



**TUBULAARISEN  
PRIMÄÄRIRAKENTEEN  
SUUNNITTELU CESSNA 172M –  
ILMA-ALUKSEEN**

Samuli Niemi

Opinnäytetyö  
Toukokuu 2015  
Kone- ja tuotantotekniikka  
Lentokonetekniikka  
Tuotekehitys

## TIIVISTELMÄ

Tampereen ammattikorkeakoulu  
Kone- ja tuotantotekniikan koulutusohjelma  
Lentokonetekniikka  
Tuotekehitys

NIEMI, SAMULI:

Tubulaarisen primäärirakenteen suunnittelu Cessna 172M –ilma-alukseen

Opinnäytetyö 50 sivua, joista liitteitä 6 sivua

Toukokuu 2015

---

Opinnäytetyön tarkoituksena oli suunnitella uuden mäntämoottorivoimalaitteen asennuksen mahdollistava moottoripukki Cessna 172M -ilma-alukseen. Moottoripukki tuli suunnitella kestäväksi kaikki ilma-alukseen kohdistuvat kuormitukset sekä kuormitusyhdistelmät.

Kyseinen lentokoneyksilö tulee sijoittumaan experimental-luokkaan, joten suunnittelun minimivaatimukset määriteltiin kansallisten ilmailumääräysten mukaisesti. Kansallisten ilmailumääräysten asettamia vaatimuksia täydennettiin soveltuvin osin EU:n ja EASA:n antaman ohjeistuksen ja lainsäädännön perusteella. Moottoripukkiin kohdistuvat kuormitukset ja kuormitustilojen yhdistelmät määriteltiin näiden vaatimusten ja yleisten fysiikan lainalaisuuksien perusteella.

Konstruktion valinta ja lujuustarkastelu suoritettiin elementtimenetelmäohjelmiston avulla. Tässä opinnäytetyössä käsitellään mallin luonti ja saadut tulokset, joilla osoitettiin rakenteen kestävyys kaikissa lentotiloissa ja lentotilojen muutoksissa.

Tämän opinnäytetyön tuloksena oli suunnitelma rakennettavan moottoripukin peruskonstruktioista ja suositeltavasta testausmenetelmästä. Tällä opinnäytetyöllä tullaan osoittamaan ilma-alusyksilön rakenteen kestävyys moottoripukin osalta ilma-alukseen liittyvissä viranomaismenettelyissä.

## **ABSTRACT**

Tampereen ammattikorkeakoulu  
Tampere University of Applied Sciences  
Mechanical engineering  
Aircraft engineering  
Product development

NIEMI, SAMULI:

Tubular Primary Structure Design for a Cessna 172M Aircraft

Bachelor's thesis 50 pages, appendices 6 pages

May 2015

---

The purpose of this thesis was to design an engine mount construction, which allows power plant retrofit for a Cessna C172M aircraft. The new engine mount was required to withstand all load conditions and their combinations.

The individual aircraft in question will be categorized as an experimental aircraft and the minimum design requirements were established based on legislation issued by the national aviation authority of Finland. Aviation legislation and design requirements issued by EU and EASA were used as a supplemental resource. The load conditions were defined by the information given in these resources and generally by classical mechanics.

The suitable construction was chosen and analyzed with finite element method software. This thesis covers the creation of the model and presentation of results, which demonstrates the proof of structural strength under all load conditions and their combinations.

The result of this thesis was a strength validation of an engine mount basic structure and recommendations for a testing procedure of the finished construction. This thesis will be used as proof of structural strength for the engine mount as national aviation authorities of Finland will require.

---

Key words: power plant, aircraft, strength of material, legal requirements

## SISÄLLYS

1	JOHDANTO.....	7
2	TYÖN VAIHEET JA TAUSTAT .....	8
2.1	Suunnittelun vaiheiden määrittely .....	8
2.2	Projektin kohteen esittely.....	8
2.2.1	Ilma-alus – Cessna 172M.....	8
2.2.2	Voimalaite – Eggenfellner E6.....	9
2.2.3	Potkuri – MTV-7.....	10
3	TAUSTATUTKIMUS.....	11
3.1	Lentokoneen suunnitteluun liittyvä lainsäädäntö .....	11
3.1.1	EU:n rooli.....	11
3.1.2	EASA:n rooli.....	11
3.1.3	Kansalliset ilmailumääräykset .....	12
3.2	Taustatutkimuksen asettamat rajoitukset .....	12
3.2.1	Moottoripukkiin liittyvät fyysiset mitat .....	12
3.2.2	Moottoripukin rakennemateriaalit ja niiden ominaisuudet .....	12
3.3	Taustatutkimuksen asettamat vaatimukset.....	13
3.3.1	Viranomaisvaatimukset.....	13
3.3.2	Asetuksen 216/2008 Liitteen 1 oleellisia vaatimuksia.....	14
3.4	EASA:n CS-23 sertifiointimääritelmän oleellisia vaatimuksia .....	14
3.4.1	Soveltuvuus ja ilma-aluskategoriat .....	14
3.4.2	Rakenteen kuormitukset.....	15
3.4.3	Moottorin vääntömomentti .....	15
3.4.4	Moottoripukin sivuttaiskuormitukset.....	16
3.4.5	Gyroskooppiset ja aerodynaamiset kuormitukset .....	16
3.5	Kuormitustilojen laskenta .....	17
3.5.1	Kuormitusten laskennassa tarvittava taustatieto .....	17
3.5.2	Työntövoiman vaikutus.....	17
3.5.3	Inertiavoimien vaikutus.....	19
3.5.4	Hyrrävoimien vaikutus.....	20
3.5.5	Vääntömomentin vaikutus .....	20
3.6	Alustavat ratkaisuehdotukset .....	21
4	VAIHTOEHTOISET TOTEUTUSTAVAT .....	23
4.1	Alkuperäisen Vans RV-8 –ilma-alukseen tarkoitetun pukin perusrakenteen soveltaminen .....	23
4.2	Alkuperäisen Vans RV-8 –ilma-alukseen tarkoitetun pukin perusrakenteen soveltaminen ja modifiointi .....	23

5	TOTEUTUSTAPOJEN ARVIOINTI .....	24
5.1	Analysoitavien toteutustapojen valinta .....	24
5.1.1	Vans RV-8 –ilma-aluksen perusrakenteen soveltaminen .....	24
5.1.2	Modifikaation tarve ja johtopäätökset.....	35
6	MOOTTORIPUKIN CATIA-MALLI .....	36
7	MOOTTORIPUKIN TESTAAMINEN JA KUNNONVALVONTA .....	40
7.1	Moottoripukin testaaminen .....	40
7.2	Moottoripukin kunnonvalvonta .....	40
8	POHDINTA.....	41
	LÄHTEET.....	42
	LIITTEET .....	44
	Liite 1. Kuormituslaskelmat .....	44
	Liite 2: Havainnollistavat piirustukset.....	44

**LYHENTEET JA TERMIT**

AMC	Hyväksyttävät menetelmät (Acceptable Means of Compliance)
CS	Hyväksyntävaatimukset (Certification Specification)
EASA	Euroopan lentoturvallisuusvirasto (European Aviation Safety Agency)
EU	Euroopan Unioni
PSRU	Potkurin alennusvaihteisto (Propeller Reduction Unit)
SAE	Standardiorganisaatio (Society of Automotive Engineers)
Trafi	Liikenteen turvallisuusvirasto

$A$	Poikkipinta-ala
$F$	Voima
$g$	Putoamiskiihtyvyys
$I_p$	Polaarinen inertiamomentti
$M$	Momentti
$n$	Kuormituskerroin
$P$	Teho
$r$	Ympyrän säde
$R$	Ympyrän säde
$s$	Matka
$t$	Aika
$v$	Nopeus
$W$	Teho
$\omega$	Kulmanopeus

## 1 JOHDANTO

Ilmailun alati kasvavat kustannukset ja etenkin lentopolttoaineen hinnannousu ovat tehneet suomalaisesta yleisilmailusta suhteellisen kalliin harrastuksen. Kustannusten nousuun on reagoitu tuomalla markkinoille entistä polttoainetaloudellisempia sekä kevyempiä ilma-aluksia. Uudet ilma-alukset eivät kuitenkaan ole ainoa ratkaisu, vaan myös vanhempiin ilma-aluksiin on mahdollista tehdä uusi voimalaitelasennus.

Tämän opinnäytetyön tarkoituksena on kattaa yksi osa-alue edellä mainitusta toimenpiteestä. Uuden voimalaitteen asentaminen ilma-alukseen vaatii jonkin verran rakenteiden muuttamista sekä itse voimalaitteen että sen lisä- ja apulaitteiden asennuksen suhteen. Tässä opinnäytetyössä keskitytään itse voimalaitteen asennukseen, eli suunnitellaan uusi moottoripukin perusrakenne.

Tämä opinnäytetyö seuraa melko pitkälti soveltuvien osin yleistä tuotekehitysprosessia, ottaen kuitenkin kriittisesti huomioon käytettävissä olevat resurssit ja lentokonetekniikan erityispiirteet. Opinnäytetyön rakenne on tarkemmin selvitetty johdantoa seuraavan luvun alussa.

## **2 TYÖN VAIHEET JA TAUSTAT**

### **2.1 Suunnittelun vaiheiden määrittely**

Suunnittelu alkaa tarvittavan informaation keräämisellä. Moottoripukin suunnittelun kannalta oleellista informaatio ovat ilma-aluksen ja voimalaitteen tiedot, etenkin niihin liittyvät mitat, massat sekä voimalaitteen osalta myös suorituskyky. Suunnittelussa tulee ottaa myös huomioon mahdolliset viranomaisvaatimukset, -ohjeet ja –suositukset.

Kun oleellinen informaatio on kerätty, tulee niiden perusteella määrittää suunnittelun vaatimukset. Kyseessä ollessa ilma-alus, tulee määräävä lainsäädäntö ottaa minimivaatimusten pohjaksi. Mahdollisuuksien mukaan vaatimuksia voidaan tarkentaa muiden luotettavien tietolähteiden perusteella.

Vaatimukset määrittävät kuormitustilat ja kuormitustilojen yhdistelmät, joiden rakenteen tulee kestää. Jotta rakenteen kestävyyttä olisi mahdollista arvioida, tulee tulevassa lentotoiminnassa syntyvien kuormitustilojen ja kuormitustilojen yhdistelmien suuruudet laskea. Nämä laskelmat perustuvat lainsäädännössä annettuihin määräyksiin ja suosituksiin, sekä yleisesti ottaen teknilliseen mekaniikkaan. Näiden laskelmien perusteella voidaan jo esittää alustavia ratkaisuehdotuksia.

Seuraava vaihe on luoda malli elementtimenetelmäohjelmistolla ja analysoida rakenteen kestävyyttä, kun siihen kohdistetaan lasketut kuormitustilat ja niiden yhdistelmät.

Viimeinen vaihe on tarvittavan ohjeistuksen ja teknisten piirustusten luominen. Tässä tapauksessa ohjeistus sisältää lähinnä suosituksia valmiin moottoripukin testaukseen ja kunnonvalvontaan. Teknisten piirustusten luonti tulee tehdä tarkkuudella, jota käytettävä valmistusmenetelmä edellyttää.

### **2.2 Projektin kohteen esittely**

#### **2.2.1 Ilma-alus – Cessna 172M**

Cessna 172 on nelipaikkainen yleisilmailuun käytettävä kiinteäsiipinen ilma-alus, jota on valmistettu lukuisine eri malliversioineen jo vuodesta 1955 lähtien. Cessna 172 on



maailman eniten valmistettu konetyyppi yli 43000 yksilöllä ja sitä valmistetaan edelleen modernisoituna versiona. (Clarke, 1993; Cessna Aircraft Company, ei pvm)

Opinnäytetyöni kohteena oleva yksilö on malliversioltaan Cessna 172M ja sarjanumeron perusteella valmistettu vuonna 1976. Edeltäviin malliversioihin verrattuna M-versiossa on uutta lähinnä suurempi matkatavaratila, paremmin järjestelty avioniikkapaneeli sekä uusi siipiprofiili, joka parantaa ilma-aluksen hidaslento-ominaisuuksia. (Clarke, 1993)

Cessna 172M:n alkuperäinen voimalaite on Lycomingin valmistama 5,4 litrainen vapaasti hengittävä ilmajäähdytteinen nelisylinterinen O-320-E2D -bokserimoottori, jonka teho on 150 hevosvoimaa (112kW) kierrosluvulla 2700RPM. Kyseisessä moottorissa imuilman ja polttonesteen syöttö on toteutettu kaasuttimella ja voitelu yksinkertaisella märkäsumpulla. (Christy, 1983)

### **2.2.2 Voimalaite – Eggenfellner E6**

Ilma-aluksen uudeksi voimalaitteeksi on valittu 3,6 litrainen Eggenfellner E6 mäntämoottori, joka on konversio Subarun valmistamasta autonmoottorista. Jack Erickson kirjoittaa Horizontally-opposed Piston Aero Engines –sivustollaan tilavuudeltaan 3,0 litraisen E6-mäntämoottorin ominaisuuksista. Kyseessä on nestejäähdytteinen kuusisylinterinen mäntämoottori, jossa on kahdenkertainen elektronikalla ohjattu polttonesteen ruiskutus. Suurin voimalaitteesta saatava teho on 200 hevosvoimaa kierrosluvulla 5400RPM, jonka Eggenfellnerin PSRU-alennusvaihteisto alentaa 0,495 alennussuhteella potkurin kierrosluvuksi 2700RPM. E6-voimalaitteen massa on 350lbs. (Erickson, ei pvm)

Subenews Wiki on sivusto, jonne on kerätty tietoa Subarun automoottorien käytöstä ilma-alusten voimanlähteinä. Tämän sivuston mukaan 3,6 litraisen E6-voimalaitteen suurin saatava teho on 210 hevosvoimaa potkurin kierrosluvulla 2700RPM. (Subenews, ei pvm)

Eggenfellnerin 3,6 litraisesta E6-voimalaitteesta löytyy hyvin niukasti teknisiä tietoja, joten kuormitusten laskennassa tullaan käyttämään apuna edellä mainitun 3,0 litraisen version teknisiä tietoja. Tämä tarkoittaa lähinnä voimalaitteen massan suuruutta.

### 2.2.3 Potkuri – MTV-7

Potkuriksi on alustavasti valittu saksalaisen MT-Propeller yhtiön valmistama MTV-7 – vakiokierrospotkuri. MTV-7 on potkuri, jonka kolmea komposiittilapaa säätää sähköinen vakiokierrossäädin. (mt-propeller, 2005)

Potkurin tyyppitietoja vaaditaan kuormitustietojen laskentaan, erityisesti sen aiheuttaman vääntömomentin ja gyroskooppikuormitusten suhteen. MTV-7 –potkurin tyyppitiedot on haettu suoraan valmistajan sivustolta. (mt-propeller, 2005)

### 3 TAUSTATUTKIMUS

#### 3.1 Lentokoneen suunnitteluun liittyvä lainsäädäntö

##### 3.1.1 EU:n rooli

Suomi on eräs EU:n jäsenvaltioista ja on näin ollen sitoutunut noudattamaan Euroopan Parlamentin ja Neuvoston asetuksia. Opinnäytetyöni kannalta tärkeä asetus on (EY) N:o 216/2008, joka on annettu 20 päivänä helmikuuta 2008. Kyseinen asetus koskee yhteisiä siviili-ilmailun säännöksiä. Asetuksen 216/2008 Liite 1 määrittelee ilma-alukselle keskeiset lentokelpoisuusvaatimukset. (EU, 2008, Liite 1)

On kuitenkin tärkeää ottaa huomioon asetuksen 216/2008 Liite 2, joka määrittää lentokelpoisuusvaatimusten soveltamisalan. Teen tämän opinnäytetyön harrasterakennettuun pienilma-alukseen, mikä tarkoittaa että varsinaisessa viranomaishyväksynnässä ei sovelleta asetusta 216/2008, vaan kansallisen ilmailumääräyksen AIR M5-1:n vaatimuksia. Kansallisen ilmailumääräyksen vaatimusten suppeuden johdosta, näen kuitenkin hyväksi menettelytavaksi käyttää asetusta 216/2008 soveltuvin osin suunnittelun apuna. (EU, 2008, Liite 2)

##### 3.1.2 EASA:n rooli

Eräs tärkeimmistä EASA:n päätehtävistä on ilma-alusten ja niihin liittyvien laitteiden tyyppihyväksyntä. Tyyppihyväksynnän edellytyksenä on EASA:n määrittämien suunnittelukriteerien täyttäminen ja tätä varten EASA julkaisee omaa säännöskokoelmaa. (EASA, 2012, CS 23.1)

Opinnäytetyöni koskee tyyppihyväksymätöntä ilma-alusta, joten virallisesti nämä suunnittelukriteerit eivät päde. Näen kuitenkin hyvänä menettelytapana käyttää työssäni hyödyksi EASA:n julkaisemaa sertifiointimääritelmää CS-23, joka määrittelee suunnittelukriteerit Normal-, Utility-, Aerobatic- ja Commuter -kategorioiden ilma-aluksille, joissa on yhdeksän tai vähemmän matkustajapaikkaa ja joiden maksimilentoonlähtömassa on alle 5670kg. Ottaen huomioon opinnäytetyöni kohteena olevan ilma-aluksen suorituskykyä lisäävät muutokset ja tuleva mahdollinen vedessä operointi, näin parhaaksi soveltaa Utility -luokan suunnitteluvaatimuksia. (EASA, 2012, CS 23.1)

### **3.1.3 Kansalliset ilmailumääräykset**

Suomen valtion toimivaltainen ilmailuviranomainen on Trafi. Koska opinnäytetyöni kohteena oleva ilma-alus on asetuksen 2016/2008 Liitteen 2 mukainen harrasterakenteinen ilma-alus, sovelletaan kansallinen ilmailusäädännön mukaisia lentokelpoisuusvaatimuksia. Nämä Trafín julkaisemat harrasterakennetun ilma-aluksen lentokelpoisuusvaatimukset löytyvät ilmailumääräyksestä AIR M5-1. (Trafi, 1996; EU, 2008)

Kansallinen ilmailumääräys harrasterakenteisen ilma-aluksen lentokelpoisuusvaatimuksista on teknisesti hyvin suppea, joten näen tärkeäksi lähtökohdaksi soveltaa edellä mainittuja EU:n ja EASA:n asetuksia.

