento.



Kuva 29. Väsymistestiä varten tehdyt pelkistetyt laitteet sekä tasapainotuslaite

Laitteiden painopisteen tarkastelua voitaisiin tehdä esimerkiksi: kolmella vaa'alla, terävää kulmaa vasten liu'uttamalla ja merkkäämällä linja, jossa osa kellahtaa reunan yli tai sopivan kokoisen pultin päällä tasapainottamalla.

Vaakamenetelmä olisi ollut tarkin, mutta olisi vaatinut eniten työtä. Kulmaa vasten liu'uttaminen olisi ollut yksinkertainen, mutta se olisi vaatinut painoilta sen, että siinä on vähintään kaksi tasoa, joihin olisi voinut tussilla piirtää viivoja joka suunnassa. Kolmas menetelmä pultin päällä tasapainottamisesta oli yksinkertaisin ja riittävän tarkka tässä tapauksessa. Tasapainotuksessa käytettiin M8 pulttia, jonka tasainen osa on halkaisijaltaan noin 5 mm, joten tehdyissä painoissa painopiste sijaitsee alle 2.5 mm päässä tarkkaa painopisteen paikka, joka on katsottu avioniikkalaitteiden asennus manuaaleista.



Kuva 30. GTS 800 tasapainotus pystysuuntaisessa tasossa

5.1 Staattinen testaus

Staattinen testaus suoritettiin venymäliuskojen avulla. Testauksessa käytetään tiedonkeruuseen NI-USB 6009 tiedonkeruukorttia ja tulokset analysoidaan Labview ohjelmalla. Mittaus perustuu Wheatstone siltaan. Mittaaminen perustuu siihen, että jännityksen arvo muuttuu, kun siltaan yhdistetyn venymäliuskan resistanssi muuttuu. Resistanssi muuttuu venymäliuskassa, kun se venyy. Venymäliuskan venymä saadaan laskettua kaavalla 14.

$$\varepsilon = \frac{4 \cdot \Delta V_0}{V_S \cdot GF} \quad (14)$$

Kaavassa 14 ΔV_0 mittauksessa saadun jännitteen muutos, V_S on herätejännite 5V ja GF on venymäliuskalle annettu luiskavakio 2.11. Taulukossa 13. esitetyt jännityksen muutokset on laskettu viiden mittauksen keskiarvosta.

Taulukko 13. *Venymäliuskatestin jännitteen muutos (mitattu SEM1600 ohjelmalla)*

	Jännitteen muutos ΔV_0 (mV)	
	Ehto 1 (4.31G, 503MPa)	Ehto 2 (5.17G, 572Mpa)
Paikka 1.	$ 9.515 - 12.872 = 3.357$	$ 8.954 - 12.872 = 3.918$
Paikka 2.	$ 6.520 - 9.023 = 2.503$	$ 5.913 - 9.023 = 3.110$
Paikka 3.	$ 6.386 - 7.986 = 1.600$	$ 6.220 - 7.986 = 1.766$
Paikka 4.	$ 12.518 - 11.118 = 1.400$	$ 12.712 - 11.118 = 1.594$
Paikka 5.	$ 7.625 - 10.820 = 3.195$	$ 6.877 - 10.820 = 3.943$

Taulukko 14. *Staattisen testauksen venymä arvot taulukon 13 ja kaavan 14 avulla*

	Venymä ε	
	Ehto 1 (4.31G, 503MPa)	Ehto 2 (5.17G, 572Mpa)
Paikka 1.	0.001273	0.001485
Paikka 2.	0.000949	0.001791
Paikka 3.	0.000607	0.000670
Paikka 4.	0.000531	0.000604
Paikka 5.	0.001223	0.001509

Nyt taulukon 14. venymien ja alumiinin kimmomoduuli (kts. taulukko 3) avulla voidaan laskea jännitys kaavan 15 mukaan.

$$\sigma = \varepsilon E \quad (15)$$

Taulukko 15. *Jännityksen arvot staattisessa testauksessa*

	Jännitys	
	Ehto 1 (4.31G, 503MPa)	Ehto 2 (5.17G, 572Mpa)
Paikka 1.	90.37	105.47MPa
Paikka 2.	67.38MPa	83.72MPa
Paikka 3.	43.07MPa	47.54MPa
Paikka 4.	37.69MPa	42.91MPa
Paikka 5.	86.83MPa	107.16MPa

