



TALLINNA TEHNICAÜLIKOOL
INSENERITEADUSKOND
Mehaanika ja tööstustehnika instituut

VETTE MAANDUNUD LENNUKI EVAKUATSIOONISIMULAATOR

EVACUATION SIMULATOR OF A WATER-LANDED AIRCRAFT

MAGISTRITÖÖ

Üliõpilane: Markus Ritson
/nimi/

Üliõpilaskood 176590MATM

Juhendaja: Kristjan Tabri, vanemteadur
/nimi, amet/

(Tiitellehe pöördel)

AUTORIDEKLARATSIOON

Olen koostanud lõputöö iseseisvalt.

Lõputöö alusel ei ole varem kutse- või teaduskraadi või inseneridiplomit taotletud.

Kõik töö koostamisel kasutatud teiste autorite tööd, olulised seisukohad, kirjandusallikatest ja mujalt pärinevad andmed on viidatud.

“26” mai 2021

Autor:

/ allkiri /

Töö vastab bakalaureusetöö/magistritööle esitatud nõuetele

“.....” 20.....

Juhendaja:

/ allkiri /

Kaitsmisele lubatud

“.....”20... .

Kaitsmiskomisjoni esimees

/ nimi ja allkiri /

Lihtlitsents lõputöö reprodutseerimiseks ja lõputöö üldsusele kättesaadavaks tegemiseks¹

Mina Markus Ritson (*autori nimi*) (sünnikuupäev: 15.05.1995)

1. Annan Tallinna Tehnikaülikoolile tasuta loa (lihtlitsentsi) enda loodud teose „Vette maandunud lennuki simulaator“,
(*lõputöö pealkiri*)

mille juhendaja on Kristjan Tabri,
(*juhendaja nimi*)

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

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

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

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

26.05.2021 (kuupäev)

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

Mehaanika ja tööstustehnika insituut

LÕPUTÖÖ ÜLESANNE

Üliõpilane: Markus Ritson, 176590MATM

Õppekava, peeriala: MATM 02/15 – Tootearendus ja tootmistehnika

Juhendaja(d): Kristjan Tabri, vanemteadur, 620 2566

Konsultant:

Lõputöö teema:

Vette maandunud lennuki evakuatsioonisimulaator

Evacuation simulator of a water-landed aircraft

Lõputöö põhieesmärgid:

1. Projekteerida lennuki simulaator reisijate evakueerimiseks avavee keskkonnas
2. Tutvuda komposiitmaterjalist ujuvaluste ehitusreeglite ja põhimõtetega
3. Koostada projekt, mida saaks vajadusel edasi arendada seeriatootmiseks

Lõputöö etapid ja ajakava:

Nr	Ülesande kirjeldus	Tähtaeg
1.	Lõputöö teema valik, eesmärkide seadmine	04.12.20
2.	Algandmete kogumine	15.12.20
3.	Esialgse 3D-mudeli tegemine	31.12.20
4.	Mudeli analüüs	01.02.21
5.	Mudeli muutmine vastavalt analüüsi tulemustele	26.02.21

Töö keel: Eesti

Lõputöö esitamise tähtaeg: "26" mai 2021 a

Üliõpilane: Markus Ritson "26" mai 2021 a
/allkiri/

Juhendaja: Kristjan Tabri ".....".....20.....a
/allkiri/

Konsultant: ".....".....20.....a
/allkiri/

Programmijuht: ".....".....20.....a
/allkiri/

Kinnise kaitsmise ja/või lõputöö avalikustamise piirangu tingimused formuleeritakse pöördel

SISUKORD

EESSÕNA	7
Lühendite ja tähiste loetelu	8
1. SISSEJUHATUS.....	9
2. AJAKAVA.....	10
3. TELLIJALT SAADUD ALGANDMED	11
4. LENNUKI PROJEKTEERIMINE	14
4.1. Materjalid	14
4.1.1. Laminaat materjalid	14
4.1.2. Vahtmaterjalid.....	16
4.1.3. Terasmaterjalid	17
4.2. Pikisuunaliste jäigastajate projekteerimine	17
4.2.1. Pikisuunaliste jäigastajate mõõtmed.....	18
4.3. Ristisuunaliste jäigastajate projekteerimine	23
4.3.1. Ristisuunaliste ringjäigastajate mõõtmed	24
4.3.2. Kastjäigastajate mõõtmed	26
4.4. GRP-st kere projekteerimine	27
4.4.1. GRP-st kere paksused	27
4.5. Moodulite ühendamise	29
4.5.1. Moodulite ühendusäärikute mõõtmed	30
4.6. Põrand	32
4.7. Tiivad	34
4.7.1. Tiiva ühenduse dimensioneerimine.....	35
4.8. Tüürid.....	36
4.9. Uksed	37
4.10. Aknad	39
4.11. Siseseinad	39
4.12. Pukseerimine ja ankurdamine	40
4.13. Projekti maksumus.....	40
5. LÕPLIKE ELEMENTIDE ANALÜÜS	42
5.1. LE mudeli kirjeldus	42
5.2. Koormused	45
5.2.1. Pikisuunaline lennuki tugevus.....	45
5.2.2. Lennuki tiibade ja korpusega ühenduse tugevus	45
5.3. Ääritingimused	46

5.4. Koormusolukord 1	49
5.5. Koormusolukord 2	51
KOKKUVÕTE	55
SUMMARY	56
KASUTATUD KIRJANDUS	57
LISAD	58
GRAAFILINE OSA.....	76

EESSÕNA

Magistritöö teema jõudis autorini läbi firma MEC Insenerilahendused OÜ. Lõputöö eesmärk oli projekteerida lennuki simulaator, millega saaks harjutada reisijate päästmist lennukilt avavee keskkonnas.

Siinkohal soovib töö autor tänada lõputöö juhendajat Kristjan Tabrit, kes oli toeks kogu projekti vältel. Samuti soovib tänada autor ettevõtet Mec Insenerilahendused OÜ, kes tagas kõik vahendid töö edukaks läbiviimiseks. Viimasena soovib töö autor tänada MEC Insenerilahendused OÜ juhatajat Meelis Mäesalu, kes innustas ja toetas kogu projekti vältel.