## **3.2 Taustatutkimuksen asettamat rajoitukset**

### **3.2.1 Moottoripukkiin liittyvät fyysiset mitat**

Moottoripukin suunnitteluun vaikuttaa muutamia mittoja, joihin suunnittelija ei pysty vaikuttamaan. Moottoripukin kiinnityspisteet sekä moottorissa että ilma-aluksen paloseinässä ovat jo ennalta määrättyjä.

Moottorin etäisyyttä paloseinästä rajoittaa moottorin massan vaikutus ilma-aluksen massakeskipisteen sijaintiin. Normaalisissa lentotoiminnassa toimivaksi etäisyydeksi on todettu 720mm. (Mattila, 2015)

### **3.2.2 Moottoripukin rakennemateriaalit ja niiden ominaisuudet**

Moottoripukin valmistuksessa käytettävä materiaali on ennalta määritetty SAE standardin mukainen AISI 4130 -kromimolybdeeniteräs. 4130 on yleinen lentokoneteräs hyvän hitsattavuuden ja helpon valmistettavuuden ansiosta. Tarvittavat materiaaliarvot on haettu Matweb-sivustolta. (MatWeb, ei pvm)

Moottoripukin suunnittelussa ja valmistuksessa tullaan käyttämään mahdollisuuksien mukaan jo valmiina olevaa materiaalia. Kyseinen materiaali on 4130 seosteräksestä valmistetut pyöreät putket, joita on valmistusta varten valmiina saatavilla kahta eri kokoa rajoitettuna määrinä.

Laskettaessa rakenteeseen kohdistuvia jännityksiä, tulee tietää sekä poikkipintaan kohdistuva kuormitus että sen pinta-ala. Poikkipinta-ala voidaan laskea kaavalla (1) kun tiedetään putken sisä- ja ulkosäteet. (Mäkelä, Soininen, Tuomola, & Öistämö, 2010)

$$A = \pi(R^2 - r^2) \quad (1)$$

Jossa  $A$  on putken poikkipinta-ala,  $R$  on putken ulkosäde ja  $r$  on putken sisäsäde. Käytettävissä olevien putkien koot ja poikkipinta-alat on esitetty taulukossa 1. Lujuuslaskentaohjelmistoon voidaan syöttää suoraan poikkipinnan muoto sekä sisä- ja ulkosäteet, jolloin poikkipinta-ala lasketaan analyysiä varten automaattisesti. Näitä käsin laskettuja poikkipinta-aloja käytetään hyväksi lähinnä tulosten oikean suuruusluokan varmistukseen.

*Taulukko 1 Saatavilla olevien putkimateriaalien poikkipinta-alat*

Sisäsäde	Ulkosäde	Poikkipinta-ala
9,9mm	11,1mm	79,2mm <sup>2</sup>
8,6mm	9,6mm	59,2mm <sup>2</sup>

### 3.3 Taustatutkimuksen asettamat vaatimukset

#### 3.3.1 Viranomaisvaatimukset

AIR M5-1 kohdan 4.2 mukaan, lentokoneen rakenteen tulee kestää suurimmat normaalikäytössä odotettavissa olevat rajakuormitukset, eikä muodonmuutokset rajakuormitukseen saakka kuormittaessa, saa haitata ilma-aluksen turvallista käyttöä. Kohta 4.2 määrää, että rakenteiden suunnittelussa tulee käyttää varmuuskerrointa 1,5 ja kuormituskertoimien on oltava vähintään +3,8 ja -1,5. (Trafi, 1996, 4.2)

### 3.3.2 Asetuksen 216/2008 Liitteen 1 oleellisia vaatimuksia

Asetuksen 216/2008 Liite 1:n ensimmäinen kohta toimii lähtökohtana opinnäytetyölleni ja se kuuluu seuraavasti:

Tuotteen kestävyys: Tuotteen kestävyys on varmistettava kaikissa ennakoitavissa olevissa lento-olosuhteissa ilma-aluksen käyttöiän ajan. Kaikkien vaatimusten täyttäminen on osoitettava arvioinnin tai analyysin avulla ja tarvittaessa vahvistettava testein (EU, 2008, Liite 1)

Opinnäytetyössäni vaatimusten täytyminen osoitetaan arvioinnin ja analyysin avulla. Liite 1 esittää useita virallisia lentokelpoisuusvaatimuksia, jotka otetaan huomioon soveltuvien osin. Pienilma-aluksen voimalaite ja potkuri on kohdan 1.a.1 mukainen merkittävä massa, joten sen kiinnityksen tulee täyttää ehtoja ilman haitallisia muodonmuutoksia tai rakenteen pettämistä. Moottoripukin suunnittelussa on otettava huomioon todennäköiset yhdistelmät massojen, massakeskiövaihtelun, ilma-aluksen iän ja käyttöalueen osalta. Näihin yhdistelmiin sisältyvät tuulenpuuskista, lentotilojen muutoksista ja itse voimalaitteesta aiheuttuvat kuormitukset sekä maatoiminnassa että lennolla. Näihin vaikutuksiin on sisällytettävä dynaamiset kuormitukset, eikä ilma-aluksessa saa ilmetä aeroelastista epävakautta tai liiallista värähtelyä. (EU, 2008, Liite 1)

Näiden ehtojen toteutumista voidaan tarkastella elementtimenetelmäohjelmistolla. Luomalla mallista parametrinen, on löydettävissä kriittisimmät kuormitustilojen yhdistelmät.

### 3.4 EASA:n CS-23 sertifiointimääritelmän oleellisia vaatimuksia

#### 3.4.1 Soveltuvuus ja ilma-aluskategoriat

CS-23 sertifiointimääritelmä on vaatimuksiensa suhteen jaettu eri ilma-alus – kategorioihin, joiden rajat määrittää sallitut lentotilat ja –liikkeet. Tässä opinnäytetyössä sovelletaan utility-luokan vaatimuksia, joka määritelmänsä mukaan sisältää normal-luokan sallitut lentotilat ja –liikkeet, joita ovat normaali lentotoiminta, sakkaukset ja jyrkät kaarrot maksimikallistuksen ollessa 60°. Utility-luokan määritelmässä jyrkkien kaartojen maksimikallistus on 90°. (EASA, 2012, CS 23.3)

Kuten aiemmin mainittua, varsinainen syy utility-luokan vaatimuksien soveltamiseen on erityisesti ilma-aluksen suunniteltu käyttö vesikonetoiminnassa ja ilma-aluksen valmistus harrasterakenteisesti. Vedessä operointi lisää ilma-aluksen rakenteisiin kohdistuvia kuormitushuippuja ja koska ilma-alus on harrasterakenteinen, ei rakenteen laatua ole mahdollista valvoa yhtä suurilla ja laajoilla resursseilla mitä kaupallisessa lentokoneteollisuudessa.

### **3.4.2 Rakenteen kuormitukset**

Lujuusvaatimukset on määritetty suurinten odotettavissa olevien kuormitusten mukaan (limit load) sekä nämä kuormitukset kerrottuna varmuuskertoimella (ultimate load). Ilma-aluksen rakenteen tulee kestää limit load ilman pysyviä muodonmuutoksia, eikä kuormitusten aiheuttamat muodonmuutokset saa vaikuttaa heikentävästi ilma-aluksen turvalliseen käyttöön. Ilma-aluksen rakenteen tulee kestää ultimate load vähintään kolme sekuntia ilman katastrofaalista rakenteen pettämistä. (EASA, 2012, CS 23.305)

CS 23.337 määrittää kuormituskertoimet ilma-aluksen liikehdintään. Utility-luokan ilma-aluksille suurin positiivinen kuormituskerroin pitää olla vähintään 4,4 ja negatiivisen kuormituskertoimen tulee olla vähintään 0,4 kertaa positiivisen kuormituskertoimen suuruinen eli vähintään -1,76. (EASA, 2012, CS 23.337)

### **3.4.3 Moottorin vääntömomentti**

Moottoripukin suunnittelussa tulee moottorin vääntömomentin suhteen huomioida kaksi kuormitustilaa. Ensimmäisessä tapauksessa tulee huomioida lentoonlähtötehon Limit Engine Torque ja sitä vastaava potkurin pyörimisnopeus yhdistettynä 75%:iin suurimmasta kuormituskertoimesta Toisessa tapauksessa tulee huomioida suurimman jatkuvan tehon Limit Engine Torque ja suurin potkurin pyörimisnopeus yhdistettynä suurimpaan kuormituskertoimeen. (EASA, 2012, CS 23.361)

Limit Engine Torque on laskennallinen arvo ja se perustuu moottorin sylinterien määrään. Eggenfellner –lentomoottorissa on kuusi sylinteriä, joten edellä mainitut Limit Engine Torquet tulee laskea kertomalla keskimääräiset vääntömomentit kertoimella 1,33. (EASA, 2012, CS 23.361)

### 3.4.4 Moottoripukin sivuttaiskuormitukset

CS 23.363 mukaan moottoripukki tulee suunnitella sivuttaissuunnassa kuormituskertoimen mukaan, joka kolmasosa suurimmasta kuormituskertoimesta. Suurin kuormituskerroin on 4,4, joten suurin kuormituskerroin sivuttaissuunnassa on näin ollen 1,47. (EASA, 2012, CS 23.363)

Moottorin kohdistuvat sivuttaiskuormitukset ovat pitkälti inertiaalikuormituksia. Moottorien sivuttaiskuormitusten laskenta on näin ollen sisällytetty inertiaalikuormitusten laskentaan.

### 3.4.5 Gyroskooppiset ja aerodynaamiset kuormitukset

CS 23.371 mukaan moottoripukki tulee suunnitella kestämaan gyroskooppiset, inertiaaliset ja aerodynaamiset kuormitukset, jotka syntyvät suurimmalla jatkuvalla potkurin kierrosnopeudella yhdistettynä ilma-aluksen joko kulmanopeuteen 2,5rad/s pystyakselinsa ympäri, kulmanopeuteen 1,0rad/s poikittaisakselinsa ympäri, 2,5 suuruiseen kuormituskertoimeen, suurimpaan työntövoimaan tai edellisten kaikkiin mahdollisiin yhdistelmiin. (EASA, 2012, CS 23.371)

AMC 23.371 antaa gyroskooppisen kuormituksen laskemiseksi seuraavan kaavan:

$$I_p \omega_1 \omega_2 \quad (2)$$

Jossa  $I_p$  on potkurin polaarinen inertiamomentti yksikössä  $\text{kgm}^2$ ,  $\omega_1$  on potkurin pyörimisnopeus yksikkö  $\text{rad/s}$  ja  $\omega_2$  on ilma-aluksen kulmanopeus pysty- tai poikittaisakselinsa ympäri yksikössä  $\text{rad/s}$ . Kaava 2 antaa tuloksena gyroskooppisen vääntömomentin yksikössä  $\text{Nm}$ . (EASA, 2012, AMC 23.371)

AMC 23.371(a) mukaan riittävän pienellä potkurin halkaisijalla, ei ole tarpeellista ottaa huomioon potkurin aiheuttamia aerodynaamisia kuormia moottoripukkiin kohdistuvien kuormitusten laskentaan. MTV-7 –potkurin maksimihalkaisija on 1,75m ja tämä on huomattavasti alle kokemusten osoittaman 2,74m potkurin halkaisijan rajan. (mt-propeller, 2005; EASA, 2012, AMC 23.371)



### **3.5 Kuormitustilojen laskenta**

#### **3.5.1 Kuormitusten laskennassa tarvittava taustatieto**

Ilma-aluksen osiin kohdistuu useita erityyppisiä ja erisuuruisia kuormitustiloja, jotka syntyvät erilaisista lentotiloista ja lentotilojen muutoksista. Ilma-aluksen voimalaite on merkittävä massa, jonka etäisyys ilma-aluksen massakeskipisteestä on suhteellisen suuri.

Kuormitustilojen laskennassa tulee näin ollen ottaa huomioon huomattava määrä erilaisia muuttujia, jotka pitää arvioida, mitata tai etsiä lähdetietoina. Varsinaisen lujuustarkastelun nopeuttamiseksi on kuitenkin syytä selvittää kuormitukset voimalaitteen massakeskipisteeseen vaikuttavina voimina kolmella avaruusakselilla sekä työntövoiman ja momenttien vaikutuksina alennusvaihteiston ja potkurin yhtymäkohdassa.

Laskelmat ovat erittäin epätarkkoja, johtuen puutteellisista lähtötiedoista. Tämä tullaan ottamaan huomioon varmuuskertoimen suuruudessa.

#### **3.5.2 Työntövoiman vaikutus**

Työntövoima on reaktiovoima, jota kuvaillaan Newtonin kolmen lain avulla. Newtonin ensimmäisen lain mukaan kappale pysyy levossa tai jatkaa suoraviivaista liikettään, jos siihen ei vaikuta ulkoisia voimia. Newtonin toisen lain mukaan kappaleen kiihtyvyys on riippuvainen sen massasta ja siihen kohdistuvasta voimasta. Puolestaan kolmannen lain mukaan, jokaisella voimalla on samansuuruinen, mutta suunnaltaan päinvastainen voima. (Inkinen & Tuohi, 2009, 93-95, 100)

Ilma-aluksen potkuri on perusrakenteeltaan siipi, joka pyöriessään sopivalla kohtauskulmalla tuottaa paine-eron potkurialueen etu- ja takapuolen välille. Tämä paine-ero pyrkii tasoittumaan ja näin ollen saa aikaan ilma-alusta eteenpäin kiihdyttävän voiman. Ilma-aluksen nopeus kasvaa tämän työntövoiman ansiosta siihen asti, kunnes työntövoima ja ilma-alukseen kohdistuvat ilmanvastusvoimat ovat tasapainossa.