Taulukko 16. *Venymäliuska tuloksien ja FEM laskennan tuloksien vertailu. Jännitykset taulukoista 15 ja 8.*

	Venymäliuskan jännitys FEM laskennan jännitys	
	Ehto 1 (4.31G, 503MPa)	Ehto 2 (5.17G, 572Mpa)
Paikka 1.	1.15	1.13
Paikka 2.	1.09	1.12
Paikka 3.	0.45	0.46
Paikka 4.	0.78	0.75
Paikka 5.	0.90	0.82

Ehto 1

Paikoissa 1 ja 2 jännityksen tulokset ovat hyvin lähellä FEM laskennan tuloksia. Tämä selittyy sillä, että mittauspiste on hyvin yksiselitteinen ja siinä venymäliuska saatiin selkeästi asennettua voiman suuntaisesti. Paikan neljä venymäliuska tulos on 78 % FEM laskennan tuloksista. Paikka 3 venymäliuskatulos on vain 45 % FEM laskennan tuloksista. Tämä selittyy sillä, ettei venymäliuskaa voida asettaa niin tarkasti ja pienelle alueelle kuin FEM laskennassa. Tämän lisäksi voiman suunta ei ole pyörityksessä selkeästi yhdensuuntainen venymäliuskan kanssa. Paikan 5 venymäliuskatulos on 90 % FEM laskennan tuloksista. Kuormituksen aikana rakenteeseen ei syntynyt pysyviä muodonmuutoksia ja pienin varmuuskerroin venymäliuskojen tuloksissa syntyy paikassa 1 joka on **5.5**. Täten voidaan todeta rakenteen täyttävän ehdon 1.

Ehto 2

Tämän kuormitustilanteen arvot käyttäytyvät samalla tavalla suhteessa FEM laskentaan kuin ehdon 1 tilanne. Mikään venymäliuskan jännitys ei mene myötörajan jännityksen yli. Pienin varmuuskerroin venymäliuskan tuloksista syntyy paikassa 5 joka on **5.3**.

Ehdon 1 ja 2 tuloksien tarkkuuteen on myös vaikuttanut painojen tarkkuus ja aseointi. Tuloksia voitaisiin vielä tarkentaa niin, että mittaus suoritettaisiin useammin, jolloin inhimilliset virheet painojen asettelussa saataisiin minimoitua. Myös FEM mallin ja oikean osan mitat eivät vastaa täydellisesti toisiaan. Nämä tulokset tukevat FEM laskennan tuloksia siitä, että ehdot 1 ja 2 täyttyvät niin kuin pitää.

Ehdon 4 täyttymistä testattiin 10 l ämpäreillä, joihin laitettiin vettä tarkasteltavan kuormitusmonikerran mukaan. Ämpäreitä pinottiin päällekkäin niin että riittävä määrä painoa

saatiin kasattua. Vasemmalle puolelle avioniikkahyllyä laitettiin 4.1 kg ja oikealle puolelle avioniikka hyllyn 4.7 kg painojen monikertoja.

Taulukko 17. *Taipuma (paikka 4 kts. kuva 15)*

n (kuormitusmonikerta)	Testattu painoilla	FEM malli	Tuloksien suhde
1	1.05 mm	0.69 mm	1.52
2	1.60 mm	1.40 mm	1.14
3	2.60 mm	2.12 mm	1.23
4	3.60 mm	2.88 mm	1.70
5	4.60 mm	3.65 mm	1.26

Taipumien arvot olivat fyysisessä testauksessa suurempia kuin FEM mallin tulokset. Tuloksien suurin ero tapahtui kuormitusmonikerralla 4. Kuormitusten suhteesta ei pysty päättelemään, että tulokset tarkentuisivat suuremmilla kuormilla.

Ehtojen 1 ja 2 sekä taipuman testauksesta voidaan todeta että rakenne **täyttää ehdot 1, 2 ja 4.**

5.2 Väsymistestaus

Väsymistestaus suoritettiin dokumentista DO 160 löytyvän S kategorian ja M käyrän standardin mukaan, joka on kuvattu kappaleessa 2.4.2. Testi suoritettiin LDS726 täristemellä.