Võtmesõnad: lennuki simulaator, evakuatsioon, komposiitmaterjalid, magistritöö

Lühendite ja tähiste loetelu

GRP – (ingl.k Glass reinforced plastic) - Klaaskiududega armeeritud plastik

PU (ingl.k *Polyurethane*) – polüuretaan

PET (ingl.k Polyethylene terephthalate) – polüetüleentereftalaat

LEM – Lõplike elementide meetod

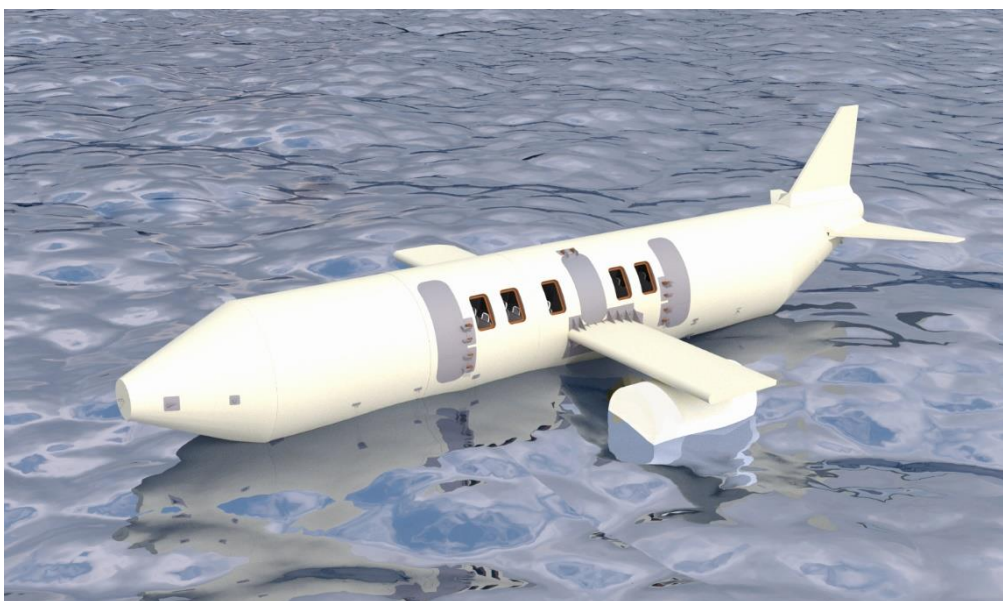
1. SISSEJUHATUS

Õnnetused lennunduses juhtuvad harva, kuid kui õnnetused peaksid juhtuma, on tagajärjed katastroofilised. Selle jaoks, et õnnetuse korral võimalikult väiksed tagajärjed oleks, tuleb erinevaid hädaolukordi palju läbi harjutada. Käesolevas magistritöös käsitletakse üht lennunduses esineda võivat õnnetusolukorda kui lennuk maandub avavees ning sellelt on vaja reisijaid päästma hakata.

Töö eesmärk on projekteerida lennuki simulaator, edaspidi lennuk. Lennukit kasutatakse õppeesmärgil, et harjutada reisijate päästmist lennuõnnetuse ajal avavee keskkonnas. Projekteeritav lennuk pidi olema modulaarne, see tähendab et lennuki erinevaid osi peab saama lahti ühendada. Kere jaguneb kolmeks osaks, lisaks on eemaldatavad ka lennuki tiivad ja tüürid. Käesolevas magistritöös olev lennuk peab olema 21 m pikk ning läbimõõduga 3 m.

Lõputöö projekteerimise käigus teostati palju erinevaid ülesandeid. Alustuseks oli vaja tellijaga suheldes paika panna projekti nõuded, et töö tulemus oleks tellija soovile vastav. Seejärel tutvuti erinevate komposiitmaterjalist ujuvaluste projekteerimise reeglitega. Saadud andmete põhjal projekteeriti lennuki simulaator. Projekteerimise käigus viidi läbi erinevad arvutused ning hiljem tugevusanalüüs lõplike elementide meetodiga.

Töö tulemusena projekteeriti lennuki simulaator reisijate evakueerimise trenimiseks avavee keskkonnas. Lennuk on modulaarne ja moodulid on poltidega ühendatavad (Joonis 1.1).



Joonis 1.1 Töö tulemusel projekteeritud lennuki 3D CAD mudel

2. AJAKAVA

Magistritöö tegemisega alustati 2020 Detsembris. Et töö paremini sujuks, pandi paika ajakava ja eesmärgid, mis sooviti kindlaks kuupäevaks tehtud saada. Kuna tellijalt oli paika pandud kindel projekti valmimiskuupäev, jäeti seletuskirja kirjutamine hilisemaks. Tabelis on näha, kuidas töö etappideks jaguneks. Lisaks on välja toodud Gantti graafik, mis näitab, millisele etapile jooksvalt aega kulus ja tähelepanu pöörati (Tabel 2.1).

Tabel 2.1 Projekti ajakava

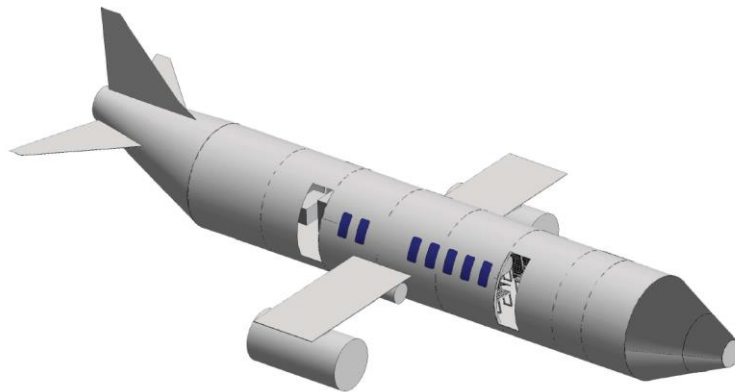
Tegevus	Ajavahemik	Gantti graafik					
1.Nõuded ja reeglid	01.12.20 - 15.12.20	[Green bar from Dec to mid-Dec]					
2.Esialgse lahenduse 3D-mudel	10.12.20 - 31.12.20	[Green bar from Dec 10 to Dec 31]					
3.LEM mudeli ettevalmistamine	01.01.21 - 15.01.21	[Green bar from Jan 1 to Jan 15]					
4.LEM, arvutused	16.01.21 - 31.01.21	[Green bar from Jan 16 to Jan 31]					
5.3D- mudeli täiustamine	01.02.21 - 19.02.21	[Green bar from Feb 1 to Feb 19]					
6.Jooniste tegemine	20.02.21 - 26.02.21	[Green bar from Feb 20 to Feb 26]					
7.Lõputöö seletuskiri	01.03.21 - 20.05.21	[Green bar from Mar 1 to May 20]					
8.Ettekanne	20.05.21 - 31.05.21	[Green bar from May 20 to May 31]					
		Detsember	Jaauar	Veebruar	Aprill	Märts	Mai

Tegevuste täpsem kirjeldus:

1. Esmalt lepidi tellijaga kokku teostatava projekti nõuded. Lisaks tuli läbi töötada erinevad komposiitmaterjalist ujuvaluste reeglid.
2. Peale nõuetes kokku leppimist oli modelleeriti esialgne lennuki 3D-mudel. Samuti tehti esialgne joonis, kus olid näidatud lennuki gabariitmõõtmed ja tähtsamate sõlmede lahendused.
3. Selle jaoks, et lennukit analüüsida lõplike elementide meetodiga oli vaja koostada lennuki arvutusmudel tarkvaraga FEMAP.
4. Seejärel teostati lennuki tugevusanalüüs tarkvaraga Nastran NX.
5. Kui tugevusanalüüs oli tehtud, sai saadud info põhjal viia sisse muudatused lennuki konstruktsioonis.
6. 3D- mudeli põhjal koostati joonised.
7. Lõputöö seletuskiri koostati peale töö valmimist, kuna tellija poolne ajagraafik ei võimaldanud seda varem.
8. Viimaseks ülesandeks jäi lõputöö ettekande koostamine.

3. TELLIJALT SAADUD ALGANDMED

Tellija on enne projekteerimise alustamist andnud ette hulga nõudeid, mis tuleb projekteerimise käigus lahendada. Enne projekteerimise alustamist oli tellijal ka visioon, milline lennuki lõpptulemus peaks välja nägema (Joonis 3.1). Lennuki konstruktsioon on näidatud joonisel (Joonis 3.2).