Työntövoiman laskeminen teoreettisella tasolla on haasteellista, johtuen käytettävissä olevista lähtötiedoista. Mäntämoottorin teho ilmaistaan yleensä hevosvoimina tai kilowatteina, jotka ilmaisee tehtyä työtä tiettyyn aikamääreeseen nähden. Työntövoima on puolestaan nimensä mukaisesti voima, joten näillä kahdella suurella ei ole yksiselitteistä yhteyttä. Tekniikan kaavasto antaa työlle kaavan:

$$W = Fs \quad (3)$$

Jossa  $W$  on teho,  $F$  on voima ja  $s$  on matka. Teholle Tekniikan kaavasto antaa seuraavan kaavan:

$$P = \frac{W}{t} \quad (4)$$

Jossa  $P$  on keskimääräinen teho,  $W$  on tehty työ ja  $t$  on aika. Kaavoista 3 ja 4 voidaan johtaa tehon  $P$  ja työntövoiman  $F$  yhteys, joka on riippuvainen nopeudesta:

$$P = \frac{W}{t} \rightarrow P \cdot t = W \rightarrow P \cdot t = F \cdot s \rightarrow P = \frac{F \cdot s}{t} \quad (5)$$

Tekniikan kaavasto antaa tasaisen liikkeen kaavaksi:

$$s = vt \quad (6)$$

Jossa  $s$  on kuljettu matka,  $v$  on nopeus ja  $t$  on aika. Yhdistämällä kaavat (5) ja (6), saadaan työntövoiman laskemiselle seuraava kaava:

$$F = \frac{P}{v} \quad (7)$$

Kaavassa 7 ei ole otettu huomioon voimalaitteen alennusvaihteiston eikä potkurin hyötysuhdetta. Näitä tietoja ei ole saatavilla, joten rajoittavinta laskutarkkuutta silmällä pitäen on välttämätöntä tehdä laskelmat 100 prosentin kokonaishyötysuhteen oletuksella. (Mäkelä, Soininen, Tuomola, & Öistämö, 2010, 92)

Työntövoima määräytyy voimalaitteen tehon ja ilma-aluksen nopeuden perusteella. Eggenfellner H6-mäntämoottorin teho on 210 hevosvoimaa ja Reims/Cessna F172N

lentokäsikirja antaa  $V_{NE}$ :ksi 158 solmun ilmanopeuden. Suurin työntövoima syntyy aivan lentoonlähdon alussa nopeuden ollessa pieni, mutta otettaessa huomioon lennonaikaiset ilma-aluksen liikehinnästä syntyvät muut kuormitukset, on syytä laskea työntövoiman suuruus koko nopeusalueella. Laskelmat ovat liitteessä 1. (Reims/Cessna F172N Lentokäsikirja, 1980, 2-2)

### 3.5.3 Inertiavoimien vaikutus

Inertia on massan ominaisuus, joka pyrkii estämään liiketilän muutoksen. Newtonin toisen lain mukaan voima on massan ja sen kiihtyvyyden tulo, maapallon pinnalla lepotilassa olevaan kappaleeseen kohdistuu putoamiskiihtyvyys ja tämä antaa kappaleelle painon. Paino on siis itseasiassa luonteeltaan voima ja se voi vaikuttaa ilma-aluksen rakenteisiin erisuuntaisena ja –suuruutena riippuen lentotilasta ja lentotilan muutoksen voimakkuudesta. (Inkinen & Tuohi, 2009, 93-101)

Arkikielessä puhutaan usein G-voimasta, mutta virallisissa yhteyksissä kyseessä on kuormituskerroin. Kuormituskerroin määritellään putoamiskiihtyvyyden kerrannaisena, joten esimerkiksi kahden G-voiman kaarrossa voimalaitteeseen kohdistuu kaksinkertaisen putoamiskiihtyvyyden suuruinen kiihtyvyys ja näin ollen voimalaitteen paino kaksinkertaistuu lepotilaan nähden. Voimakas lentotilan muutos voi siis saada aikaan moottoripukkiin hyvin suuren kuormituksen lepotilaan nähden. (Inkinen & Tuohi, 2009, 93-101)

Inertiavoimien laskentaan tarvitaan lähdetietona potkurin massa sekä voimalaitteen massa apulaitteineen. Voimalaitteen massa 350 paunaa (noin 160kg) ja potkurin massa spinnerin ja säätölaitteen kanssa 16,7kg. Voimalaitekokonaisuuden massa on siis noin 175kg. Vaadittavat kuormituskertoimet ovat aiemmin mainitut +4,4 ja -1,76, sekä sivuttaissuunnassa 1,47. Inertiavoima lasketaan seuraavalla kaavalla:

$$F = n g m \quad (8)$$

Jossa  $F$  on syntyvä inertiaalivoima,  $g$  on putoamiskiihtyvyys ja  $n$  on kuormituskerroin. Kaavan 8 antamat inertiaalivoimat vaikuttavat voimalaitekokonaisuuden massakeskipisteeseen, joten kuormitukset voidaan analysissä lisätä pistevoimina. Voimalaitteen massakeskipisteen sijaintia ei ole saatavissa lähdetietona, joten sen sijainti

pitää arvioida lähinnä silmämääräisesti. Tätä epätarkkuutta, sen merkitystä ja sen kompensoinnin tarvetta voidaan analyysissa tarpeen vaatiessa arvioida massakeskipisteen sijaintia muuttamalla. (Inkinen & Tuohi, 2009, 93-101; Mäkelä, Soininen, Tuomola, & Öistämö, 2010, 91-93)

Toinen menetelmä inertiaalikuormitusten käsittelyyn analyysissa, on asettaa malliin voimalaittekokonaisuuden massaa ja massakeskipistettä vastaava massapiste ja antaa tälle siihen kohdistuvat kiihtyvyydet. Nämä kiihtyvyydet ovat edellä mainitun mukaisesti normaalin putoamiskiihtyvyyden moninkertoja. Laskelmat molempiin menetelmiin on esitetty liitteessä 1. (Inkinen & Tuohi, 2009, 93-101)

#### **3.5.4 Hyrrävoimien vaikutus**

Newtonin ensimmäisen lain johdosta, pyörivä kappale vastustaa pyörimistason muutosta. Potkuri on merkittävä massa ja se vastustaa pyörimistason muutosta, toisin sanoen ilma-aluksen lentotilan muutosta. Käytettävä kaava 2 on esitetty luvussa 3.5.6, EASAn CS-23 suunnittelumääritelmien alla. (Inkinen & Tuohi, 2009, 93-101)

Hyrrävoima aiheuttaa vääntömomentin syntymisen potkurin napaan ja sen vaikutussuunta on päinvastainen lentotilan muutoksen suunnan suhteen. Hyrrävoimien lasketaan tarvitaan lähdetietona potkurin polaarinen hitausmomentti  $0,5\text{kgm}^2$ , suurin potkurin kierrosnopeus  $283\text{rad/s}$  ja ilma-aluksen lentotilan muutoksen kulmanopeudet pitch ja yaw –akselien ympäri. Lentotilan muutoksen kulmanopeuksille on annettu viralliset minimi EASAn CS-23 suunnittelumääritelmissä, mutta muissa lähteissä annetaan vaihtelevia suosituksia hyrrävoimien lasketaan. (Niu, 1997; Erickson, ei pvm; Subenews, ei pvm; mt-propeller, 2005)

Käytän laskelmissa suurinta kulmanopeutta  $2,5\text{rad/s}$  sekä pitch että yaw –akseleille. Laskelmat on esitetty liitteessä 1

#### **3.5.5 Vääntömomentin vaikutus**

Newtonin kolmannen lain mukaan jokaista voimaa vastaa yhtä suuri, mutta vastakkaiseen suuntaan vaikuttava voima. Ilma-aluksen voimalaite tuottaa potkuria pyörittävän vääntömomentin ja potkurin tuottama reaktiovoima kohdistuu voimalaitteeseen.

Tekniikan kaavasto antaa tehon, pyörittävän momentin ja kulmanopeudelle seuraavan yhteyden.

$$P = M\omega \quad (9)$$

Jossa  $P$  on teho,  $M$  on pyörittävä momentti ja  $\omega$  on kulmanopeus. Voimalaitteen alennusvaihteisto alentaa potkurin kierrosnopeuden maksimiarvoon 2700RPM, joten kaavan 9 mukaan suurin syntyvä momentti on 554Nm. Todellinen vääntömomentti on kuitenkin voimalaitekokonaisuuden hyötysuhteen vuoksi alhaisempi, koska hyötysuhde ei ole tiedossa ja näin ollen pitää valita rajoittavin laskentatarkkuus. (Inkinen & Tuohi, 2009, 100; Mäkelä, Soininen, Tuomola, & Öistämö, 2010, 93)

Luvussa 3.4.3 suoritetun taustatutkimuksen perusteella, tulee moottorin keskimääräinen momentti kertoa luvulla 1,33. Lähtötietoina on saatavilla ainoastaan laskettu moottorin teoreettinen suurin momentti ja kun tämä kerrotaan luvulla 1,33, saadaan todelliseen vääntömomenttiin nähden kohtuuttoman suuri laskentatuloks. Tämä laskentatuloks perustuu kuitenkin parhaimpaan saatavilla olevaan tietoon. Analysointivaiheessa on mahdollista testata mikä on moottorin vääntömomentin osuus kokonaiskuormituksista ja arvioida, että aiheuttaako käytetty laskentatarkkuus kohtuuttomia suunnitteluvaatimuksia.

### 3.6 Alustavat ratkaisuehdotukset

Voimalaitteen mukana toimitettu moottoripukki on tarkoitettu Vans RV-8 –koneeseen ja sen ominaisuuksista on tehtävissä muutamia havaintoja. Alkuperäisen moottoripukin pituus (ilma-aluksen paloseinästä voimalaitteen kiinnityspisteisiin) on verrattain pitkä ja tämä tarkoittaa huomattavasti suurempaa etäisyyttä ilma-aluksen ja voimalaitteen massakeskipisteiden välillä verrattuna aiemmin määritettyihin suunnitteluvaatimuksiin. Tämä vaikuttaa erityisesti inertiavoimien aiheuttamiin kuormituksiin ja on todennäköistä, että jo olemassa olevan perusrakenteen soveltaminen täyttää vaatimukset hyvin.

Lisäksi huomioitavaa toimitetun moottoripukin rakenteesta on siinä oleva nokkalaskutelineen kiinnitys. Cessna C172 –ilma-aluksessa nokkalaskutelineen kiinnitys on toteutettu suoraan paloseinään ja ottaen huomioon laskeutumisessa syntyvät suuret

kuormitukset, on toimitettu moottoripukki todennäköisesti suunniteltu suuremmilla kuormituksilla, mitä nyt asetetut uuden moottoripukin suunnitteluvaatimukset edellyttävät.

Ottaen huomioon edelliset seikat, esitän alustavaksi konstruktiovalinnaksi voimalaitteen mukana toimitetun moottoripukin perusrakenteen suoraa soveltamista annettuihin dimensioihin. Jos perusrakenteen suora sovellus ei täytä suunnitteluvaatimuksia, tulee sitä modifioida kompensoimaan kriittisten kuormitustilojen aiheuttamat jännitykset ja muodonmuutokset.

## **4 VAIHTOEHTOISET TOTEUTUSTAVAT**

### **4.1 Alkuperäisen Vans RV-8 –ilma-alukseen tarkoitetun pukin perusrakenteen soveltaminen**

Voimalaitteen mukana toimitettu moottoripukki on perusrakenteeltaan hyvin yksinkertainen ja on näin ollen luonteva suunnittelun lähtökohta. Tämän moottoripukin mitat ja paloseinän kiinnityspisteiden sijainti eivät täytä suunnittelun vaatimuksia, joten niitä tulee muuttaa. Myöskään tässä pukissa oleva nokkalaskutelineen kiinnityspiste ei ole suunnittelun kannalta oleellinen, joten se voidaan analyysissä jättää pois, eikä sitä myöskään tule moottoripukin lopulliseen konstruktion

Kuormituksia kantavat moottoripukin osat pysyvät asettelu suhteen suhteellisen samanlaisia, mutta niiden mitat ovat alkuperäiseen nähden pääsääntöisesti lyhyempiä. Lujusopillisessa mielessä kyseessä on kehärakenne, jonka solmukoordinaatit sijaitsevat voimalaitteen ja ilma-aluksen paloseinän kiinnityspisteisteissä.

### **4.2 Alkuperäisen Vans RV-8 –ilma-alukseen tarkoitetun pukin perusrakenteen soveltaminen ja modifiointi**

On mahdollista, ettei alkuperäisen moottoripukin rakenne täytä tyydyttävästi suunnitteluvaatimuksia. Tällöin on mahdollista lisätä esimerkiksi eri tyyppisiä tukivarsia tai vaihtaa putkimateriaali poikkipinta-alaltaan paremmin soveltuvaksi.

Alkuperäisen rakenteen modifiointi saattaa tosin vaatia lisämateriaalin tilaamisen ja tämä tulee pitkittämään aikataulua. Jos analyysin lopputulos on vaatimus eri putkimateriaalin poikkipinta-alan suhteen, ei jo olemassa olevaa putkimateriaalia voida hyödyntää ja tämä lisää myös valmistuskustannuksia.

## 5 TOTEUTUSTAPOJEN ARVIOINTI

### 5.1 Analysoitavien toteutustapojen valinta

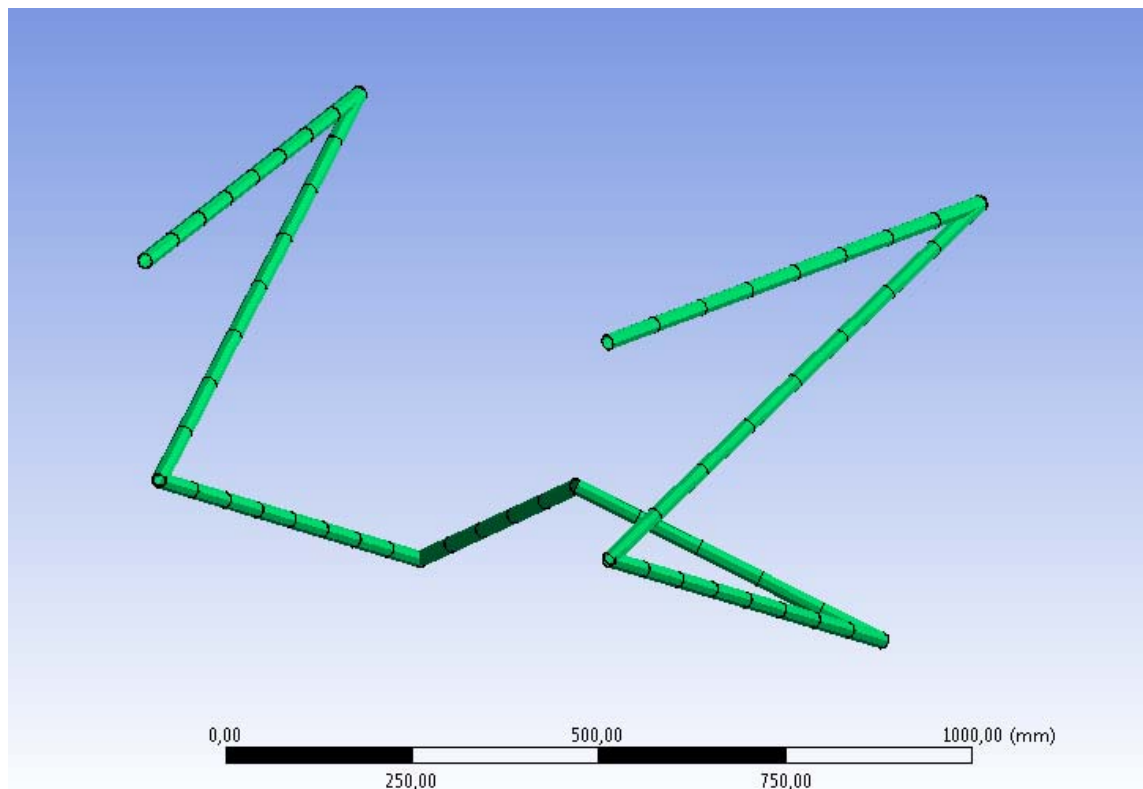
#### 5.1.1 Vans RV-8 –ilma-aluksen perusrakenteen soveltaminen

Alustava konstruktiovalintaa varten tehtävä 3D-malli tehdään ANSYS Workbench ohjelmistolla static structural toimintoa käyttäen, myös varsinainen lujuusanalyysi tehdään samoilla työkaluilla. Workbench tukee haluttujen materiaalitietojen syöttämistä, joten esimerkiksi syntyvistä rakenteen venymistä saadaan suorat tulokset.

Tämän opinnäytetyön luvussa 3.5.3 on kirjoitettu kaksi menetelmää inertiaalikuormitusten asettamiseksi rakenteeseen. Valittu menetelmä vaikuttaa siihen miten 3D-malli tulee luoda Workbenchissä. Olen valinnut menetelmäksi inertiaalikuormitusten asettamisen massapisteeseen kohdistuvina kiihtyvyyksinä. Tämä menetelmä rajoittaa käyttämään vain yhtä putken poikkipinta-alaa, mutta kuitenkin sallii suuremman joustavuuden voimalaitekokonaisuuden massakeskipisteen sijainnin vaikutuksen analysointiin.