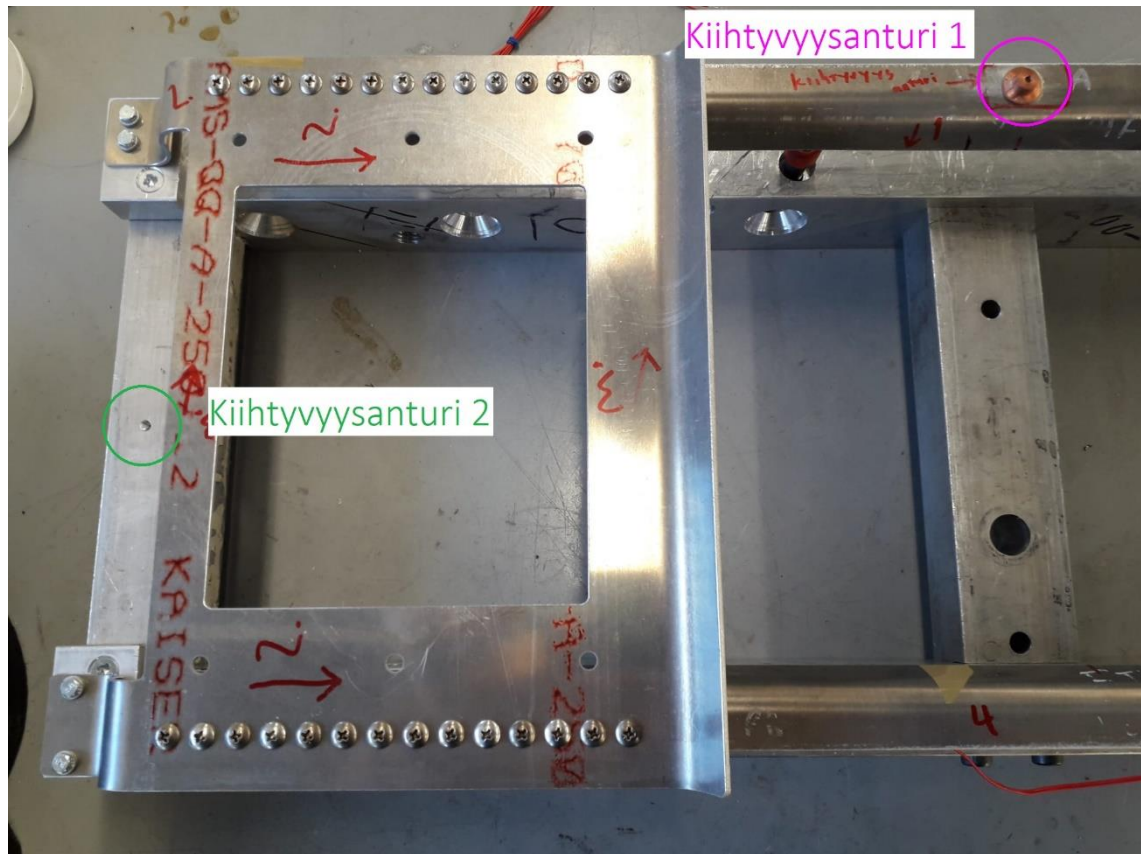
Elinkaaritesti suoritettiin y-akselissa. Kiihtyvyyssanturit asennettiin kuvan 31. mukaisiin paikkoihin. Testilaitteisto otti kiihtyvyyssantureiden suurimmat viisi arvoa jokaiselta taaajuuden ylös ja alas ajolta. Kiihtyvyyssantureiden arvoista voidaan tunnistaa ominaisvärähtelytaajuudet. Kiihtyvyyssantureiden arvoista pystyttiin myös havaitsemaan se, etteivät maksimi arvot muuttuneet tunnin elinkaaritestin aikana, joten rakenteeseen ei syntynyt pysyviä muodonmuutoksia. Silloin jos rakenteeseen olisi tullut pysyviä muodonmuutoksia olisi ominaisvärähtelytaajuudet muuttuneet. Visuaalinen tarkastus testin jälkeen viittasi myös siihen, ettei pysyvää muodonmuutosta ollut tapahtunut. Taulukossa 18. on

merkattu viiden suurimman taajuuden huiput sekä kiihtyvyyden arvot. Rakenteellisesti kuitenkin kriittisin ominaisvärähtelytaajuus tapahtui selkeästi pienemmillä taajuuksilla. Tämä arvo selvitettiin ajamalla yhden tunnin elinkaaritestin jälkeen testi vain 70Hz asti, jolloin nämä rakenteellisesti kriittisimmät huiput saatiin talteen.