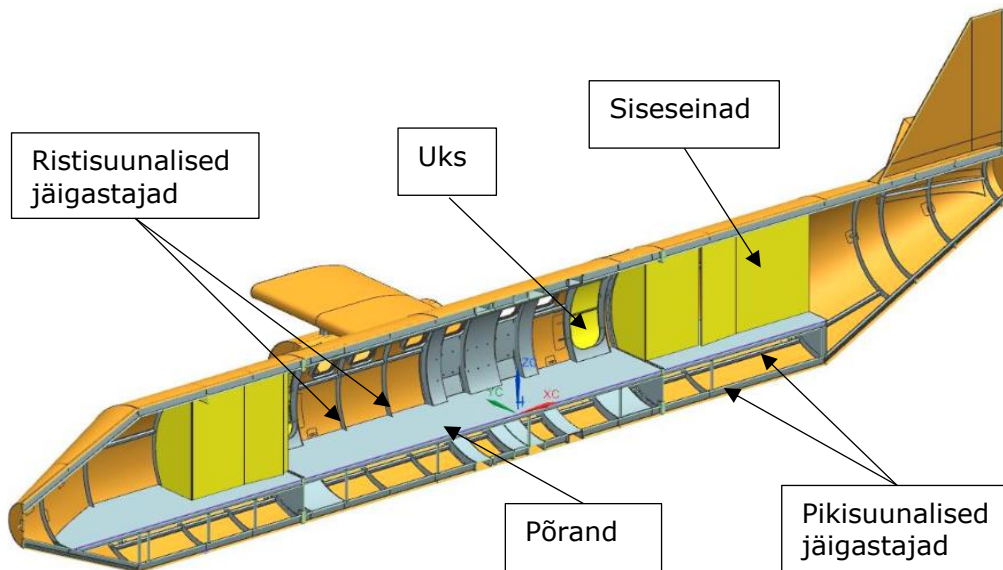


Joonis 3.1 Lennuki tellija poolne algkuju

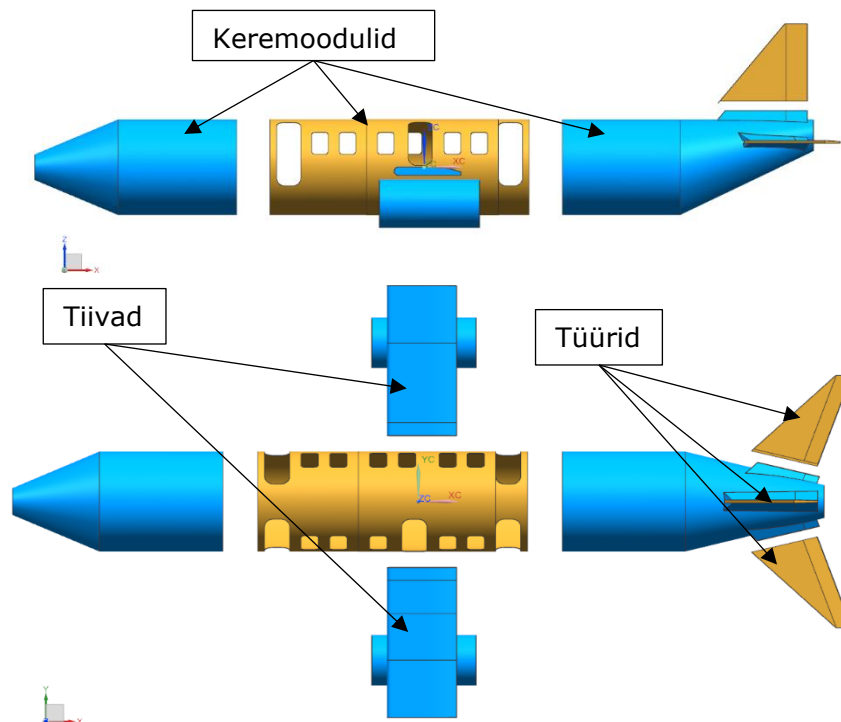
Nõuded:

- Lennuki simulaator peab olema modulaarne transpordi võimaldamiseks. Kere jaotatakse kolmeks osaks: ahtri moodul, keskmoodul ja vööri moodul (Joonis 3.3).
- Moodulid ühendatakse poltliidete abil. Lisaks peavad olema poltliidetega ühendatavad ka tiivamoodulid (Joonis 3.3).
- Lennuk peab olema pukseeritav ja kerel peavad olema selle jaoks aasad nii ahtris kui ka vööris, aasad peavad olema valmistatud roostevabast terasest.
- Lennukit peab saama ankurdada, kinnitusaasad peavad olema valmistatud roostevabast terasest.
- Lennuk valmistatakse GRP-st, kasutades erisuundades suunatud kiudu.
- Korpuse jäikuse ja tugevuse tagavad GRP-st ring- ja pikijäigastajad.
- Lennuki ukсед valmistatakse GRP-st. Ukсед tuleb valmistada kahes osas. Ukсед avanevad külje peale. Lennuki tiibadel asetsevad GRP-st avariukсед, mis avanevad üles. Kõik ukсед on varustatud roostevabast terasest hingedega.

- Lennuki põrand valmistatakse *sandwich* tüüpi GRP-st, mis lamineeritakse korpuse külge, et saavutada korpuse veekindlus. Kõik põrandaalused seksioonid peavad olema varustatud polditava luugiga.
- Lennuki tiivad ja nende all olevad ujukid valmistatakse samuti GRP-st, tugevduseks kasutatakse kas GRP-st jäigastust või terasest jäigastust.
- Lennuki siseseinad valmistatakse kärgpaneelist või sarnasest kergpaneelist.



Joonis 3.2 Lennuki konstruktsioon



Joonis 3.3 Lennuki polditavad moodulid

Lennuki projekteerimise nõuded on näidatud tabelis (Tabel 3.1).

Tabel 3.1 Nõuded

Projekt: Vette maandunud lennuki evakuaatsioonisimulaator			
Spetsifikatsioon		Nõue	Soov
Funktsionaalsus	Modulaarsus	x	
	Vees pukseeritav	x	
	Ankurdatav	x	
	Väljapääs	x	
	Põrandaalused sektsioonid liigipääsetavad	x	
Omadus	Moodulid poltidega ühendatavad		x
	Roostevabast terasest aasad nii ahtris kui ka vööris pukseerimise võimaldamiseks		x
	Lennuk on ankurdatav	x	
	Valmistatakse peamiselt GRP-st		x
	4 külgedele avanevat ust + üles avanevad avariüksed tiibadel		x
	Terasest uksehinged		x
	<i>Sandwich</i> tüüpi GRP põrand		x
	Siseseinad <i>sandwich</i> paneelist		x
	Lennuki pikkus: 21 m		x
	Kere läbimõõt: 3m		x
	Kabiini kõrgus: 2m		x
	Tiiva siruulatus: 12 m		x

4. LENNUKI PROJEKTEERIMINE

Lennuki projekteerimisel peeti silmas, et loodav 3D-mudel on parameetiline ning sellesse on lihtne sisse viia muudatusi. Koostatud projekti saab vajadusel edasi arendada seeriatootmiseks.

4.1. Materjalid

Lennuki kere projekteeritakse GRP-st. Tiibade sees olev koormust kandev raam on terasest. Terasest raam kaetakse laminaadiga. Põrand, siseseinad ja tüürid valmistatakse *sandwich* tüüpi GRP-st. *Top-hat* jäigastajate¹ sees kasutatakse täitena vahtu. Tiibade ja pontoonide puhul kasutatakse täitematerjalina suletud pooridega vahtu.

4.1.1. Laminaat materjalid

Tellijaja soovil valmistatakse lennuk peamiselt GRP materjalist, kuna see võimaldab hea kaalu ja konstruktsioonilise tugevuse suhte. Projektis on valitud E-tüüpi klaaskiud (*E-glass*), kuna sellel on piisavalt head mehaanilised omadused ja see on ka oluliselt odavam teiste kiududega võrreldes [1]. Lennuki valmistamisel kasutatava klaaskiu mehaanilised omadused on näidatud tabelis (Tabel 4.1).

Tabel 4.1 Klaaskiu mehaanilised omadused [11]

Kiud: E-glass	
Erikaal, kg/m ³	2560
Normaalelastsusmoodul, MPa	69000
Nihkeelastsusmoodul, MPa	28279
Poissoni tegur, -	0.22

¹ *Top-hat* jäigastaja on karbikujuline tugevusprofiil, mida kasutatakse komposiitmaterjalist konstruktsioonide tugevuse ja jäikuse tagamiseks

Antud projektis kasutatakse vinüülesterivaiku, kuna vinüülesterivaigu niiskuskindlus on parem kui polüesterivaigul [5]. Lennuki valmistamisel kasutatava vinüülesterivaigu mehaanilised omadused on näidatud tabelis (Tabel 4.2).