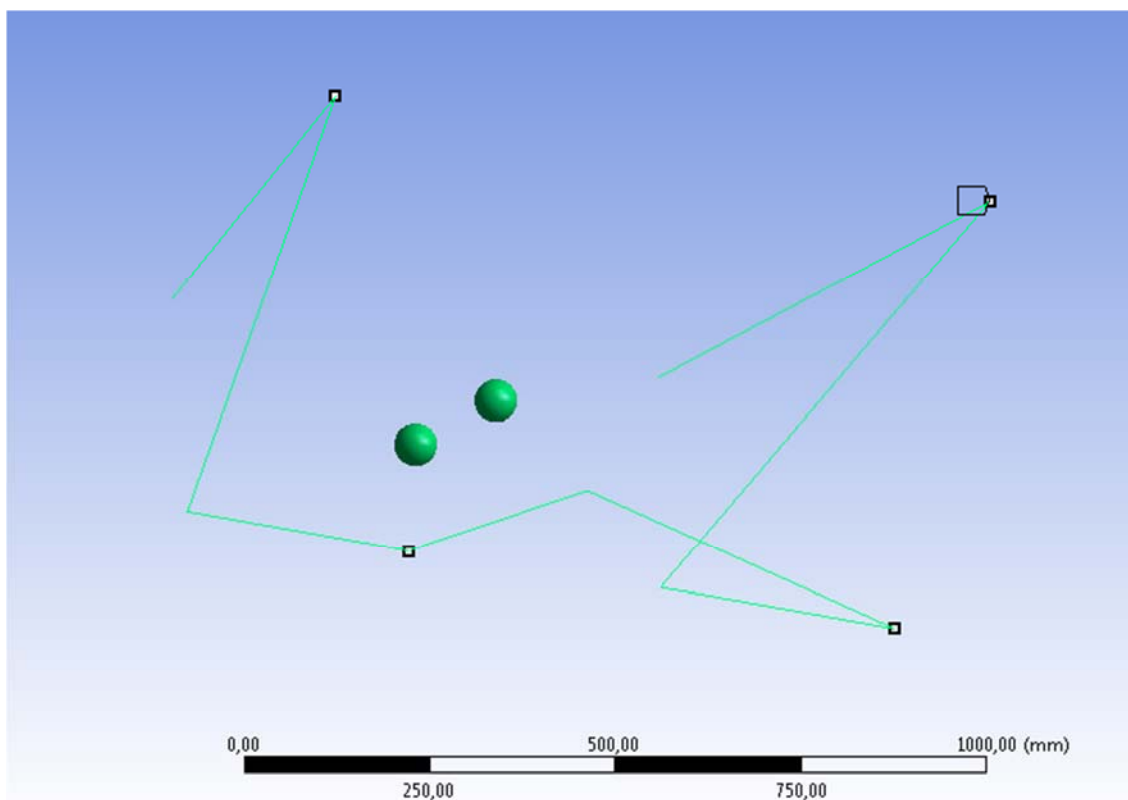
Moottoripukki on avaruuskehärakenne, jonka kaikki solmukoordinaatit tässä tapauksessa tunnetaan. On luontevaa luoda tarvittava 3D-malli syöttämällä solmukoordinaattien koordinaatit ja luomalla halutut pintakeskiöviivat koordinaattien väliin. Tämän jälkeen luodaan haluttu putken poikkipinta-ala ja yhdistetään osat yhdeksi kappaleeksi. Tälle kappaleelle asetetaan haluttu materiaali ja luodaan elementtiverkko, tämä on nähtävissä kuvassa 1.





*Kuva 1 Moottoripukin rakenne ja sitä vastaava elementtiverkko*

Arvioitujen voimalaitteen massakeskipisteen ja potkurin massakeskipisteen sijaintien kohdille asetaan niitä vastaavat pistemassat. Syy erillisiin massapisteisiin on koko voimalaitekokonaisuuden epätasapainoisuus verrattuna pelkkään voimalaitteeseen, joka tekee massakeskipisteen sijainnin arvioinnista vaikeaa. Toinen syy on erityyppiset kuormitukset. Inertiaalikuormitukset kohdistuvat kaikkeen massaan, mutta työntövoiman, gyroskooppivoimasta johtuvat vääntömomentin ja moottorin vääntömomentin vaikutus kohdistuu rakenteeseen potkurinnavan kautta. Massapisteiden sijainnit ovat nähtävissä kuvassa 2.



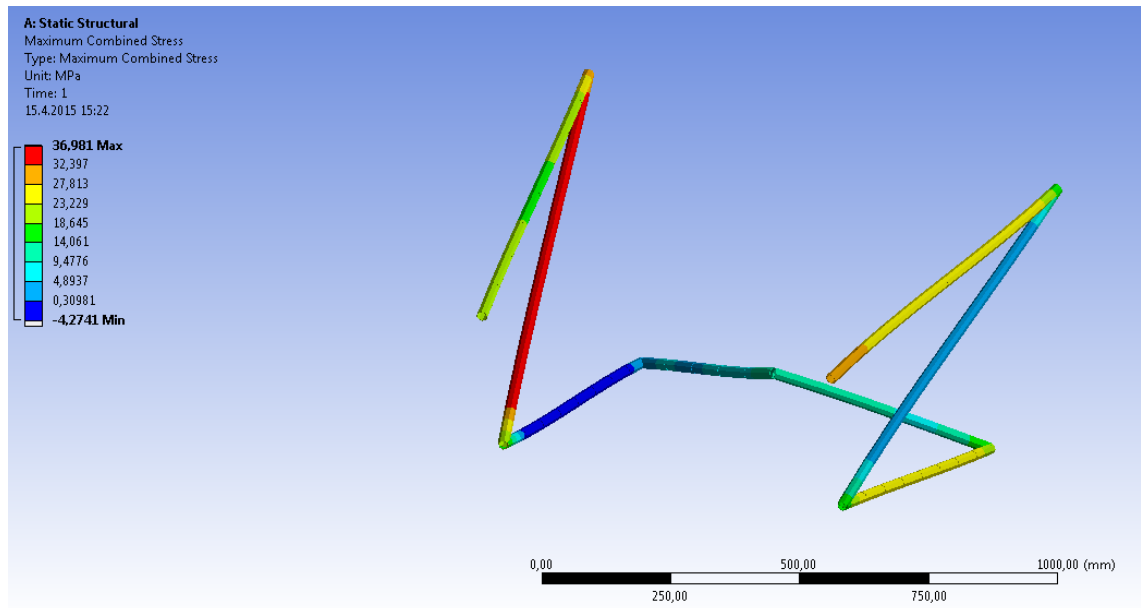
*Kuva 2 Pistemassojen sijainnit*

ANSYS Workbench mahdollistaa kuormitusten parametrisoinnin, jonka avulla voitaisiin analysoida kaikkien mahdollisten kuormitusyhdistelmien vaikutus. Kuitenkaan ilma-alukseen ei koskaan voi kohdistua kaikki edellä lasketut kuormitukset samaan aikaan, joten on luontevampaa pyrkiä simuloimaan suurimmat kuormitukset järjen ja fysiikan rajoissa.

Fysiikan rajat tulevat vastaan esimerkiksi siinä, että suurien kiihtyvyydenmoninkertojen synnyttäminen vaatii kohtuullisen suuren ilmanopeuden. Työntövoima pienenee ilmanopeuden funktiona, joten ei ole suoraan perusteltua yhdistää molempien kuormitusten maksimiarvoja. Voidaan kuitenkin olettaa suurinten kuormitusten tapahtuvan moottorin ollessa täydellä teholla, jolloin myös moottorin vääntömomentti on suurimmillaan.

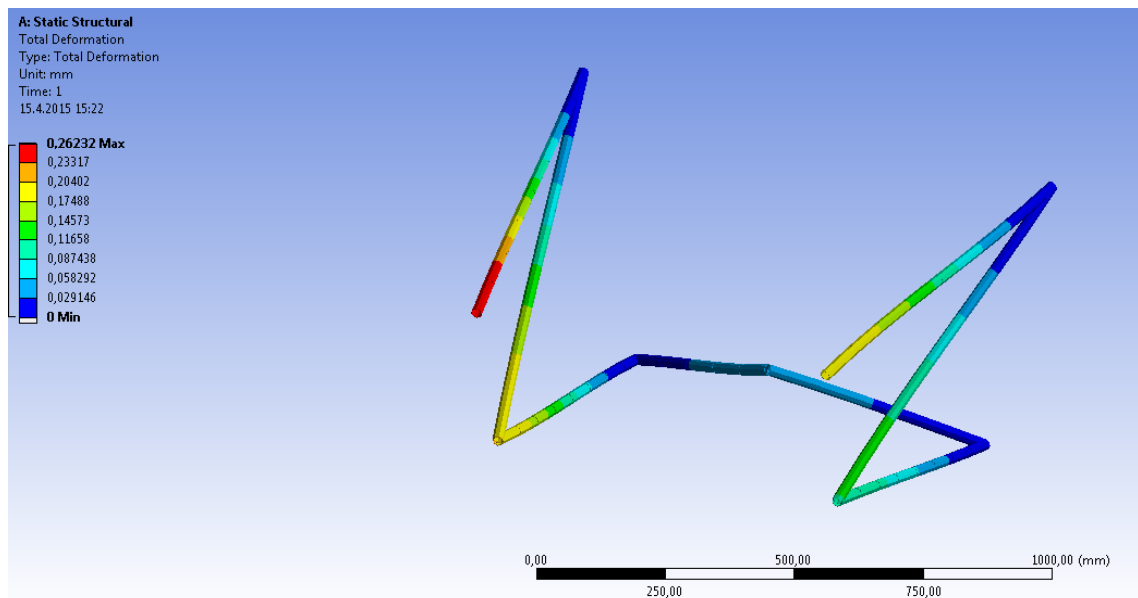
Suurin voimalaitteen työntövoima syntyy pääasiassa joko koekäytössä maanpinnalla tai aivan lentoonlähden alussa. Koekäyttöön ja lentoonlähden liittyy olennaisena osana suuri moottorin teho, jolloin moottoripukkiin kohdistuva moottorin vääntömomentti nousee maksimiin. Olkoon näiden kahden kuormituksen (työntövoima 7,61kN ja

moottorin vääntömomentti 736,619Nm) yhdistelmä ilma-aluksen sakkausnopeudella nimeltään kuormitustila 1. Kuormitustilan 1 aiheuttamat jännitykset (yhdistetty normaali- ja taivutusjännitys) ovat nähtävissä kuvassa 3 ja suurimman jännityksen perusteella, voidaan todeta varmuuskerroin. Suurin rakenteeseen kohdistuva jännitys on 37MPa ja kun tämä suhteutetaan materiaalin 435MPa myötölujuuteen, tulee varmuuskertoimeksi 11,7.



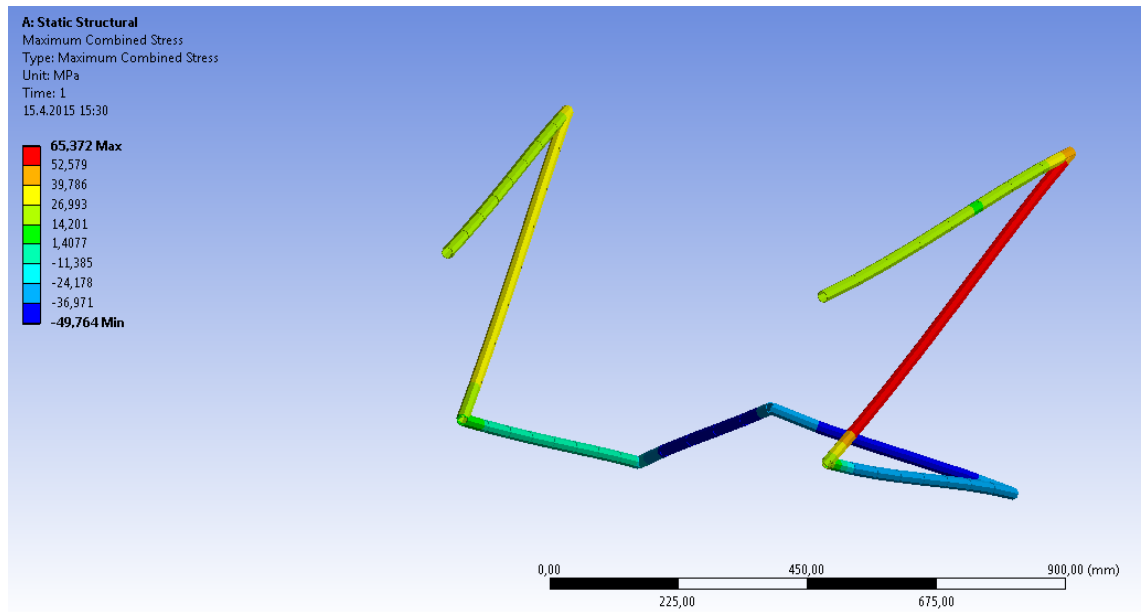
Kuva 3 Kuormitustilan 2 yhdistetty normaali ja taivutusjännitys

Kuvassa 4 on nähtävissä kuormitustilan 1 aiheuttamat muodonmuutokset. Tuloksista voidaan todeta ettei kuormitustilanteessa synny mainittavia muodonmuutoksia, jotka voisivat heikentävästi vaikuttaa ilma-aluksen turvalliseen käyttöön.



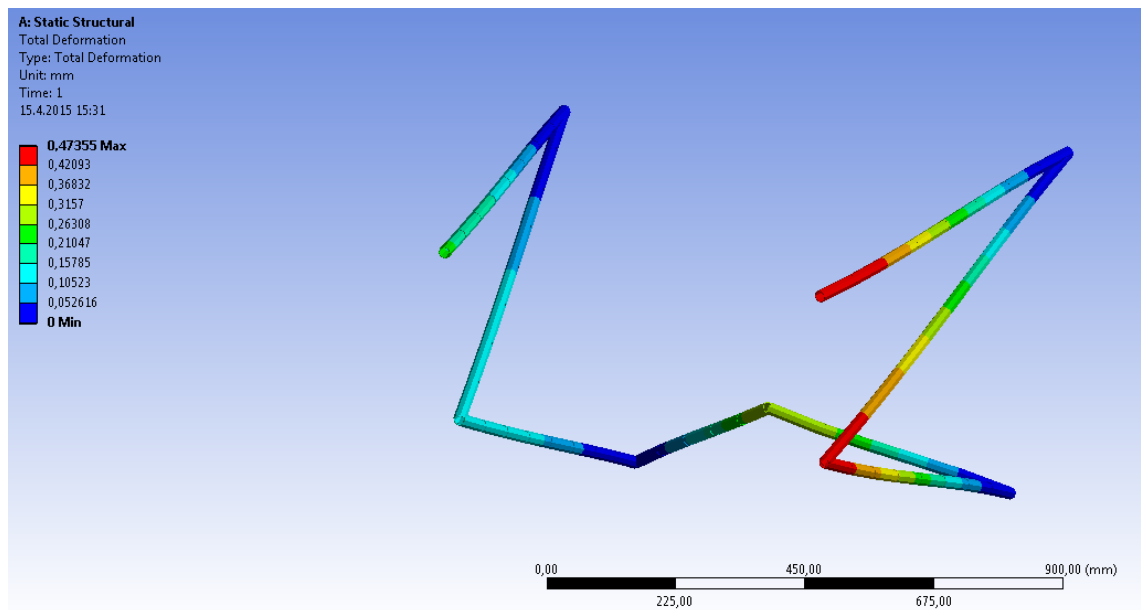
Kuva 4 Kuormitustilan 1 muodonmuutokset

Moottoripukkiin kohdistuvat kuormitukset muuttuvat ilma-aluksen siirtyessä rotaatiovaiheeseen. Rotaatiovaiheessa ilma-aluksen nopeus on kasvanut niin suureksi, että ilma-alus voidaan irroittaa kiitotiestä ilma-aluksen nokkaa nostamalla. Tällainen liiketilänmuutos kohdistaa moottoripukkiin työntövoiman ja moottorin vääntömomentin lisäksi myös inertiaalikuormituksen ja gyroskooppikuormituksen. Tämän tyyppinen liiketilänmuutos syntyy myös ilmassa, kun ilma-aluksen rattia vedetään (tai työnnetään, liiketilän muutoksen suunta on tällöin vastakkainen). Jos ohjainliike on riittävän voimakas, inertiaalikuormitus ja gyroskooppikuormitus maksimoituvat. Kuormitustilaa 2 varten yhdistetään suurin inertiaalikuormitus ( $43,149\text{m/s}^2$ ), suurin gyroskooppikuormitus ( $353,429\text{Nm}$ ), suurin moottorin vääntömomentti ( $736,619\text{N}$ ) sekä työntövoima rajoitetun taitolentoluokan ilmanopeudella ( $3,2\text{kN}$   $97$  solmun ilmanopeudella). Kuormitustilan 2 aiheuttamat jännitykset (yhdistetty normaali- ja taivutusjännitys) ovat nähtävissä kuvassa 5. Rakenteen varmuuskerroin materiaalin myötölujuuteen nähden on  $6,7$ .