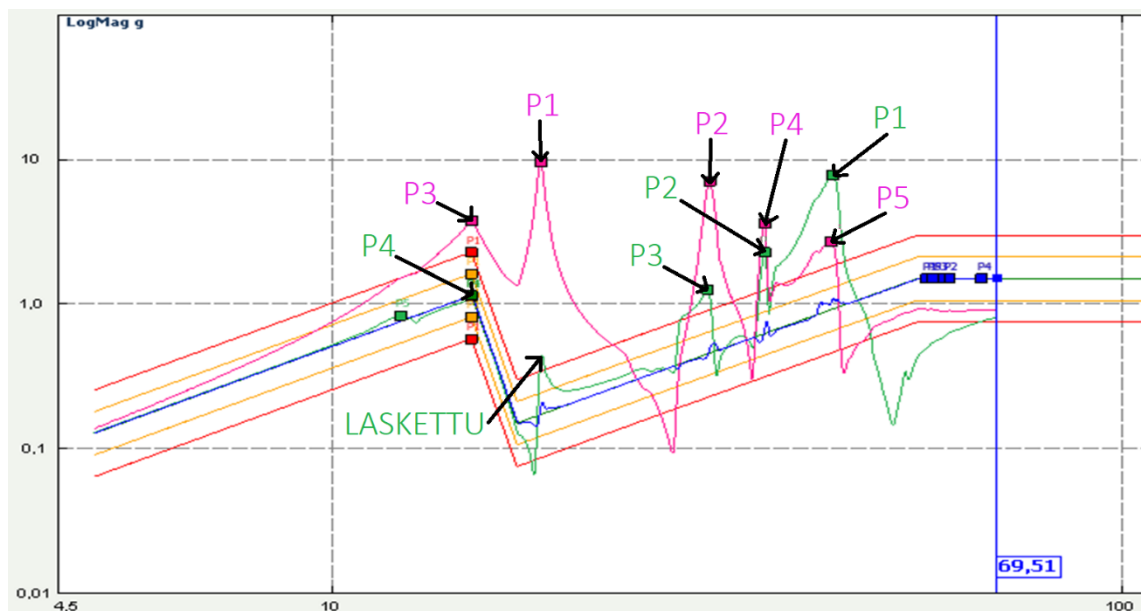
Taulukko 18. *Suurilla taajuuksilla ominaisvärähtelytaajuudet*

	Taajuus (Hz)	Kiihtyvyys (g)
P1	299.4	66.3
P2	266.9	58.6
P3	286.2	42.3
P4	139.3	36.5
P5	291.4	35.1

Taulukon 18. tilanteissa rakenteessa ei tapahtunut näkyvää muodonmuutosta. Taulukossa 19.–23. on merkattu suurimmat kiihtyvyyden- ja taajuushuiput elinkaaritestin tilanteissa, jossa testi lopetettiin 70Hz taajuuteen.



Kuva 31. Kuva tärinätestistä ja merkkää *kiihtyvyyssanturi 1 (osassa)* ja *2 (jigissä)*



Kuva 32. Elinkaaritesti matalilla taajuuksilla

Vaaleanpunainen viiva on kuvassa 36. osaan kiinnitetty kiihtyvyyssanturi 1. Vihreä viiva on kuvassa 36. kiihtyvyyssanturi 2 joka on kiinnitetty tärinäpöytään. Taulukoihin 19.–23.

on merkattu kiihtyvyyssantureiden tulokset matalilla taajuuksilla, jotka ovat kriittisimpiä rakenteen muodonmuutoksen kannalta. Kaavan 16 avulla voidaan laskea amplitudi kiihtyvyyssantureille [21]. Amplitudien avulla saadaan rakenteen maksimi taipuma, jonka avulla voidaan selvittää rakenteessa oleva jännitys.

$$l = \frac{9.81m/s^2 * a}{(2 * \pi * f)^2} \quad (16)$$

Taulukoihin 19.–23. on merkattu kuvassa 32. nuolilla osoitetut kiihtyvyyssantureiden tulokset. Näissä kohdissa tapahtui y-akselin suuntaisessa elinkaaritestissä suurimmat rakenteelliset muodonmuutokset.