Tabel 4.2 Vinüülesterivaigu mehaanilised omadused [10]

Vinüülesterivaik ATLAC 580 ACT	
Erikaal, kg/m ³	1110
Normaalelastsusmoodul, MPa	3500
Nihkeelastsusmoodul, MPa	1389
Poissoni tegur, -	0.26

Lennuki valmistamisel kasutatava ühesuunaliste kiududega tugevdatud vinüülesterivaigu seguga laminaadi mehaanilised omadused on näidatud tabelis (Tabel 4.3).

Tabel 4.3 Ühesuunaliste klaaskiududega tugevdatud vinüülesterivaigu seguga laminaadi mehaanilised omadused

Kiud	E-Glass
Vaik	Vinüülester ATLAC 580 ACT
Pikkussuunaline normaalelastsusmoodul, MPa	23311
Külgsuunaline normaalelastsusmoodul, MPa	4949
Nihkeelastsusmoodul, MPa	2194
Poissoni tegur, -	0.223
Kiu massi osa laminaadis, -	0.5 (50 %)

Lennuki valmistamisel kasutatava orienteerimata kiududega laminaadi mehaanilised omadused on näidatud tabelis (Tabel 4.4).

Tabel 4.4 Orienteerimata kiududega laminaadi mehaanilised omadused

Kiud	E-Glass
Vaik	Vinüülester ATLAC 580 ACT
Tihedus, kg/m ³	1435
Normaalelastsusmoodul, MPa	9464
Nihkeelastsusmoodul, MPa	3640
Poissoni tegur, -	0.3
Kiu massi osa laminaadis, -	0.4 (40 %)

Lennuki valmistamisel kasutatavad laminaadi kihid on näidatud tabelis (Tabel 4.5).

Tabel 4.5 Standardiseeritud klaaskiudkanga kihid

Toode	Kiu suund, °	Paksus peale lamineerimist, mm
CSM 450	/	0.8
E-UD 900	0°	1.16
E-LT 600	0/90°	0.77
E-LT 900	0/90°	1.16
E-DB 600	+45°	0.77
E-TLX 1200	0/+45/-45°	1.55
QX-E 1800	0/90/+45/-45°	2.32

4.1.2. Vahtmaterjalid

Lennuki valmistamisel kasutatakse kolme erinevat tüüpi suletud pooridega vahtu. Epoksiidvahtu kasutatakse jäigastajate sees, kus on vahu mehaanilised omadused kõige tähtsamad. Põrandas, siseseinades ja tüürides kasutatakse PET vahtu. Tiibades, kus vahu mehaanilised omadused ei ole olulised, kasutatakse täitematerjalina PU vahtu. Vahtude mehaanilised omadused on toodud tabelis (Tabel 4.6).

Tabel 4.6 Vahu mehaanilised omadused [8], [9]

Vahu tüüp	PET	PU	Epoksiidvaht
Vaht	Airex T10.100	-	Resoltech 2080M17 Hardener 2083M
Tihedus, $\rho / \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	100	40	170
Tõmbetugevus, σ_{cy} / MPa	1.5		
Survetugevus, σ_{cc} / MPa	0.9		2-5
Nihketugevus, τ_c / MPa	0.73		
Normaalelastusmoodul, E_c / MPa	125		
Surveelastusmoodul E_c / MPa	90		136
Nihkeelastusmoodul, G_c / MPa	16		
Poissoni tegur, ν_c	0.4	0.4	0.4

4.1.3. Terasmaterjalid

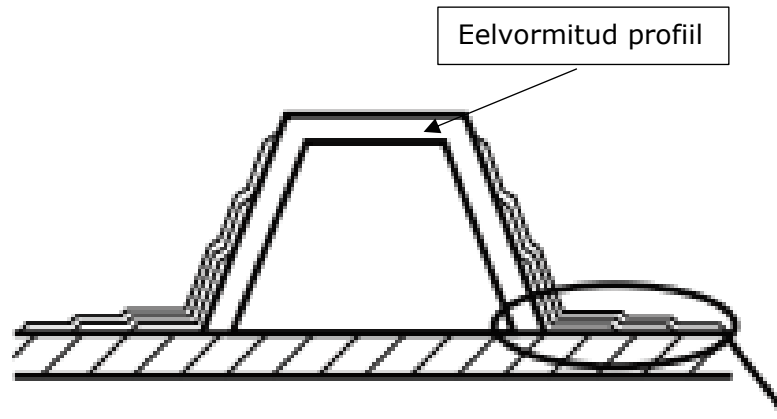
Lennuki valmistamisel kasutatakse ka terast. Teras S355 mehaanilised omadused on toodud tabelis (Tabel 4.7).

Tabel 4.7 Teras S355 mehaanilised omadused

Materjali omadused	
Voolavuspiir, MPa	355
Poissoni tegur, -	0.3
Elastsusmoodul, MPa	206 000
Tihedus, kg/m ³	8000

4.2. Pikisuunaliste jäigastajate projekteerimine

GRP-st ujuvalustel on soovituslik kasutada kere tugevdamisel pikisuunaliste jäigastajatena *top-hat* jäigastajaid. *Top-hat* jäigastajaid kasutatakse ujuvaluste kere ehitamisel kahel viisil. Ühe võimalusena lõigatakse vahust trapetsi- või ristkülikukujuline profiil, mille külge lamineeritakse paari millimeetri jagu laminaadi kihte ning see lamineeritakse aluse kere külge (Joonis 4.1). Teine võimalus on, et vahu tükk lamineeritakse kohe aluse kere külge, ilma eelvormimiseta (Joonis 4.2). Suheldes lennuki tootjaga, soovitasid nad kasutada lennukil esimest varianti, kuna seda on lihtsam toota. Võttes arvesse kere valmistustehnoloogiat, kus kere jäigastajad pannakse paika ning seejärel lamineeritakse kere, on teine variant võimatu. Lisaks palusid lennuki tootjad lisada profiili veebi külge äärikud, et kere lamineerides saaks liimida laminaadi kihid jäigastaja külge. Antud projektis kasutatakse *top-hat* profiili sees epoksiidvahtu. Üle- ja kinnilamineerimisel projekteeritakse tekkivatesse teravatesse nurkadesse liimmass, mis aitab vältida õhumullide tekkimist.



Joonis 4.1 *Top-hat* jäigastaja näide Bureau Veritase reeglitest [2]