Kuva 5 Kuormitustilan 2 yhdistetty normaali ja taivutusjännitys

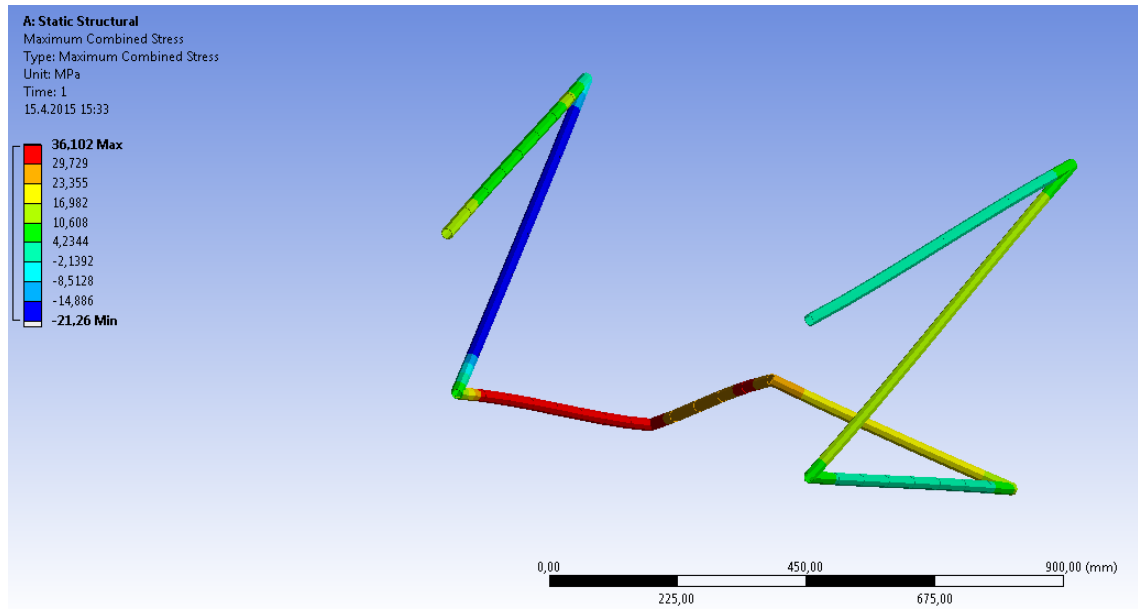
Kuvassa 6 on nähtävissä kuormitustilan 2 aiheuttamat muodonmuutokset. Tuloksista voidaan todeta ettei kuormitustilanteessa synny mainittavia muodonmuutoksia, jotka voisivat heikentävästi vaikuttaa ilma-aluksen turvalliseen käyttöön.



Kuva 6 Kuormitustilan 2 muodonmuutokset

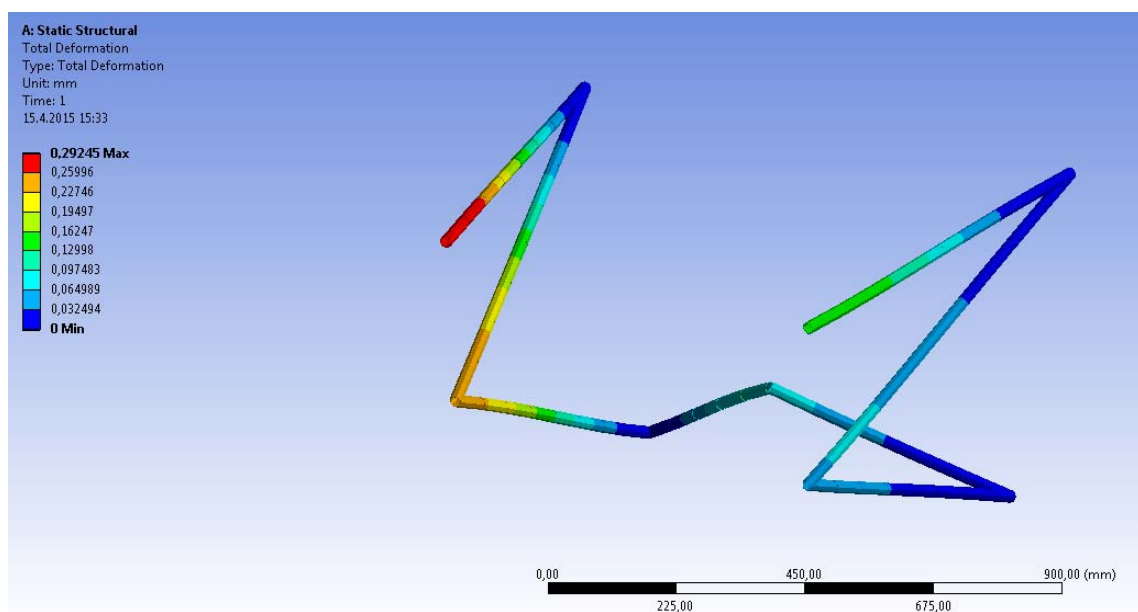
Vastaavasti jos ilma-aluksen rattia työnnetään, muuttuu inertiaalikuormituksen ja gyroskooppikuormituksen suunta. Kuormitustilaa 3 varten yhdistetään suurin negatiivinen inertiaalikuormitus ( $-17,26\text{m/s}^2$ ), suurin gyroskooppikuormitus

(-353,429Nm), suurin moottorin vääntömomenti (736,619N) sekä työntövoima rajoitetun taitolentoluokan ilmanopeudella (3,2kN 97 solmun ilmanopeudella). Kuormitustilan 3 vaikutukset ovat nähtävissä kuvassa 7. Rakenteen varmuuskerroin materiaalin myötölujuuteen nähden on 12.



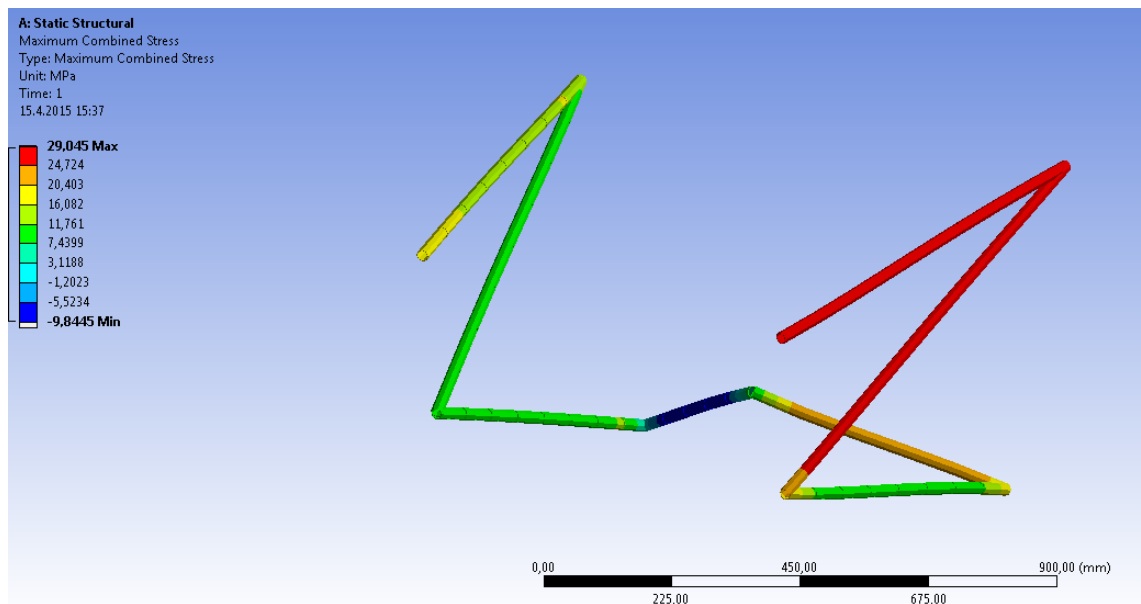
Kuva 7 Kuormitustilan 3 yhdistetty normaali ja taivutusjännitys

Kuvassa 8 on nähtävissä kuormitustilan 3 aiheuttamat muodonmuutokset. Tuloksista voidaan todeta ettei kuormitustilanteessa synny mainittavia muodonmuutoksia, jotka voisivat heikentävästi vaikuttaa ilma-aluksen turvalliseen käyttöön.



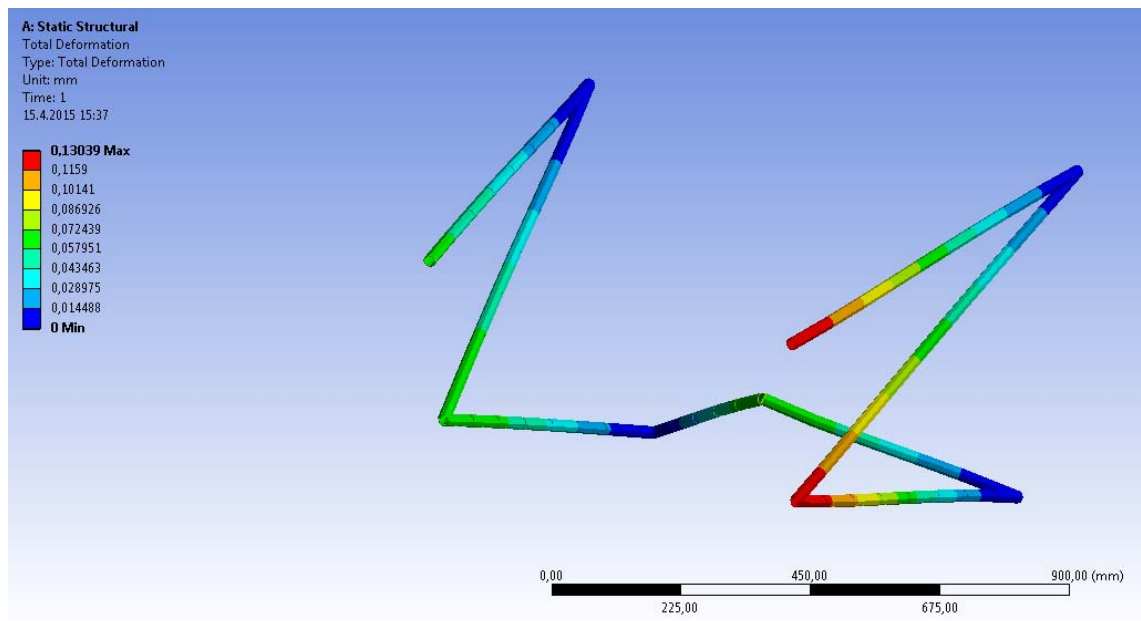
Kuva 8 Kuormitustilan 3 muodonmuutokset

Moottorinpukille on vaatimus myös sivuttaissuunnassa tapahtuvalle inertiaalikuormitukselle. Tämän tyyppinen kuormitus syntyy todennäköisimmin tuulisissa oloissa tehdyn laskeutumisen yhteydessä. Kuormitustilaa 4 varten yhdistetään suurin sivuttainen inertiaalikuormitus ( $14,416\text{m/s}^2$ ), suurin gyroskooppikuormitus ( $353,429\text{Nm}$ ), suurin moottorin vääntömomentti ( $736,619\text{N}$ ) sekä työntövoima sakkausnopeudella ( $7,61\text{kN}$  40 solmun ilmanopeudella). Kuormitustilan 4 vaikutukset ovat nähtävissä kuvassa 9. Rakenteen varmuuskerroin materiaalin myötölujuuteen nähden on 15.



Kuva 9 Kuormitustilan 4 yhdistetty normaali ja taivutusjännitys

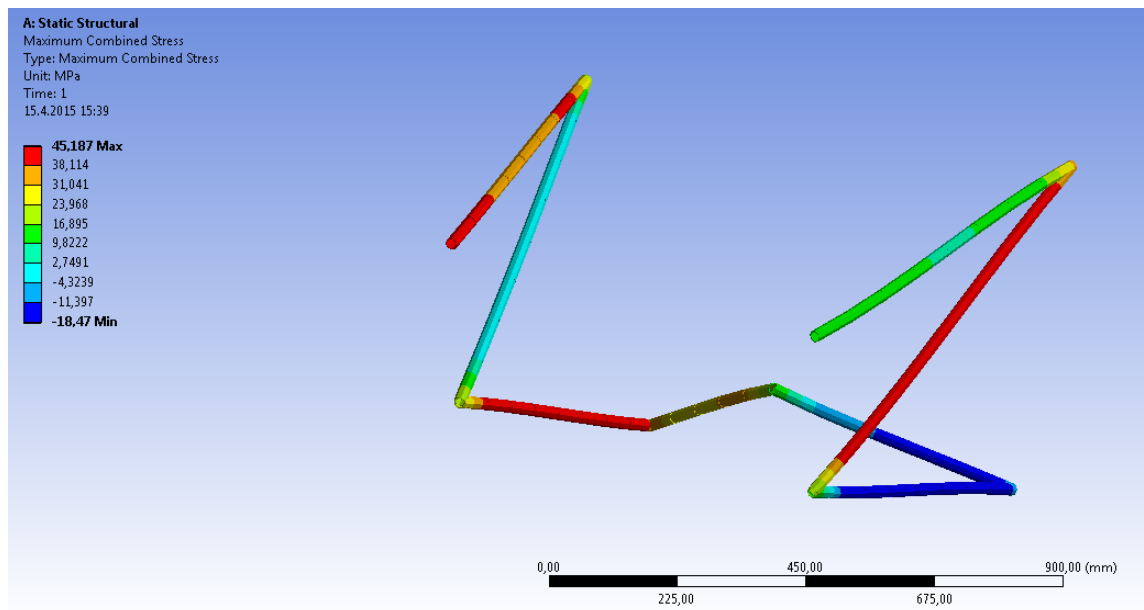
Kuvassa 10 on nähtävissä kuormitustilan 4 aiheuttamat muodonmuutokset. Tuloksista voidaan todeta ettei kuormitustilanteessa synny mainittavia muodonmuutoksia, jotka voisivat heikentävästi vaikuttaa ilma-aluksen turvalliseen käyttöön.



Kuva 10 Kuormitustilan 4 muodonmuutokset

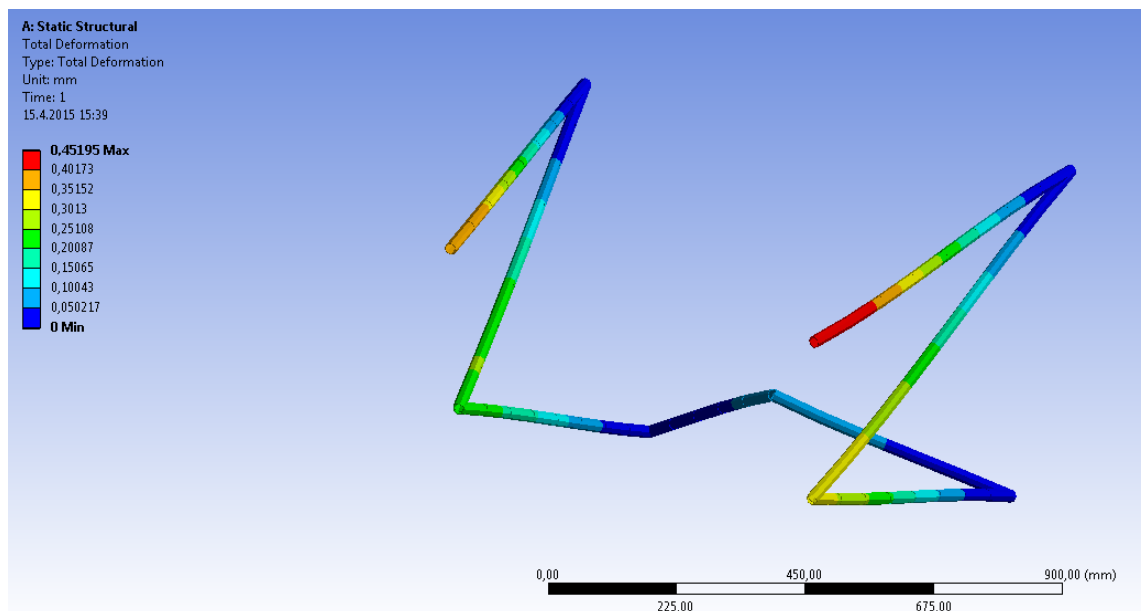
Moottorin vääntömomentti vaikuttaa aina samaan suuntaan, joten sen sivuttaiskuormituksia vahvistavan tai heikentävän luonteensa ansiosta, tulee sivuttaiskuormitukset laskea myös vastakkaiseen suuntaan. Kuormitustilaa 5 varten yhdistetään suurin sivuttainen inertiaalikuormitus ( $-14,416\text{m/s}^2$ ), suurin gyroskooppikuormitus ( $-353,429\text{Nm}$ ), suurin moottorin vääntömomentti ( $736,619\text{N}$ ) sekä työntövoima sakkausnopeudella ( $7,61\text{kN}$  40 solmun ilmanopeudella). Kuormitustilan 5 vaikutukset ovat nähtävissä kuvassa 11. Rakenteen varmuuskerroin materiaalin myötölujuuteen nähden on 9,6.