Taulukko 19. *Ensimmäinen ominaisvärähtely testin tulokset*

Kappaleessa kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
	Taajuus (Hz) f	Kiihtyvyyys a	Amplitudi (kaava 16)
P3	15.02	3.80	4.18 mm
Jigissä kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
P4	15.02	1.14	1.26 mm

Videota analysoidessa taulukon 19. mukainen värähtely kestää 25 sekuntia. Tunnin aikana tapahtuu siis 3800 sykliä. FEM-mallista saatiin selville, että rakenteessa on 297.5MPa jännitys, kun osa taipuu 5.44 mm. Nyt SN-kuvaajasta voidaan lukea, että ensimmäinen ominaisvärähtelytaajuus väsyttää rakennetta **0.2 %** y-akselin suuntaisessa elinkaaritestissä. SN-kuvaajassa on käytetty R arvoa 0. Tuloksia voidaan myös SN-kuvaajan kanssa analysoida niin, että katsotaan kuinka monta sykliä osa kestää, kun siihen syntyy 300MPa jännitys. Käytetään R arvoa 0. Materiaali kestää SN-kuvaajan mukaan $2 \cdot 10^6$ sykliä, joka on merkittävästi enemmän kuin tunnin aikana resonanssista syntyvä 3800 sykliä.

Taulukko 20. *Toinen ominaisvärähtely testin tulokset*

Kappaleessa kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
	Taajuus (Hz) f	Kiihtyvyyys a	Amplitudi (kaava 16)
P1	18.35	9.70	7.12 mm
Jigissä kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
Laskettu	18.06	0.46	0.35 mm

Videota analysoidessa taulukon 20. mukaisia syklejä tapahtui 10 sekunnin ajan. Täten syklejä tapahtui tunnin aikana 1800. FEM-mallista saatiin selville, että rakenteessa on 397.3MPa jännitys, kun osa taipuu 7.37 mm. Nyt SN-kuvaajasta voidaan lukea, että ensimmäinen ominaisvärähtelytaajuus väsyttää rakennetta **1.5 %** y-akselin suuntaisessa elinkaaritestissä. SN-kuvaajasta voidaan tulkita samalla tavalla kuin 15Hz kohdalla, että rakenne kestää 400MPa jännityksiä R arvolla 0, $1.2 \cdot 10^5$ sykliä, joka on merkittävästi enemmän kuin 1800 sykliä.

Kolmannen ominaisvärähtelytaajuuden tulokset on merkattu taulukkoon 21. Tähän on laskettu kaavan 16 avulla kummankin kiihtyvyyssanturin amplitudi.

Taulukko 21. *Kolmas ominaisvärähtely testin tulokset*

Kappaleessa kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
	Taajuus (Hz) f	Kiihtyvyyys a	Amplitudi (kaava 16)
P2	30.04	7.11	1.96 mm
Jigissä kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
P3	29.84	1.27	0.35 mm

Taulukon 21. mukaisia syklejä tapahtui testin aikana otetun videon perusteella 10 sekunnin ajan. Täten syklejä oli 4800. Kun rakenne taipuu 2.31 mm on rakenteessa FEM ja venymäliuskojen mukaan 140.2MPa. Jännityksen arvo on niin pieni, ettei sitä pysty lukemaan SN-kuvaajasta. Jos väsymistä arvioidaan syklien määrällä, jonka materiaali kestää jännityksen 159MPa R arvolla -1, saadaan väsymisen arvoksi $9.6 \cdot 10^{-4}\%$.