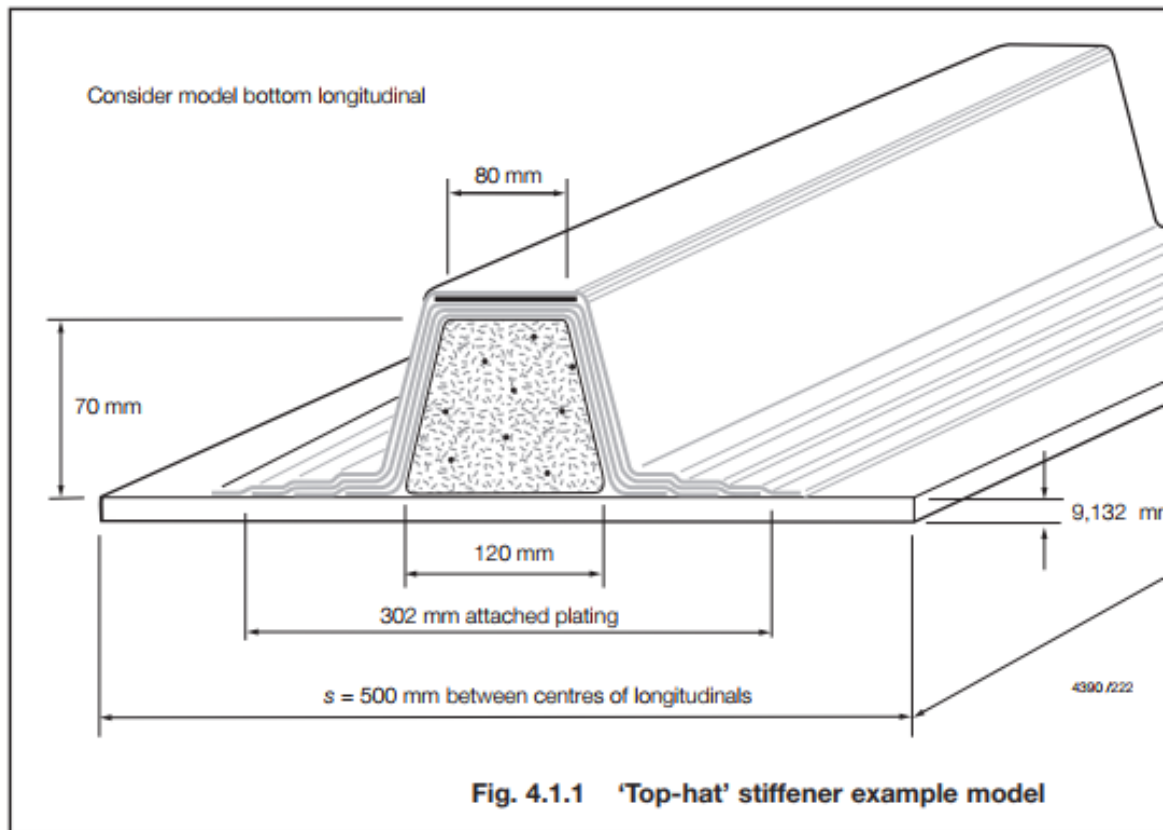


Fig. 4.1.1 'Top-hat' stiffener example model

Joonis 4.2 *top-hat* jäigastaja näide Lloydsi reeglitest [3]

4.2.1. Pikisuunaliste jäigastajate mõõtmed

Suur *top-hat* jäigastaja on 150 mm kõrge ja väike on 50 mm kõrge. Jäigastajate suurused valiti konstruktiivselt, sõltuvalt saadaolevast epoksiidvahu plaadi paksusest.

Tootja pakkus välja kasutada 50 mm paksust epoksiidvahu plaati. Minimaalne jäigastaja paksus (Joonis 4.3) arvutati Lloydsi reeglite [3] abil.

$$t_w = \frac{0.025 \cdot d_w + 1.1}{1.3 \cdot f_w + 0.61}, \quad (4.1)$$

kus t_w – minimaalne *top-hat* jäigastaja veebi paksus, mm

d_w – veebi kõrgus, mm

f_w – kiu kaalu osa laminaadis

Tootjalt saadud info kohaselt moodustab kiu kaal 50% antud laminaadi kihist, seega $f_w = 0.5$. Profiilide kõrgused on valitud 50 mm ja 150 mm.

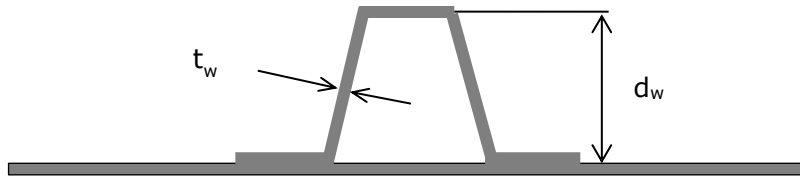
Kasutades valemit (4.1) saame arvutada 150 mm *top-hat* jäigastaja minimaalse veebi paksuse:

$$t_w = \frac{0.025 \cdot 150 + 1.1}{1.3 \cdot 0.5 + 0.61} = 3.8 \text{ mm}$$

Kasutades valemit (4.1) saame arvutada 50 mm *top-hat* jäigastaja minimaalse veebi paksuse ja kastjäigastaja (*box stiffener*) minimaalse veebi paksuse tulemused on näidatud tabelis (Tabel 4.8).

Tabel 4.8 Minimaalsed veebi paksused

Jäigastaja	h , mm	Kiu kaalu osa	Minimaalne veebi paksus t_w , mm
150 mm 'Top-hat' jäigastaja	150	0.5	3.8
50 mm 'Top-hat' jäigastaja	50	0.5	1.9
Kastjäigastaja (uste ja tiibade juures)	150	0.5	3.8



Joonis 4.3 *Top-hat* jäigastaja mõõtmed

Lisas (Lisa 19) on välja toodud kerele ja laminaadile mõjuva rõhu valemid. Laminaadile mõjuv rõhk arvutatakse ainult lennuki keskmooduli põhjale, kuna see on kõige kriitilisem piirkond lennuki kerel. Lisa (Lisa 19) järgi saab arvutada kerele mõjuva rõhu järgnevalt:

$$Hf*Sf*Ps = 1.05*1.0*(5.3+24.9) = 31.7 \text{ kN/m}^2 \quad (4.2)$$

$$Hf*Sf*Gf*Pdh = 1.05*1.0* 1.0*17.4=18.27 \text{ kN/m}^2 \quad (4.3)$$

$$Hf*Sf*Gf*Pf = 1.05*1.0* 1.0*11.7= 12.3 \text{ kN/m}^2 \quad (4.4)$$

Kuna arvesse võetakse ainult suurim, on kerele mõjuv rõhk $p = 31.7 \text{ kN/m}^2$

Jäigastajale mõjuv rõhk arvutatakse valemitega (Lisa 19):

$$Hf*Sf*P*\delta f = 1.05*1.0*(5.3+24.9)*0.5 = 15.85 \text{ kN/m}^2 \quad (4.5)$$

$$Hf*Sf*Gf*Pdh*\delta f = 1.05*1.0* 1.0*17.4*0.5 =9.14 \text{ kN/m}^2 \quad (4.6)$$

$$Hf*Sf*Gf*Pf*\delta f = 1.05*1.0* 1.0*11.7*0.5 = 6.15 \text{ kN/m}^2 \quad (4.7)$$

Kuna arvesse võetakse suurim, on jäigastajatele mõjuv rõhk $p = 15.85 \text{ kN/m}^2$.

Jäigastajad peavad vastama ka nihkepinge kriteeriumile.

$$\tau_s \leq \frac{[\tau]}{SF'} \quad (4.8)$$

kus τ_s - veebi nihketugevus, MPa
 $[\tau]$ - maksimaalne nihkejõud, Mpa
 SF - varutegur

Nihkepinge *top-hat* jäigastajas arvutatakse reegli järgi [3] :

$$\tau_s = \frac{F_s}{2 \cdot t_w \cdot d_w}, \quad (4.9)$$

kus F_s – nihkejõud, N

Loydsi reeglite [3] järgi saame arvutada nihkejõud kasutades valemit:

$$F_s = \varphi_s \cdot p \cdot s \cdot l_e, \quad (4.10)$$

Kus φ_s – nihkejõu koefitsient [3]

p – jäigastajale mõjuv rõhk, MPa

s – pikisuunaline jäigastajate vahe, mm

l_e – ristisuunaline jäigastajate vahe, m

Mudelitest mõõtes saame, et pikisuunaline jäigastajate vahe on $s = 775$ mm ja ristisuunaline jäigastajate vahe on $l_e = 2$ m. Jäigastajatele mõjuv rõhk on $Hf \cdot Sf \cdot P \cdot \delta f = 1.05 \cdot 1.0 \cdot (5.3 + 24.9) \cdot 0.5 = 15.85$ kN/m² $p = 15.85$ kN/m². Nihkejõu koefitsient on $\varphi_s = 0.5$. Saadud andmete järgi saame arvutada nihkejõu kasutades valemit (4.10)

$$F_s = \varphi_s \cdot p \cdot s \cdot l_e = 0.5 \cdot 15.85 \cdot 775 \cdot 2 = 12290 \text{ N}$$

Suunatud kiu varutegur on $SF = 0.3$.