Kuva 11 Kuormitustilan 5 yhdistetty normaali ja taivutusjännitys

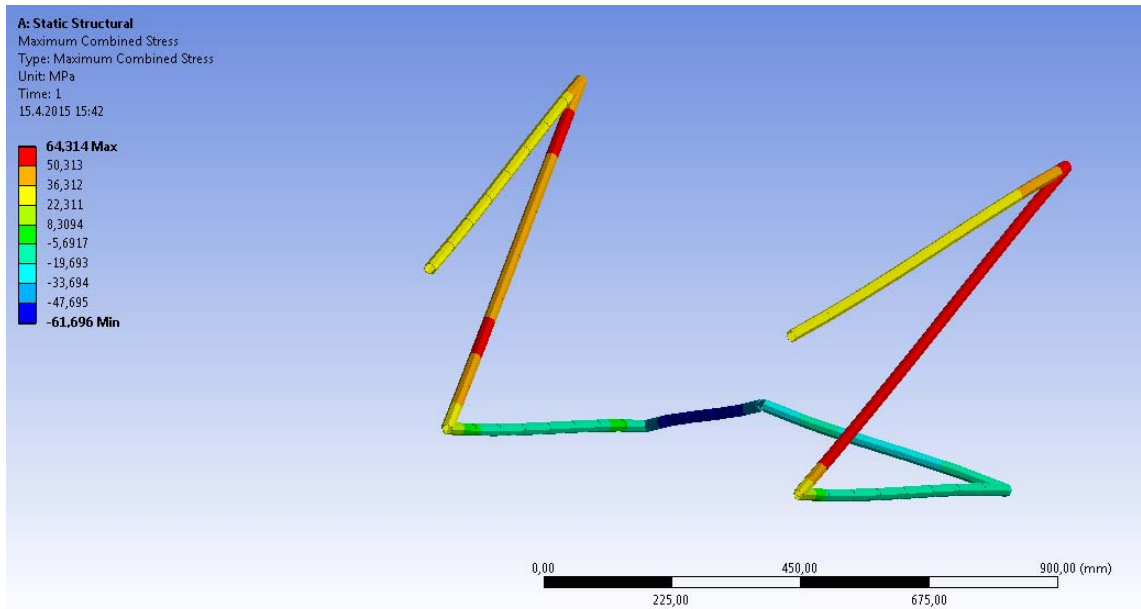
Kuvassa 12 on nähtävissä kuormitustilan 5 aiheuttamat muodonmuutokset. Tuloksista voidaan todeta ettei kuormitustilanteessa synny mainittavia muodonmuutoksia, jotka voisivat heikentävästi vaikuttaa ilma-aluksen turvalliseen käyttöön.



Kuva 12 Kuormitustilan 5 muodonmuutokset

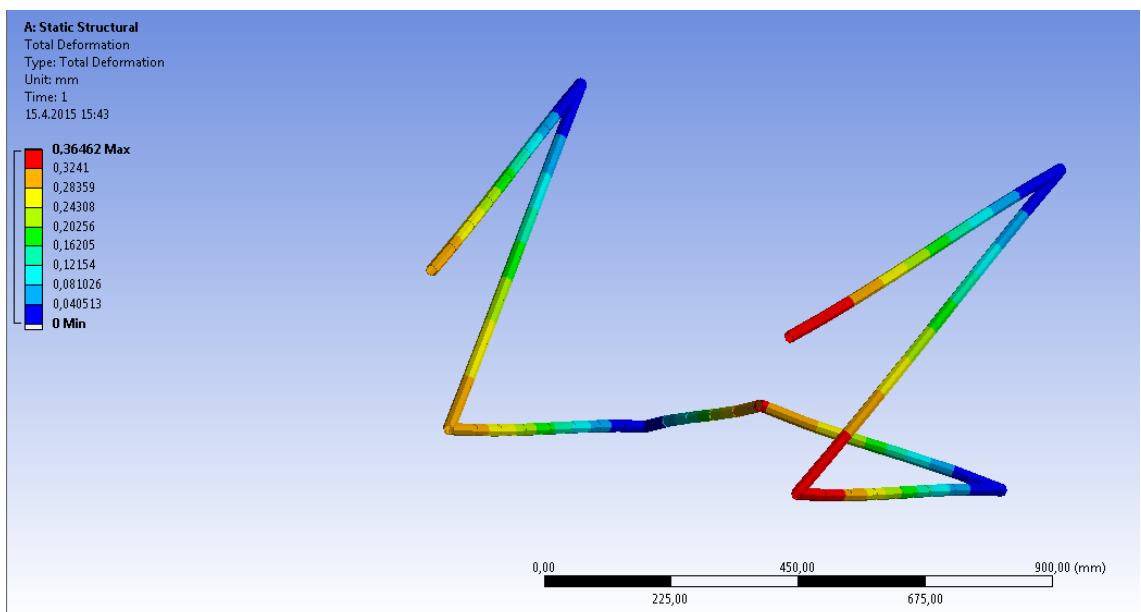
Vaikka on käytännössä täysin mahdoton tilanne, että kaikki kuormitustyyppit saisivat maksimiavonsa samanlaisesti, niin analysoidaan kyseinen tilanne. Kuormitustilaa 6 varten yhdistetään suurin inertiaalikuormitus ( $43,149\text{m/s}^2$ ), suurin gyroskooppikuormitus

(353,429Nm) molemmille akseleille, suurin moottorin vääntömomentti (736,619N) sekä työntövoima sakkausnopeudella (7,61kN 40 solmun ilmanopeudella). Kuormitustilan 6 vaikutukset ovat nähtävissä kuvassa 13. Rakenteen varmuuskerroin materiaalin myötölujuuteen nähden on 6,7.



Kuva 13 Kuormitustilan 6 yhdistetty normaali ja taivutusjännitys

Kuvassa 14 on nähtävissä kuormitustilan 6 aiheuttamat muodonmuutokset. Tuloksista voidaan todeta ettei kuormitustilanteessa synny mainittavia muodonmuutoksia, jotka voisivat heikentävästi vaikuttaa ilma-aluksen turvalliseen käyttöön.



Kuva 14 Kuormitustilan 6 muodonmuutokset

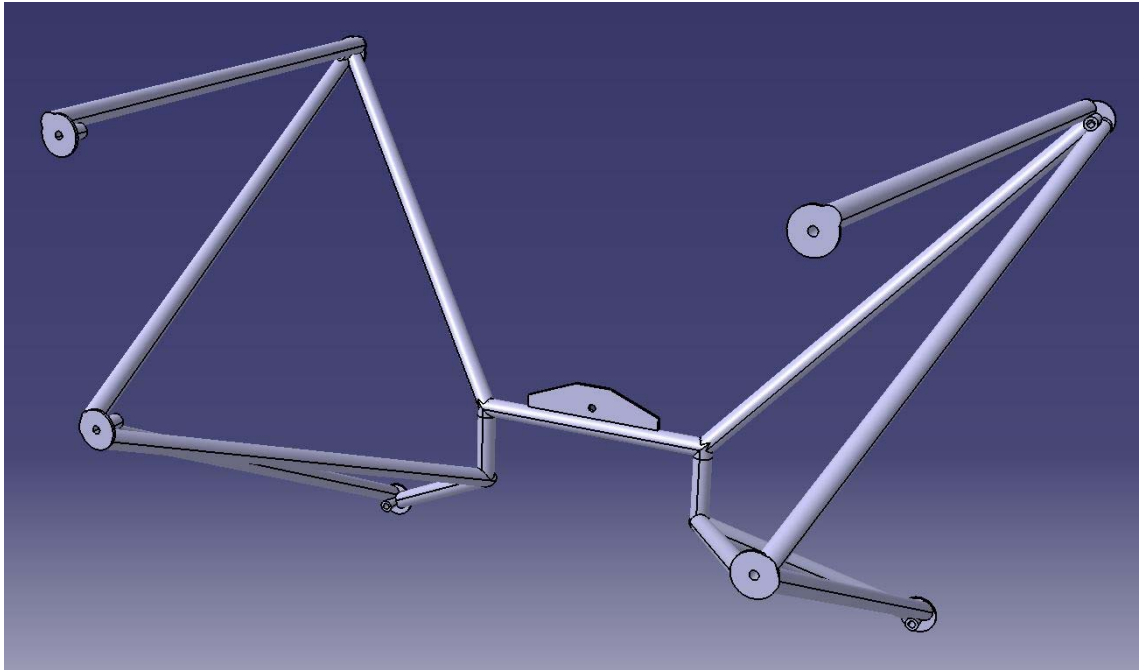
### 5.1.2 Modifikaation tarve ja johtopäätökset

Ottaen huomioon perusrakenteen varmuuskertoimen laskettuihin kuormituksiin nähden ja sen että kuormitukset on laskettu äärimmäisen konservatiivisesti, ei alustavan analyysin perusteella ole perusteltua modifioida rakennetta. Syntyvät jännitykset ja muodonmuutokset ovat kohtuullisen pieniä kaikissa kuormitustilanteissa ja varmuuskertoimet ovat huomattavasti viranomaisvaatimusta suurempia.

Alustavan analyysin jälkeen tehdyssä Jaakko Mattilan haastattelussa kävi kuitenkin ilmi, että samaa voimalaitetta käyttävässä vastaavassa ilma-aluksessa oli moottoripukkiin syntynyt pysyviä muodonmuutoksia. Nämä muodonmuutokset olivat kohdistuneet moottorin takakiinnityspisteeseen liittyviin tukiin. Tämä vaurioitunut moottoripukki on perusrakenteeltaan hieman erityyppinen, mutta johtopäätöksenä voimalaitteen takakiinnityspiste on mahdollisesti kriittisempi syntyvien jännitysten suhteen kuin mitä edellä ollut analyysi antaa ymmärtää. Näin ollen on perusteltua lisätä voimalaitteen takakiinnityspisteen tuentaa tarkkaa mallia tehdessä. Moottoripukin massa ei tästä oleellisesti lisääny ja myös materiaalia on saatavilla riittävästi. (Mattila, 2015)

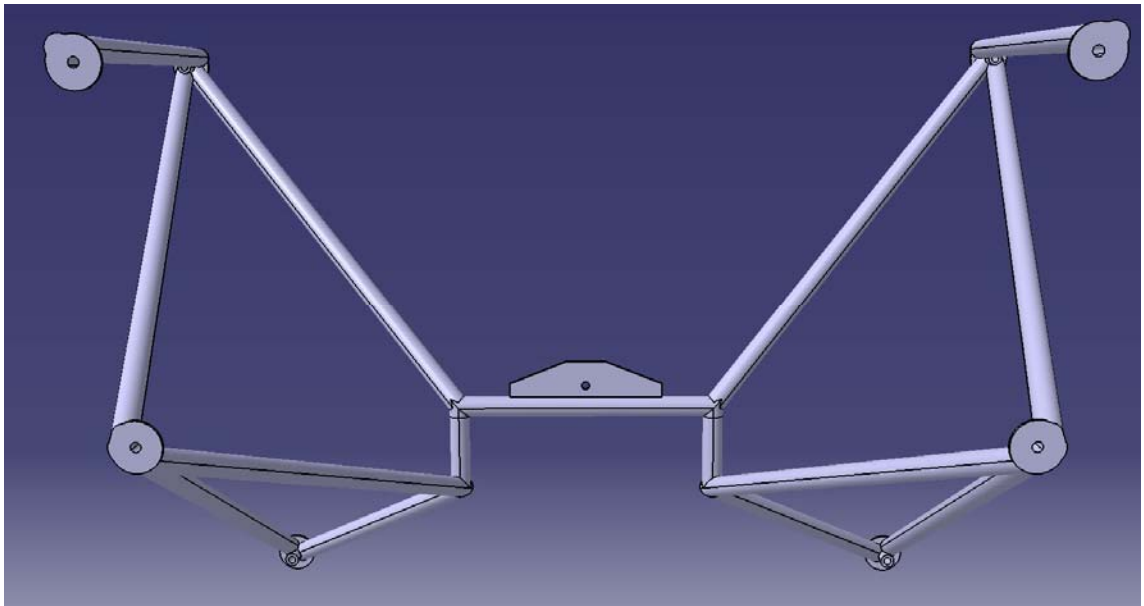
## 6 MOOTTORIPUKIN CATIA-MALLI

Tarkan mallin luontiin käytetään CATIA V5 –ohjelmistoa ja erityisesti sen Part Design ja Wireframe and Surface Design toimintoja. Yleiskuva lopullisesta mallista on nähtävissä kuvassa 15.



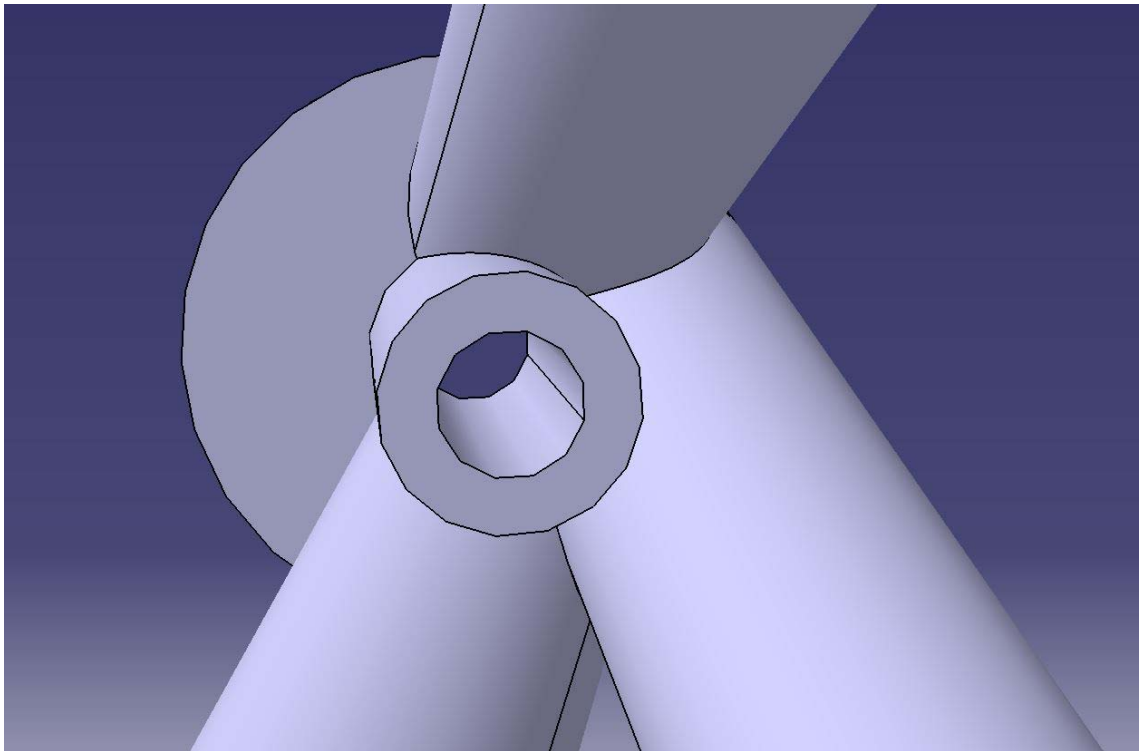
*Kuva 15 Valmis CATIA-malli*

Moottorin takakiinnityspisteen vaatima lisätuenta selviää paremmin kuvasta 16, jossa näkyy neljä lisättyä tukea. Moottorin muoto ei salli täydellisiä kolmiorakenteita, mutta tämä ratkaisu on hyvin samantyyppinen kuin Vans RV-8 –koneeseen sopivassa moottoripukissa. Tuentaa olisi vielä mahdollista parantaa esimerkiksi ylimääräisillä kiinnityspisteillä paloseinän alareunaan, mutta koska rakenteen soveltuvuus tällaiseen modikaatioon ei ole tiedossa, jää asia ilma-aluksen haltijan harkinnan varaan.