Taulukko 22. Neljäs ominaisvärähtely testin tulokset

Kappaleessa kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
	Taajuus (Hz) f	Kiihtyvyyys a	Amplitudi (kaava 16)
P4	35.24	3.60	0.72 mm
Jigissä kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
P2	35.24	2.29	0.46 mm

Taulukko 23. Viides ominaisvärähtely testin tulokset

Kappaleessa kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
	Taajuus (Hz) f	Kiihtyvyyys a	Amplitudi (kaava 16)
P5	42.86	2.72	0.31 mm
Jigissä kiinni oleva kiihtyvyyssanturi			
P1	42.95	7.86	1.06 mm

Muodonmuutos on ominaistaajuuksissa neljä ja viisi on merkittävästi vähemmän kuin ominaistaajuudessa kolme, joten näissä tapauksissa ei tapahdu laskennallisesti väsymistä.

Videota analysoidessa ja taulukoita 19.–23. tulkitsemalla rakenteellisesti kriittisin tilanne on 18Hz taajuus. Myös 15Hz taajuudella tapahtuu selkeää muodonmuutosta. Muissa taajuuksissa ei tapahdu merkittävää muodonmuutosta. Osan kriittiset ominaisvärähtelytaajuudet ovat siis 18Hz ja 15Hz, joista kriittisempi on **18Hz**. Laskennallisesti osa ei väsynyt juuri ollenkaan elinkaaritestin aikana. Kuitenkin tämä ei vielä kerro kuinka lähellä osan hajoamista on oltu. Voi olla, että vain hieman suuremmalla amplitudilla osa olisi hajonnut. Kuitenkin standardin ehtona on se, että osa kestää nämä tärinätasot, eikä synny pysyvää muodonmuutosta, sekä ominaisvärähtelytaajuudet pitää tunnistaa. Nämä ehdot täytyivät y-akselissa. Samanlainen testi ja analyysi täytyisi vielä tehdä kahdelle muulle pääakselille.

5.3 Mahdollisten virheiden analysointi testituloksissa

Kuten kappaleissa 5.1 ja 5.2 osoitettiin osa täyttää ehdot, jotka osalle asetettiin. Huomioitavaa on kuitenkin se, että esimerkiksi avioniikkalaitteesta GTS 800 jäi räkin paino 360 g huomioimatta [13, s.11]. Suurien varmuuskertoimien avulla voidaan todeta, ettei tämä

aiheuta staattisessa tarkastelussa jännitysarvojen ylittymistä. Tämä varmistettiin myös SolidWorks FEM laskentaohjelmalla.

Arviointi siitä miten väsymistestauksen tulokset muuttuvat tämän painon lisäyksen takia onkin huomattavasti haastavampaa. Pienikin painon lisäys oikeassa paikassa hajottaa osan. Tämän takia olisi ehdotonta, että demopainojen oikeellisuus tarkastettaisiin ja osalle suoritettaisiin uudestaan tämä väsymistestaus.

Huomioitava seikka on myös se, että kiinnitys väsymistestin jigiin ei ollut täysin samanlainen kuin kiinnitys tulee olemaan lentokoneeseen. Rakenteellisen käyttäytymisen kannalta tämä ei vaikuta tuloksiin mutta kuten kappaleessa 2.4.2 todettiin, täytyy osa kiinnittää, niin kuin se oikeastikin tullaan kiinnittämään, jotta standardin ehdot täyttyvät. Osa kiinnitetään lentokoneeseen kuvassa 28. näkyvällä tavalla niin, että tasaisen osan yläpinta on korvaketta vasten, kun taas väsymistestauksessa osa kiinnitettiin niin, että tasaisen pinnan alaosa on kiinnikepistettä vasten, kuten kuvassa 31. näkyy. Osa kiinnitettiin väsymistestauksessa tällä tavalla, koska tallainen jigi oli huomattavasti helpompi valmistaa ja osan rakenteellinen käyttäytyminen pystyttiin näinkin tarkastelemaan.

Osan käyttäytymistä seurattaessa ja testituloksia arvioitaessa olisi osaan voitu tehdä muutama merkittävä muutos. Esimerkiksi pultteja olisi voinut olla vähemmän, vaikka tässä osassa pulttiväli oli jo suurempi kuin EN1999 suosittelee. Pienemmällä pulttimäärällä osasta olisi saanut kevyemmän sekä se olisi halvempi valmistaa.