Seega 150mm *top-hat* jäigastaja minimaalse veebi paksuse, arvestades nihkepinge kriteeriume, saame arvutada järgmiselt:

$$\tau_s = \frac{F}{t_w \cdot d_w} \leq \frac{[\tau]}{SF}$$

$$t_w = \frac{F_s \cdot SF}{[\tau] \cdot d_w} = \frac{12290 \cdot 0.3}{[\tau] \cdot 150} = 3.79321 \text{ mm} \approx 3.8 \text{ mm}$$

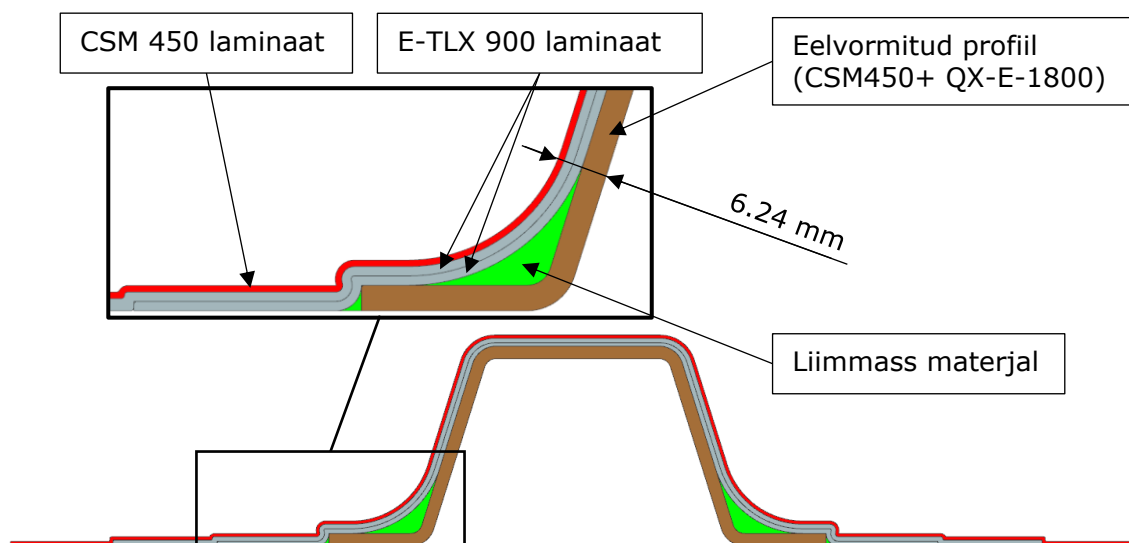
50 mm *top-hat* jäigastaja minimaalne veebi paksus, kastjäigastaja minimaalne veebi paksus, ristisuunaliste jäigastajate paksus ning kere ühendusäärikute minimaalne paksus arvestades nihkepinge kriteeriumit on näidatud tabelis (Tabel 4.9).

Tabel 4.9 Minimaalne paksus nihkepinge kriteeriumi järgi

Jäigastaja	Varu- tegur SF	Maksimaalne nihketugevus $[\tau]$, MPa	Nihkejõud F_s , N	h , mm	Paksus t_w , mm	Kommen- taar
150 mm <i>Top-hat</i> jäigastaja	0.3	36	12290	150	3.8	s=775 mm le=2.0
50 mm <i>Top-hat</i> jäigastaja	0.3	36	12290	50	11.4	s=775 mm le=2.0
Kast- jäigastaja (uste ja tiibade juures)	0.3	36	26043	150	8.0	s=1100 mm le=3.0
Ringjäigastaja	0.22	66	9911	100	6.9	s=2000 mm le=0.625
Kere ühendusääriku d	0.22	66	35513	100	24.6	s=1500 mm le=3.0

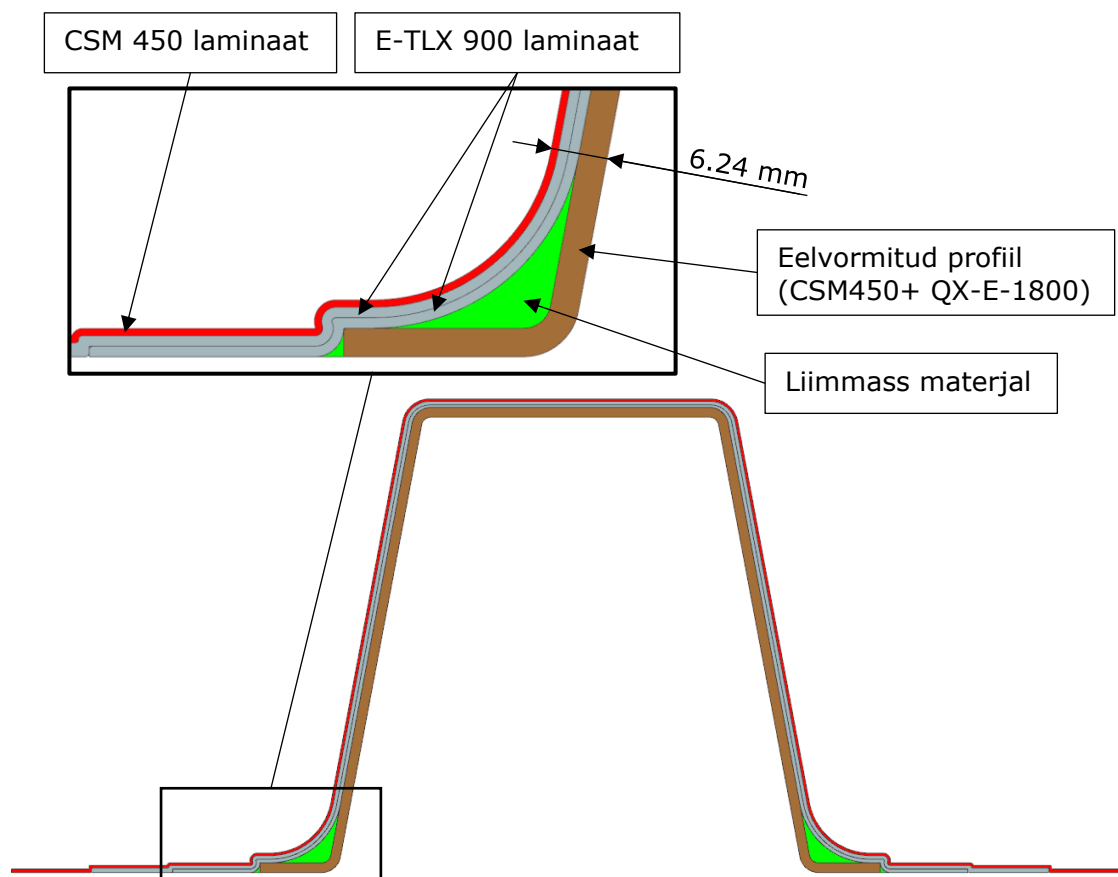
LEM tulemusi analüüsidest valisime 50 mm *top-hat* jäigastajate paksuseks 6.9 mm asemel 6 mm.

50 mm *top-hat* jäigastaja eelvormitud profiil valmistatakse orienteerimata kiuga laminaadi lehest CSM450 ja neljas eri suunas suunatud kiuga laminaadi lehest QX-E-1800, mis annab profiili paksuseks 3.12 mm. Ülelamineerimiseks kasutatakse peal CSM450 lehte ning keskel kahte E-TLX-900 lehte, mis annab kogupaksuseks 6.24 mm (Joonis 4.4). 50 mm *top-hat* jäigastaja lamineerimisskeem on näidatud lisa (Lisa 10).