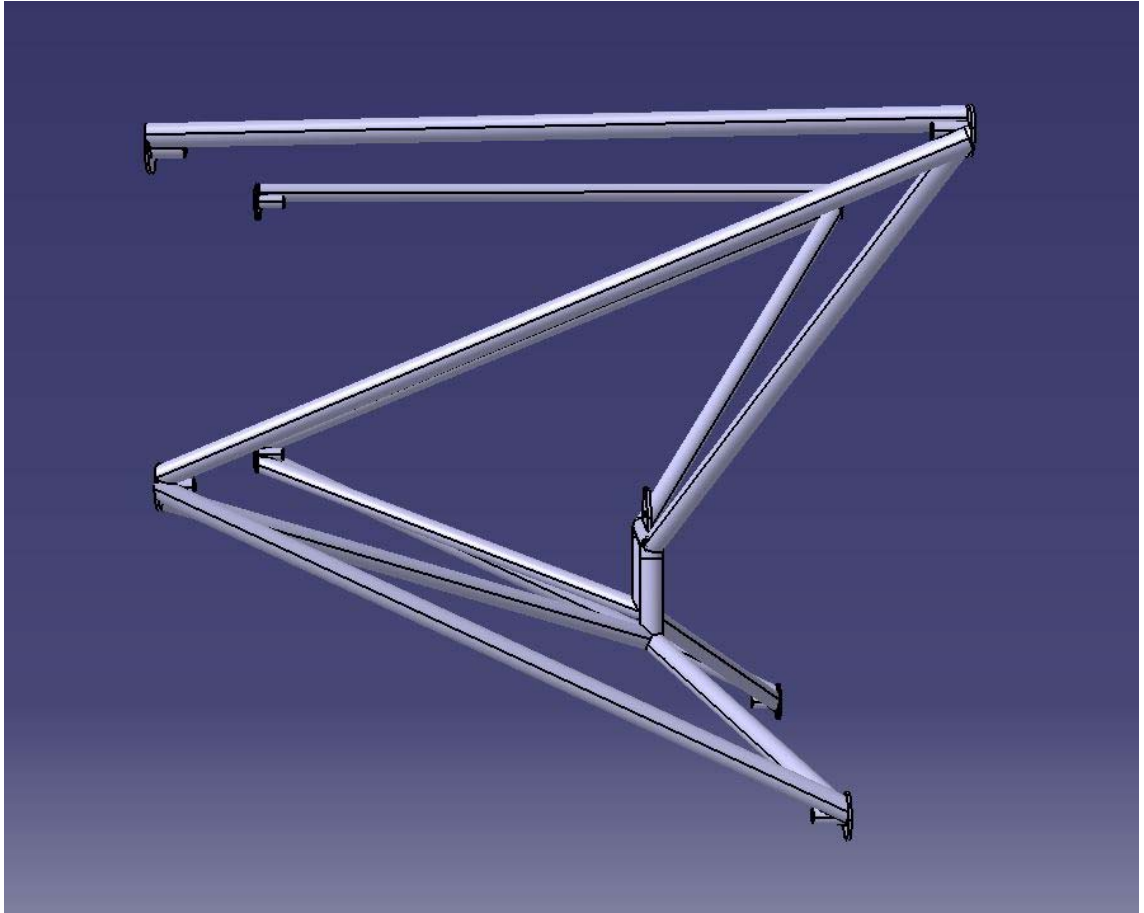
*Kuva 16 Kuva edestäpäin, jolloin takakiinnityspisteen tuenta käy selvemmin ilmi*

Tarkkaa mallia tehdessä kävi ilmi joidenkin yksityiskohtien monimutkaisuus. Esimerkkinä kuvassa 17 on nähtävillä toisen voimalaitteen etupuolen alemman kiinnityspisteen konstruktio, joka on haastava valmistettava. Tämä on kuitenkin ilmalusten moottoripukeille tyypillistä ja myös alkuperäinen Vans RV-8 –koneen pukki käyttää vastaavia rakenneratkaisuja.

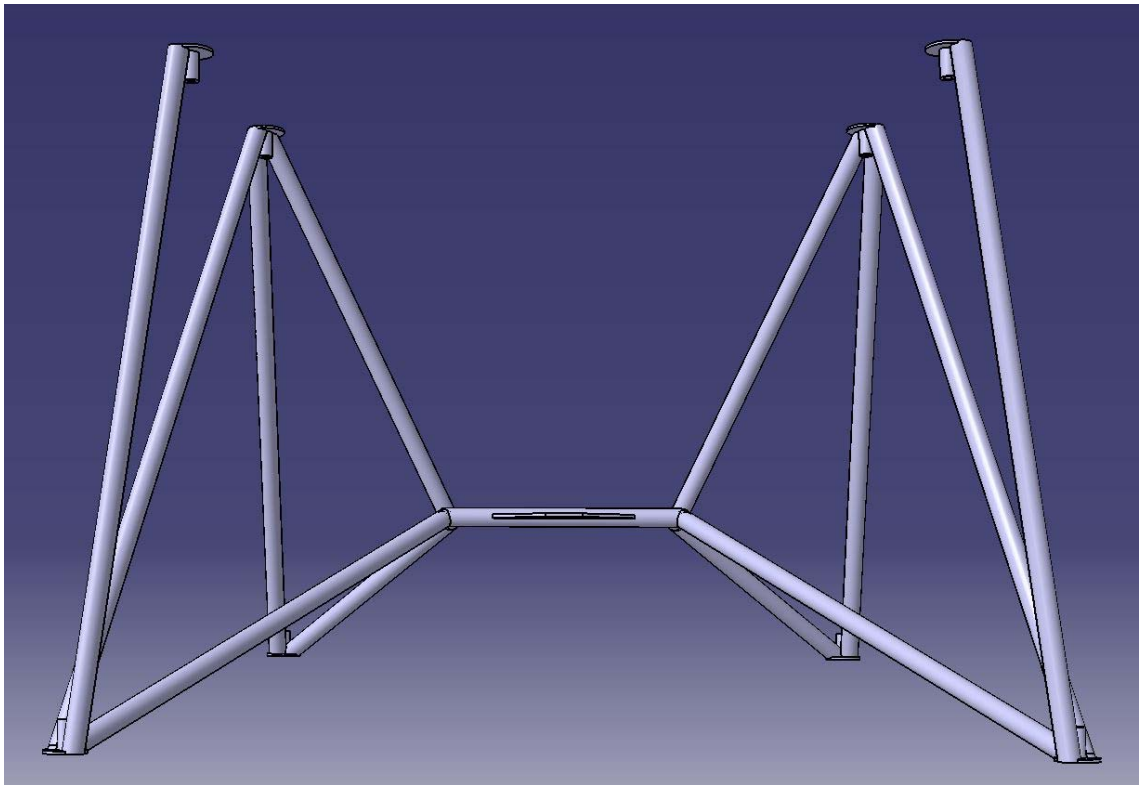


*Kuva 17 Voimalaitteen etupuolen alemman kiinnityspisteen yksityiskohtia*

Kuvissa 18 ja 19 on moottoripukki kuvattuna sekä sivulta (kuva 18) ja päältä (kuva 19). Kuvissa on nähtävissä, että moottoripukin aerodynaaminen muoto on hyvä ja moottoritila tulee optimaalisesti käytetyksi. Alustavan analyysin jälkeen lisätyt tuet rajoittavat hieman voimalaitteen apu- ja lisälaitteiden sijoittelua moottoritilassa, mutta ei merkittävästi.



*Kuva 18 Sivukuva*



*Kuva 19 Kuva päältä*

Tämä moottoripukki rakennetaan käsityönä ja jigien avustuksella, joten ei ole perusteltua tuottaa seikkaperäisiä piirustuksia. Havainnollistavat piirrokset tarvittavine mittoineen löytyvät liitteestä 2. Kuvassa 20 on vielä nähtävillä moottoripukki renderöitynä luonnolliseen toimintaympäristöönsä.



*Kuva 20 Moottoripukki renderöitynä lajitoverinsa seuraan*

## **7 MOOTTORIPUKIN TESTAAMINEN JA KUNNONVALVONTA**

### **7.1 Moottoripukin testaaminen**

Moottoripukkiin kohdistuvat kuormitukset on laskettu melko vähäisten lähtötietojen perusteella. Vaikkakin kaikki epävarmuudet on lähtökohtaisesti pyritty pyöristämään rakenteen kestävyuden kannalta turvalliseen suuntaan, on suositeltavaa testata moottoripukin käyttäytyminen vaiheittain erilaisissa lentotiloissa.

Moottoripukin rakenteen käyttäytymistä koelento-ohjelman aikana voidaan analysoida mittaamalla syntyviä venymiä venymäliuska-anturien avulla ja vertaamalla saatua mittaustietoa laskettuihin arvoihin. Tärkeä testaus on suurimman staattisen työntövoiman aiheuttaman kuormituksen mittaaminen, jota ei analyysia tehdessä ollut mahdollista laskea.

Inertiaalikuormitusten suhteen on suunnittelu epävarmuuksien vuoksi suositeltavaa käyttää vaiheittaista kuormituskertoimen lisäystä ja kerätä mittausdataa matalilla kuormituskertoimilla. Matalilla kuormituskertoimilla kerättyä mittausdataa tulee extrapoloida rakenteen todellisen kestävyuden arvioimiseksi ja turvamarginaalien asettamiseksi suurempien kuormituskertoimien koelentoille.

### **7.2 Moottoripukin kunnonvalvonta**

Normaalissa lentotoiminnassa ei todennäköisesti synny niin suuria kuormitustiloja ja niiden yhdistelmä, kuin edellä on laskettu. Moottoripukki on kuitenkin ilma-aluksen primäärirakennetta ja tässä tapauksessa valmistetaan käsityönä, joten sen kunnonvalvontaan tulee joka tapauksessa kiinnittää erityistä huomiota.

On suositeltavaa suorittaa moottoripukin hitsausseamien tarkistus vähintään visuaalisesti jokaisen määräaikaishuollon yhteydessä. Muiden NDT-menetelmien käytön tarpeellisuuden arviointiin on suositeltavaa käyttää asiantuntijaa.



## 8 POHDINTA

Ilma-aluksen moottoripukin suunnittelu on hyvin vaativaa ja saatavilla olevat resurssit ovat varsin rajalliset. Tarvittavien lähdetietojen hankinta tähän opinnäytetyöhön oli melko vaativaa ja tämä johti äärimmäisen yksinkertaistettuihin ja konservatiivisiin laskelmiin.

Tässä opinnäytetyössä esitetty moottoripukin rakenne teoriassa täyttää muotonsa ja perusaineensa perusteella Suomen toimivaltaisen ilmailuviranomaisen minimivaatimukset experimental-luokan ilma-aluksen osalta. Venymäliuskamittaukset ovat kuitenkin hyvin suositeltavia lukuisista suunnitteluvarmuuksista johtuen.

## LÄHTEET

Cessna Aircraft Company. (ei pvm). *Cessna Skyhawk*. Haettu 11. Huhtikuu 2015 osoitteesta Cessna Aircraft Company: <http://cessna.txtav.com/en/single-engine/skyhawk>

Christy, J. 1983. *Engines for Homebuilt Aircraft & Ultralights*. TAB Books.

Clarke, B. 1993. *The Cessna 172*. Tab Books.

EASA. 20. Heinäkuu 2012. *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23*. Haettu 11. Huhtikuu 2015 osoitteesta EASA: <http://easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-23%20Amdt%203.pdf>

Erickson, J. (ei pvm). *Eggenfellner (US)*. Haettu 11. Huhtikuu 2015 osoitteesta Horizontally-opposed Piston Aero Engines: <http://home.comcast.net/~aeroengine/Eggenfellner.html>

EU. 19. Maaliskuu 2008. *REGULATION (EC) No 216/2008 OF THE EUROPEAN PARLIAMENT AND OF THE COUNCIL*. Haettu 11. Huhtikuu 2015 osoitteesta EASA: <http://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=OJ:L:2008:079:0001:0049:EN:PDF>

Inkinen, P. & Tuohi, J. 2009. *Momentti 1 Insinöörifysiikka*. Helsinki: Otava.

Mattila, J. 12. Tammikuu 2015. Moottoripukin suunnittelun erityispiirteet. Haastattelija Niemi S.

MatWeb. (ei pvm). *AISI 4130 Steel, normalized at 870°C (1600°F)*. Haettu 11. Huhtikuu 2015 osoitteesta MatWeb: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=m4130r>

mt-propeller. (Marraskuu 2005). *MTV-7 Variable Pitch Propeller*. Haettu 11. Huhtikuu 2015 osoitteesta mt-propeller:

<http://www.mt-propeller.com/pdf/datsheet/mtv-7.pdf>

Mäkelä, M., Soininen, L., Tuomola, S. & Öistämö, J. 2010. *Tekniikan Kaavasto*. Tampere: Tammertekniikka / Amk-Kustannus Oy.

Niu, M. C. 1997. *Airframe Structural Design*. Hong Kong: Conmilit Press Ltd.

*Reims/Cessna F172N Lentokäsikirja*. 1980.

Subenews. (ei pvm). *Eggenfellner H6 Information*. Haettu 11. Huhtikuu 2015 osoitteesta Subenews: <http://subenews.deej.net/wiki/index.php/EggH6>

Trafi. 25. Marraskuu 1996. *HARRASTERAKENTEISTEN ILMA-ALUSTEN LENTOKELPOISUUSVAATIMUKSET*. Haettu 11. Huhtikuu 2015 osoitteesta Trafi:

[http://www.trafi.fi/filebank/a/1320403274/2ad355806feceb5f02cf7a0369374a12/573-aim5\\_01.pdf](http://www.trafi.fi/filebank/a/1320403274/2ad355806feceb5f02cf7a0369374a12/573-aim5_01.pdf)

**LIITTEET**

Liite 1. Kuormituslaskelmat

Liite 2: Havainnollistavat piirustukset

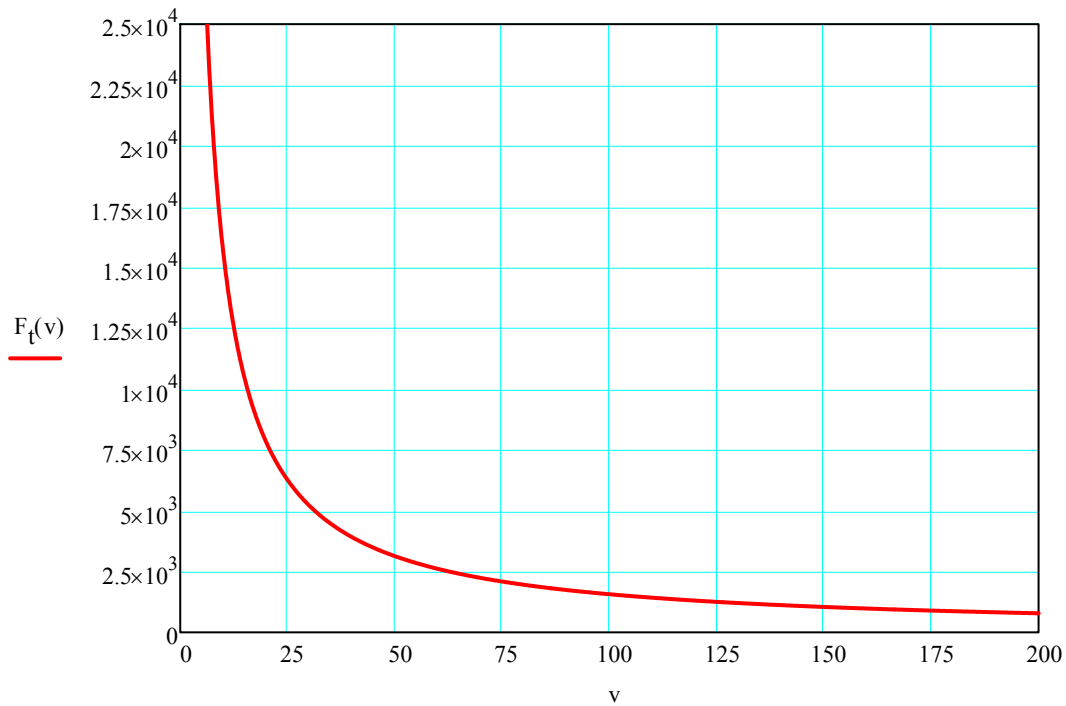
## Työntövoiman laskenta

Voimalaitteen teho:

$$P := 210 \cdot \text{hp}$$

Työntövoima ilmanopeuden funktiona (kaava 7):

$$F_t(v) := \frac{P}{v}$$



## Työntövoiman suuruus tyypillisillä ohjenopeuksilla:

Sakkausnopeus

$$F_t(40 \cdot \text{knot}) = 7.61 \cdot \text{kN}$$

Rajoitetun taitolentoluokan nopeus:

$$F_t(97 \cdot \text{knot}) = 3.138 \cdot \text{kN}$$

Suurin toiminnallinen matkalentonopeus:

$$F_t(126 \cdot \text{knot}) = 2.416 \cdot \text{kN}$$

Suurin sallittu nopeus:

$$F_t(160 \cdot \text{knot}) = 1.903 \cdot \text{kN}$$

## Inertiavoimien laskenta

Voimalaitteen massa:

$$m_{\text{engine}} := 350 \cdot \text{lb}$$

$$m_{\text{engine}} = 158.757 \text{ kg}$$

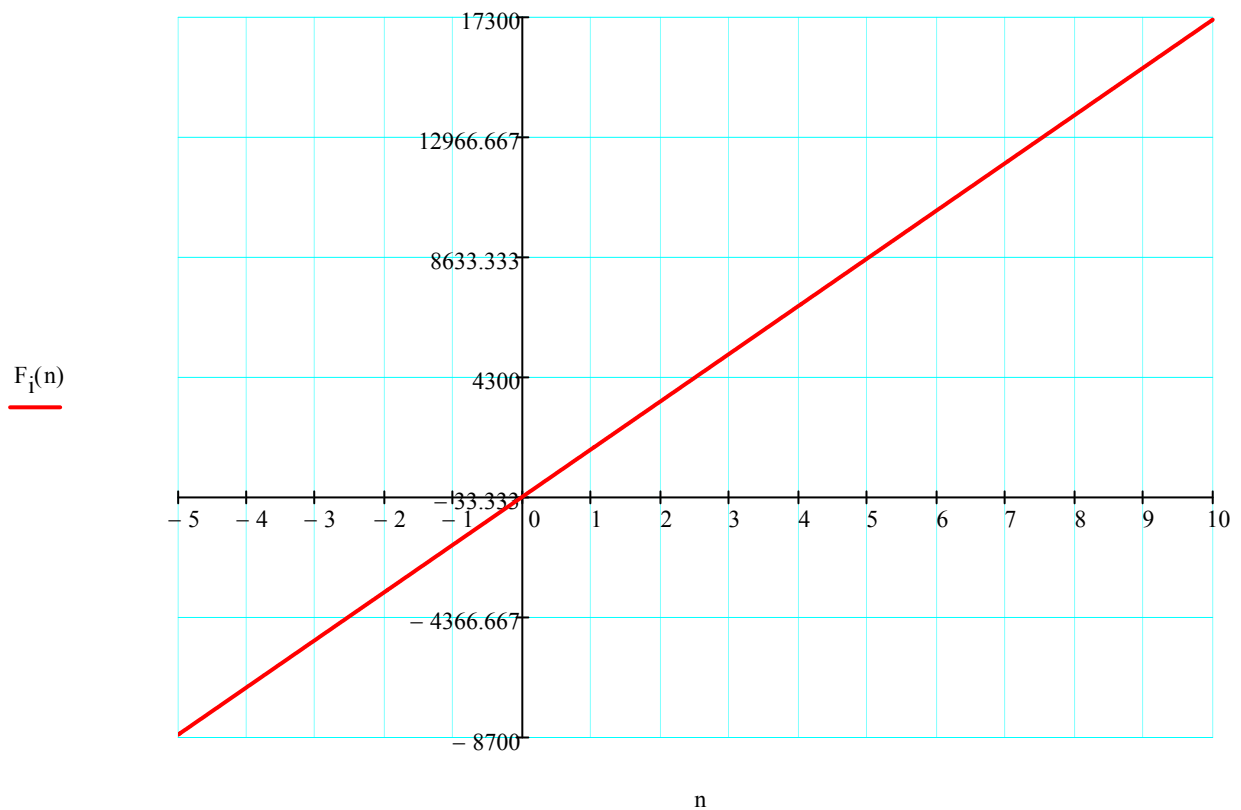
$$m_{\text{prop}} := 16.7 \cdot \text{kg}$$

$$m_{\text{tot}} := m_{\text{engine}} + m_{\text{prop}}$$

$$m_{\text{tot}} = 175.457 \text{ kg}$$

Kuormitus (kaava 8):

$$F_1(n) := m_{\text{tot}} \cdot n \cdot g$$



Kuormitusrajat:

$$F_1(4.4) = 7570.854 \text{ N}$$

$$F_1(-1.76) = -3028.342 \text{ N}$$

$$F_1(1.47) = 2529.353 \text{ N}$$

Massaan kohdistuvat kiihtyvyydet:

$$a(n) := n \cdot g$$

$$a(4.4) = 43.149 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$a(-1.76) = -17.26 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$a(1.47) = 14.416 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

## Hyrrävoimien laskenta

Potkurin polaarinen hitausmomentti:

$$I_p := 0.5 \cdot \text{kg} \cdot \text{m}^2$$

Potkurin kierrosnopeus:

$$r := 2700 \cdot \frac{1}{\text{min}}$$

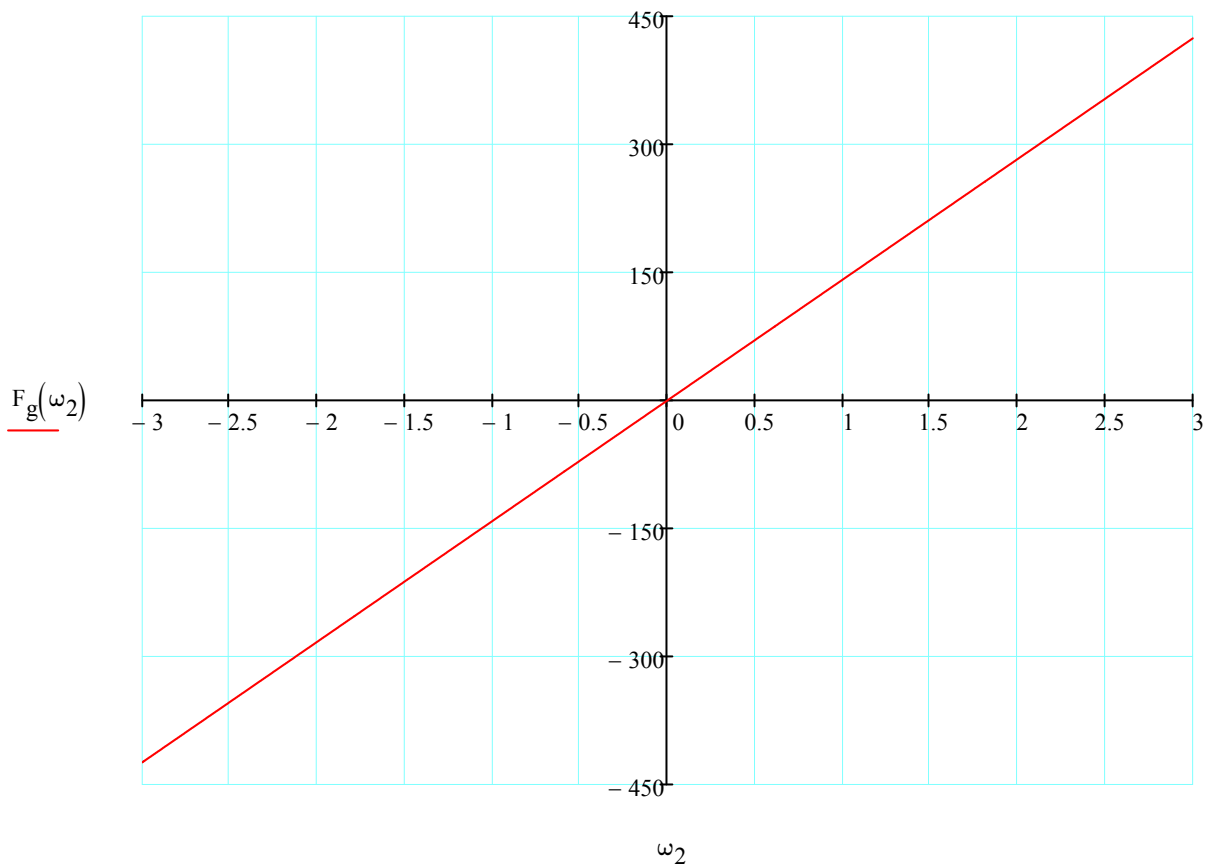
Potkurin kierrosnopeus rad/s (Tekniikan kaavasto. 2010. 92):

$$\omega_1 := r \cdot 2\pi$$

$$\omega_1 = 282.743 \cdot \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$

Hyrrävoima ilma-aluksen kulmanopeuden funktiona (kaava 2)

$$F_g(\omega_2) := I_p \cdot \omega_1 \cdot \omega_2$$



Suurin syntyvä hyrrävoima:

$$F_g\left(2.5 \cdot \frac{\text{rad}}{\text{s}}\right) = 353.429 \cdot \text{N} \cdot \text{m}$$

**Vääntömomentin laskenta**

Moottorin teho:  $P = 156.597 \cdot \text{kW}$

Potkurin pyörimisnopeus:  $\omega_1 = 282.743 \frac{1}{\text{s}}$

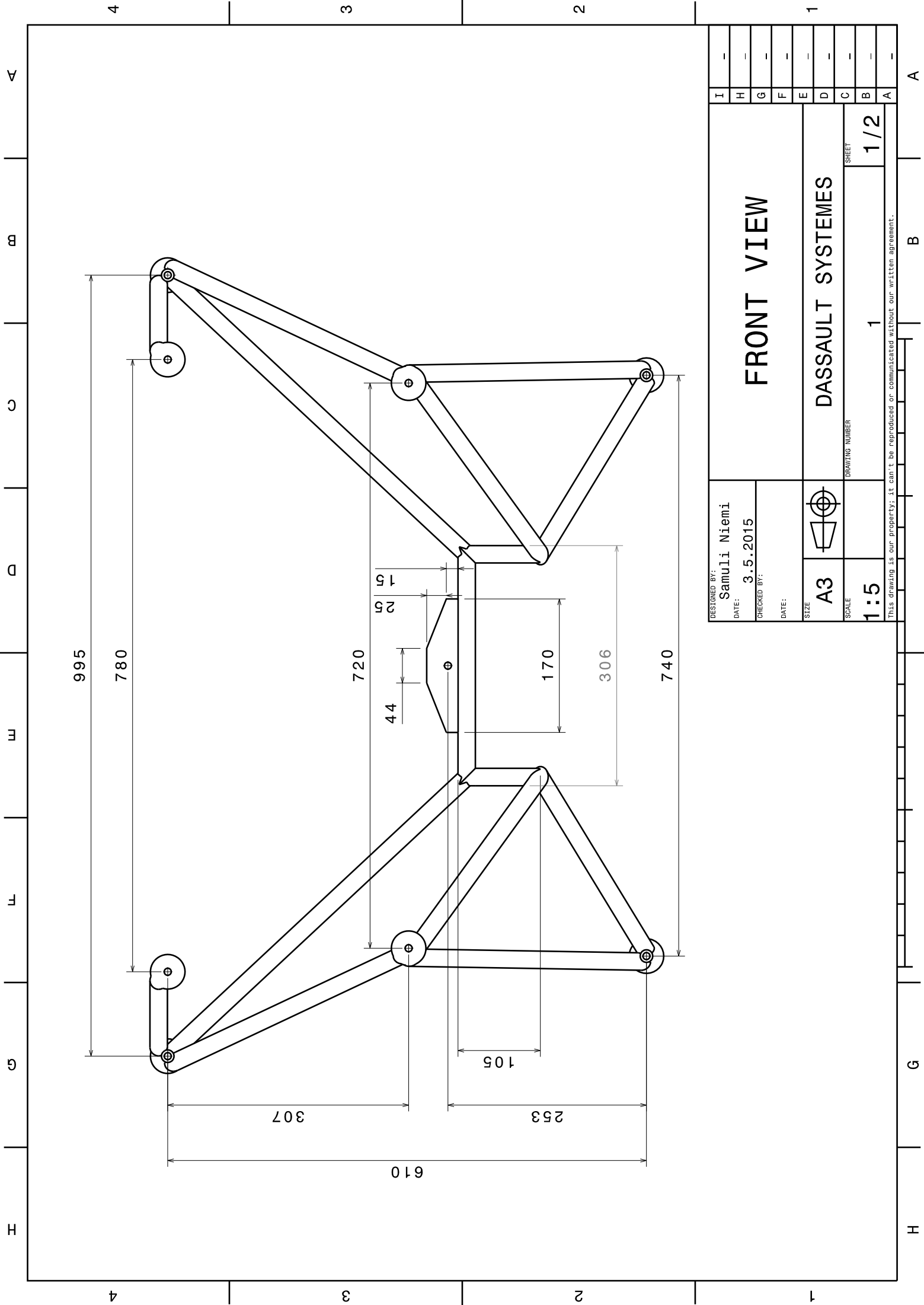
Suurin syntyvä vääntömomentti (kaava 9):


$$M := \frac{P}{\omega_1} \quad M = 553.848 \cdot \text{N} \cdot \text{m}$$

Limit Engine Torque:

$$M_1 := M \cdot 1.33 \quad M_1 = 736.619 \cdot \text{N} \cdot \text{m}$$





DESIGNED BY: Samuli Niemi		SIZE A3	SCALE 1:5	DRAWING NUMBER 1	SHEET 1/2
DATE: 3.5.2015		DASSAULT SYSTEMES			
CHECKED BY:		DASSAULT SYSTEMES			
DATE:	DASSAULT SYSTEMES				SHEET 1/2
This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.					

FRONT VIEW

DASSAULT SYSTEMES

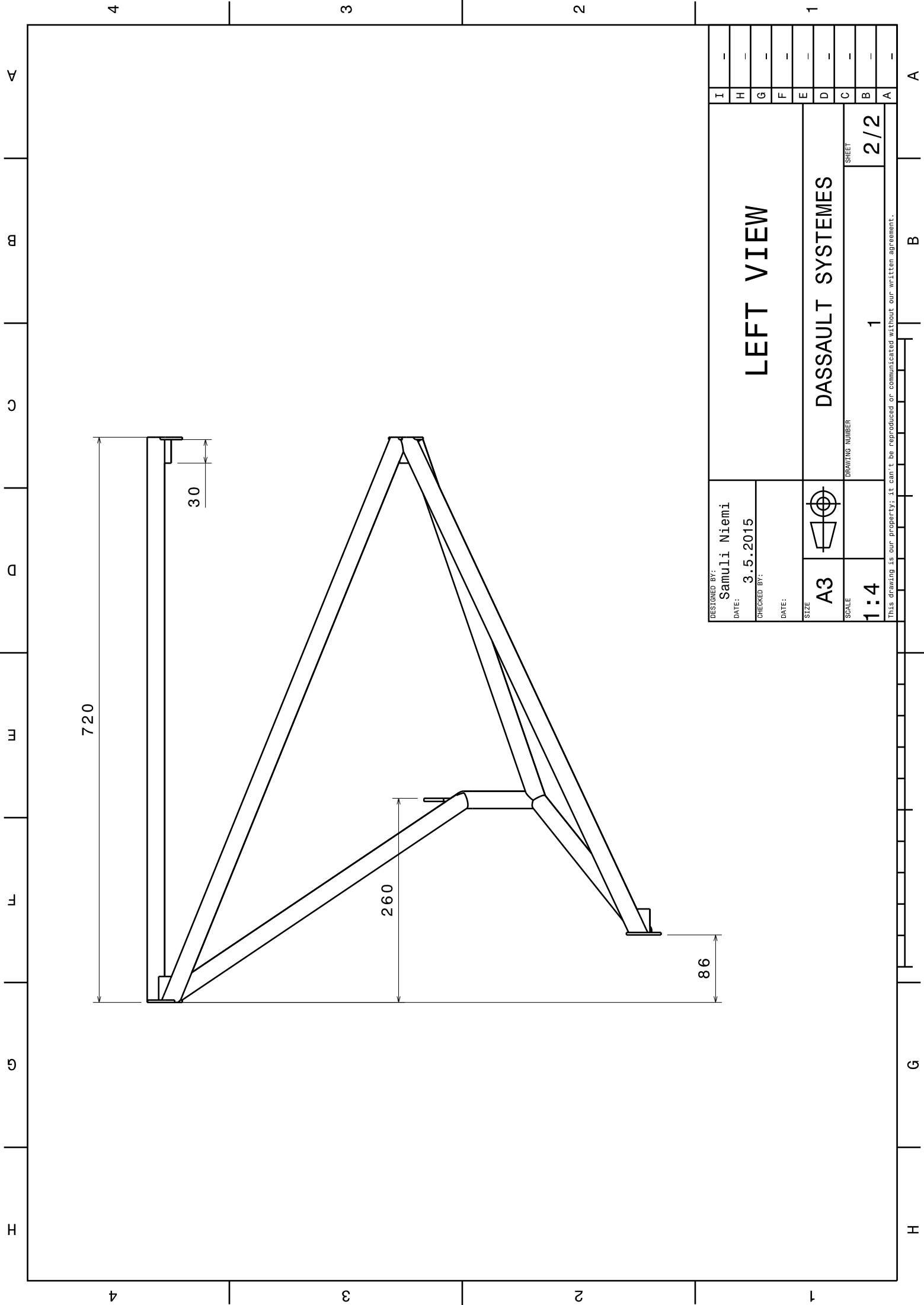
SIZE A3  
SCALE 1:5  
DRAWING NUMBER 1  
SHEET 1/2

4 3 2 1

A B C D E F G H

4 3 2 1

A B G H



DESIGNED BY:  
Samuli Niemi  
DATE: 3.5.2015  
CHECKED BY:  
DATE:

# LEFT VIEW



SIZE  
**A3**

SCALE  
**1:4**

DASSAULT SYSTEMES

DRAWING NUMBER

1

SHEET  
**2/2**

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

4

3

2

1

A

B

C

D

E

F

G

H

A

B

G

H