Toinen merkittävä muutos, joka osaa valmistaessa kuuluisi tehdä on se, että vahvikepalkeista olisi tehty pidemmät. Tämän avulla kuvassa 15. paikat 6 ja 5 syntyvät jännitykset olisi saatu mielekkäämpään paikkaan sillä nyt nämä jännitykset osuivat kohtaan, jossa oli pultti sekä tason pyörikykset.

6. JOHTOPÄÄTELMÄT

Tämän työn lopputuloksena valmistui osa, joka täytti rakenteellisesti annetut ehdot ja Tredu saa tästä avioniikkahyllyn Garmin G1000 avioniikkakomponenteille.

Kuitenkin huomattua tuli se, ettei tämä työ tällaisenaan mahdollista osan massatuotantoa. Osan optimointi liitoksien ja materiaalin puolesta vaatisi vielä tarkastelua. Tämän lisäksi osan valmistus oli erittäin yksilöllistä, eikä käyttämiäni tapoja ja menettelyjä voisi oikeassa tuotannossa käyttää, sillä niissä inhimillisten virheiden riski oli suuri ja toistettavuus huono. Tämän takia osan valmistus täytyisi tehdä kappaleen 4. mukaisesti ruuvi-
penkillä ja puristuspäällä, joilla kulmat saadaan samanlaisiksi.

Jos kuitenkin osaa haluttaisiin nyt alkaa massatuottamaan, voisin tämän työn avulla ja pienellä vaivalla luoda valmistusmenetelmän osan tuotantoon. Tämä kuitenkin vaatisi lisäresursseja, sillä muotit taivuttamiseen pitäisi jyrsiä ja kappaleen 4. lopussa esitetty valmistusmenetelmä testata. Myös väsymisestä kuuluisi vielä suorittaa kahdelle muulle pääakselille, jotta voitaisiin todeta osan täyttävän standardi, jonka sen kuuluu täyttää.

Tämän lisäksi osan suunnittelu olisi kuulunut aloittaa todentamisdokumentilla, jossa osoitetaan viranomaiselle miten suunniteltava osa tullaan suunnittelemaan ja valmistamaan niin että se täyttää tarvittavat vaatimukset. Osalle kuuluu tehdä staattiset- ja dynaamiset kokeet, joilla osoitetaan osan rakenteellinen kestävyys, sekä tarkat valmistus- ja asennusdokumentoinnit, joista suunnitteluorganisaatio on vastuussa.

LOPPUSANAT

Työn aikana kasvoi oma ymmärrykseni suunnitteluprosessin monimutkaisuudesta. Suunnitteluprosessissa ei ole valmiina annettuja ohjeita siitä, miten asiat kuuluisivat tehdä. Valinta siitä miten asia tehdään voi välillä olla hankalaa.

Merkittävin oppi itselle tässä työssä oli se, että kaikkea ei voi mallintaa tietokoneella. Jossakin vaiheessa on pakko lyödä mittoja lukkoon ja aloittaa osan valmistus. Tässä projektissa, osaa valmistaessa tuli mieleen parannusehdotuksia, jotka voitaisiin seuraavassa iteroinnissa ottaa huomioon. Varmasti tulevaisuudessa, kun suunnitteluosaamiseni paranee, suunnitteluvaiheen suunnittelu ja reaali maailma lähenevät toisiaan.

Voi olla, että tässä työssä jäi huomioimatta joitakin merkittäviä asioita. Esimerkiksi muototerässä tuli puheeksi, että vesileikkaus on jonkun aikaa sitten hyväksytty menetelmä lentokoneen osien leikkaukseen. Tämä kertoo siitä, että ilmailualalla käytettävät menetelmät täytyvät olla hyväksytyjä/hyväksyttävä ja onnistunut suunnitteluprosessi vaatii hyvin laajaa tietämystä monesta eri asiakokonaisuudesta. Tässä korostuu organisaatiossa olevien työntekijöiden välinen yhteistyö, sekä organisaatiossa rakentuneet käytännöt asioiden tekemiseen.

Kuten aiemmin olen maininnut, ei tämän suunnittelutyön takana ollut suunnitteluorganisaatiota valvomassa tekemiäni päätöksiä. Sain kuitenkin työtä tehdessä merkittävää apua ajatustyöhön kuin valmistamiseenkin useilta eri henkilöiltä.