Joonis 4.4 Näide 50 mm jäigastaja lamineerimiseks

150 mm *top-hat* jäigastaja eelvormitud profiil projekteeritakse orienteerimata kiuga laminaadi lehest CSM450 ja neljas eri suunas suunatud kiuga laminaadi lehest QX-E-1800, mis annab paksuseks 3.12 mm. Üle- ja kinnilamineerimiseks kasutatakse peal CSM450 matti ning keskel kahte E-TLX-900 kihti, mis annab kogupaksuseks 6.24 mm (Joonis 4.5). 150 mm *top-hat* jäigastaja lamineerimisskeem on näidatud lisa (Lisa 9).

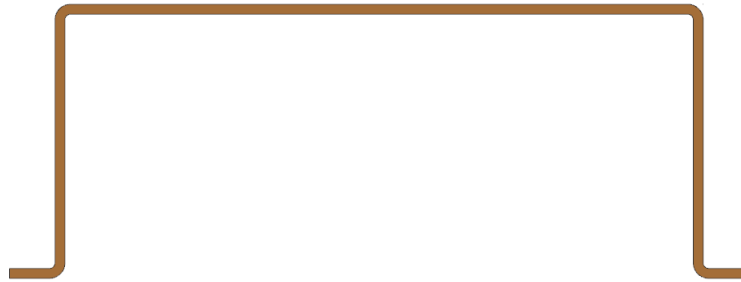


Joonis 4.5 Näide 150 mm jäigastaja lamineerimiseks

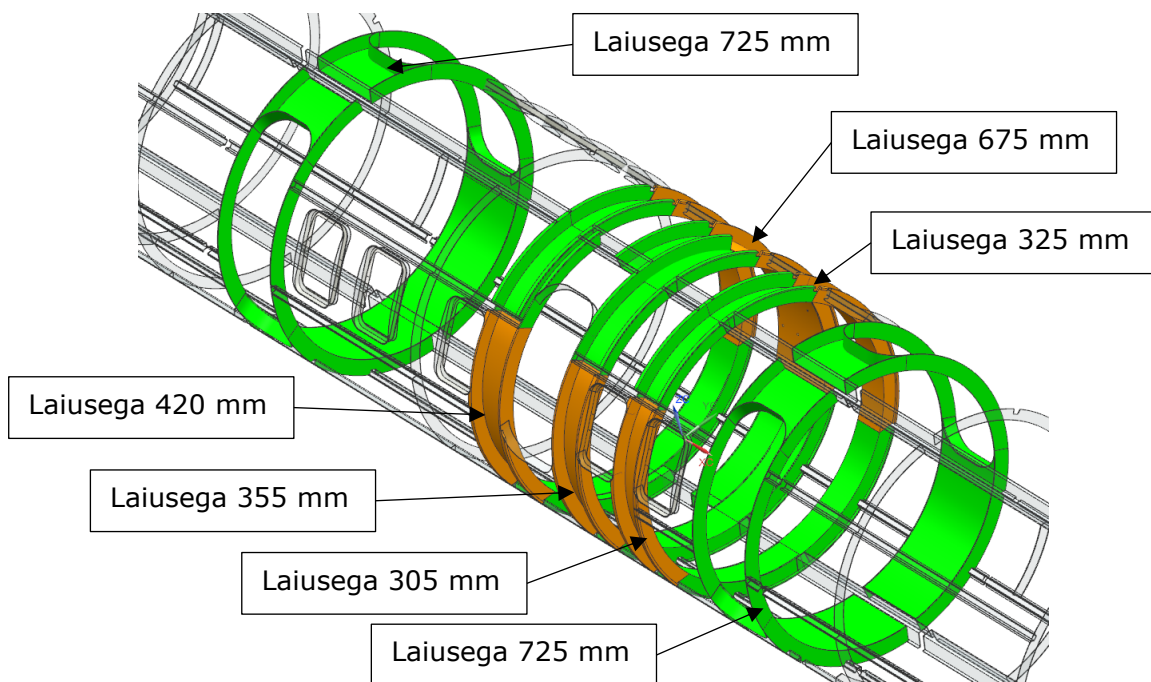
4.3. Ristisuunaliste jäigastajate projekteerimine

Kere ristijäigastamiseks kasutatakse ringjäigastajatena ribiprofiili ja kastjäigastajaid. Ristisuunalised jäigastajad pannakse kerele pikkuse sihis iga 2 meetri tagant. Tiibade ühenduskohtade ning uste juurde projekteeritakse lennukisse kastjäigastajad kuna tavalised ringjäigastajad jääksid liiga nõrgaks. Sarnaselt *top-hat* jäigastajatele tehakse ka kastjäigastajale eelvormitud profiil (Joonis 4.6). Tulenevalt lennuki geomeetriast kasutatakse lennukis erineva laiusega kastjäigastajaid. Tiivakinnituse jaoks on

jäigastajate keskosad dimensioneeritud paksemaks (Joonis 4.7, pruuni värviga). Sarnaselt *top-hat* jäigastajale on ka kastjäigastaja täidetud epoksiidvahuga ning ülelamineeritud.



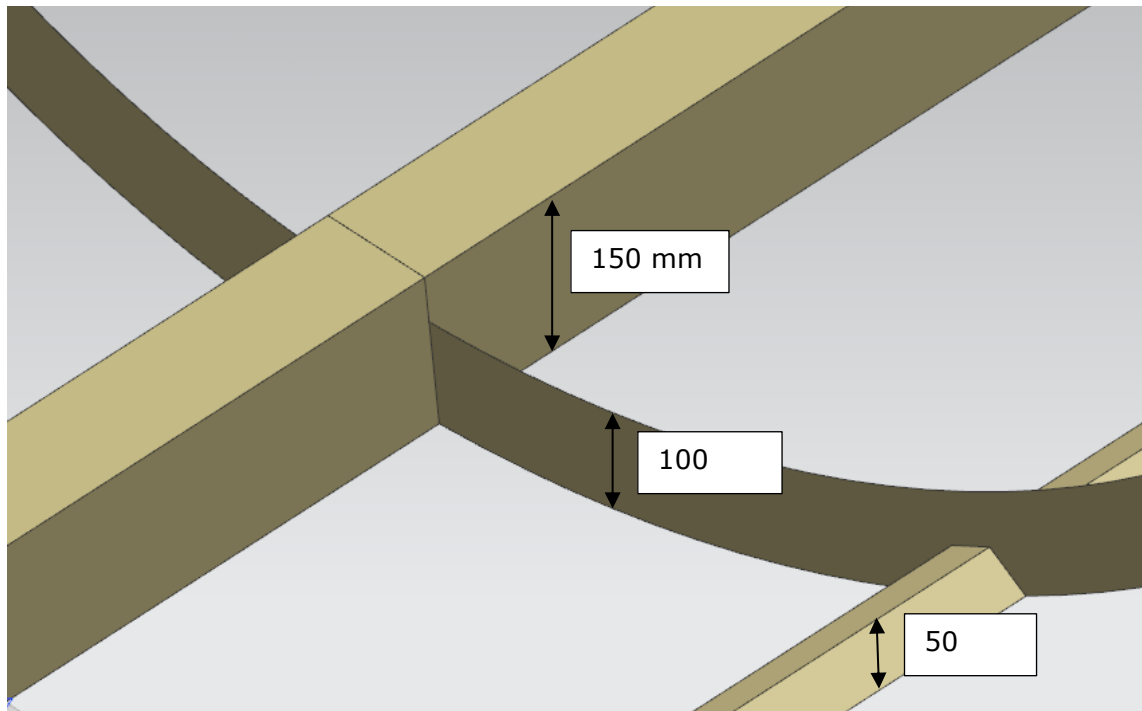
Joonis 4.6 Kastjäigastaja eelvormitud profiili ristlõike näide



Joonis 4.7 Lennukisse projekteeritud kastjäigastajad

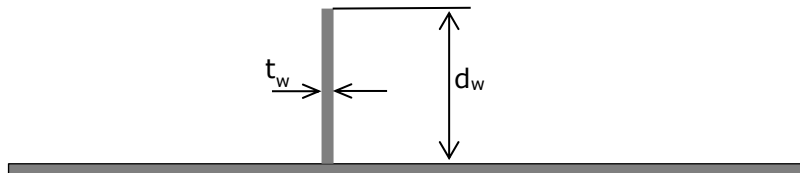
4.3.1. Ristisuunaliste ringjäigastajate mõõtmed

Ringjäigastaja kõrguse valimisel lähtutakse reeglist, et ristuvate jäigastajate kõrgused vastavad suhtele 2:1 [3] (Joonis 4.8). Madalam *top-hat* jäigastaja on 50 mm, seega valitud ringjäigastaja kõrgus 100 mm vastab sellele reeglile.