Kuva 33. Valmis hylly

LÄHTEET

- [1] Tredu Tampereen seudun ammattiopisto lentokoneasennuksen perustutkinto. Verkkosivu. Viitattu 31.8.2022, <https://www.tredu.fi/hakijalle/koulutustarjonta/perustutkinnot/lentokoneasennuksen-perustutkinto/>
- [2] PILOT'S OPERATING HANDBOOK PIPER PRESSURIZED NAVAJO, Piper Aircrafts Corporation, 14.11.1976, s. 1, s. 201, s. 33
- [3] T.G.G Megson, Aircraft Structure for Engineering students, Butterworth-Heinemann, 2007, s. 400 – 403
- [4] METALLIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURE, Department of Defense United States of America, 31.1.2003, s. 303, s. 305 – 308, s. 24, s. 673
- [5] Dale Crane, Aviation Mechanic Handbook, Seventh Edition, Aviation Supplies & Academics, Inc, 2017, s. 120, s. 211, s. 218 – 233
- [6] Kevin Anderson, John Weiritz, J. Gilbert Kaufman, Properties and Selection of Aluminum Alloys Volume 2B, ASM International, 2019, s. 18, s. 433
- [7] Eurocode 9: Design of aluminium structures -Part 1-1: General structural rules, European committee for standardization, 18.9.2006, s. 114 – 115
- [8] Traficom Liikenne- ja viestintävirasto, 16.12.2020. Ilma-alusten muutostyöt ja korjaukset. Verkkosivu. Viitattu 5.7.2022 [Ilma-alusten muutostyöt ja korjaukset | Traficom](#)
- [9] Traficom Liikenne- ja viestintävirasto, 5.1.2022. Ilma-alusten tyyppihyväksyntä. Verkkosivu. Viitattu 5.7.2022, [Ilma-alusten tyyppihyväksyntä | Traficom](#)
- [10] Traficom Liikenne- ja viestintävirasto, 16.12.2020. Ilma-alusten vakio muutostyö ja -korjaukset. Verkkosivu. Viitattu 5.7.2022, [Ilma-alusten vakiomuutostyöt ja -korjaukset | Traficom](#)
- [11] Traficom Liikenne- ja viestintävirasto, 2.1.2019. Ilma-alusten muutostyö. Verkkosivu. Viitattu 5.7.2022, [Ilma-alusten muutostyöt | Traficom](#)
- [12] Federal Aviation Administration, 17.6.2022. Certification. Verkkosivu. Viitattu 5.7.2022, [Certification | Federal Aviation Administration \(faa.gov\)](#)
- [13] GTS 8XX/GPA 65 Installation Manual (Includes the GA 58 Antenna) Revision E, Garmin, 30.4.2010, s.11, s. 85
- [14] GEA 71 Installation Manual Revision F, Garmin, 1.6.2010, S. 31
- [15] GSR 56 Satellite Receiver Installation Manual Revision F, Garmin, 17.8.2010, s. 27
- [16] GTX 33 Transponder Installation Manual Revision F, Garmin 13.6.2012, s. 75

- [17] Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment, RTCA Inc, 8.12.2010, s. 1, s. 3, s. 10, s.73 – 77, s. 83, s. 88
- [18] J. Ed Akin, Finite Element Analysis Concepts via SolidWorks, World Scientific, 2009, s. 45, s. 46, s. 84
- [19] Liu X, Zang L, Structural Theory, CRC Press LLC, 2000, s. 3
- [20] Military Fasteners, 2022, AN526-832R8 Aeronautical Standard Machine Screw. Verkkosivu. Viitattu 5.7.2022, <https://military-fasteners.com/screws/machine+screws/an526-832r8>
- [21] PhysicsNet.co.uk, Simple Harmonic Motion (SHM). Verkkosivu. Viitattu 30.10.2022 [Simple Harmonic Motion \(SHM\) – frequency, acceleration, displacement, velocity, SHM graphs, time period, mass-spring system, pendulum, energy \(physicsnet.co.uk\)](https://www.physicsnet.co.uk/Simple-Harmonic-Motion-SHM-frequencey-acceleration-displacement-velocity-SHM-graphs-time-period-mass-spring-system-pendulum-energy)