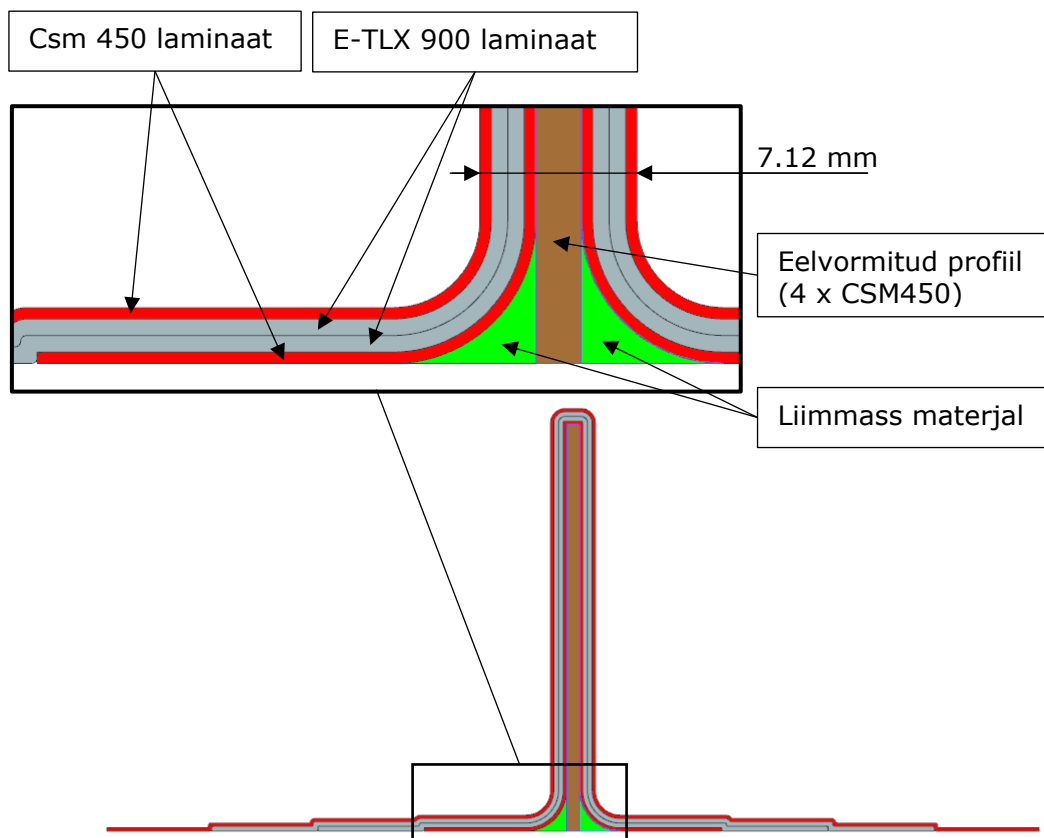
Joonis 4.8 Pikisuunaliste ja ristisuunaliste jäigastajate ristumiskoht

Ringjäigastaja minimaalne paksus (Joonis 4.9) nihkepinge kriteeriumi järgi on $t_w = 6.9$ mm (Tabel 4.9).



Joonis 4.9 Ribikujulise ringjäigastaja mõõtmed

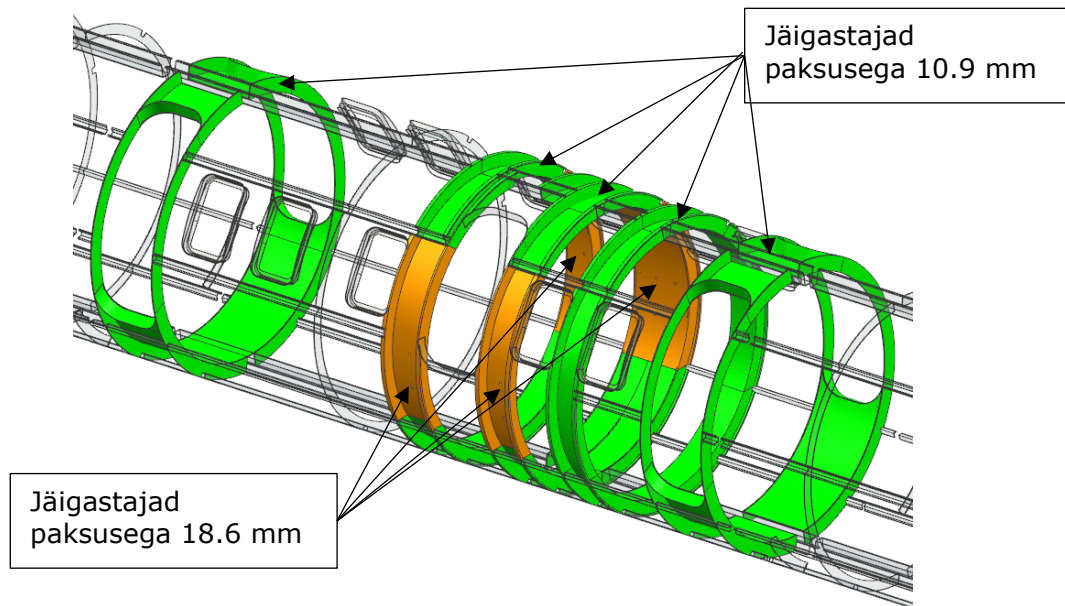
100 mm ristjäigastaja eelvormitud profiil valmistatakse neljast orienteerimata kiuga laminaadi lehest CSM450, mis annab profiili paksuseks 3.2 mm. Üle- ja kinnilamineerimiseks kasutatakse all ja peal CSM450 lehte ning keskel kahte E-TLX-900 lehte, mis annab kogu paksuseks 7.12 mm (Joonis 4.10). Ringjäigastaja lamineerimisskeem on näidatud lisa (Lisa 11).



Joonis 4.10 Näide 100mm lattprofiili üle- ja kinnilamineerimisest

4.3.2. Kastjäigastajate mõõtmed

Kastjäigastaja minimaalne veebi paksus arvestades nihkepinge kriteeriume on $t_w = 8$ mm (Tabel 4.9). Kastjäigastajate puhul kasutatakse kahte erinevat lamineerimiskeemi, lamineerimisskeemid on välja toodud lisa (Lisa 13 ja Lisa 14). Üldiselt kasutatakse õhemat lamineerimisskeemi, kus laminadi paksus on 10.9 mm. Tiibade juures, kus koormus kerele on suurem, kasutatakse laiemat lamineerimisskeemi paksusega 18.6 mm (Joonis 4.11).



Joonis 4.11 Kastjäigastajad

4.4. GRP-st kere projekteerimine

Lennuki kere valmistatakse GRP-st. Lennuki kere laminaadi minimaalne paksus on arvutatud järgmises alapeatükis.

4.4.1. GRP-st kere paksused

Lloydsi reeglitest [3] lähtub, et minimaalne laminaadi paksus ei tohi olla väiksem kui $t \geq 5.5$ mm.

Minimaalse laminaadi paksuse saab arvutada valemiga:

$$t = 0.146 \cdot b \cdot \sqrt[3]{\frac{p}{E_{tp}}} \quad (4.11)$$

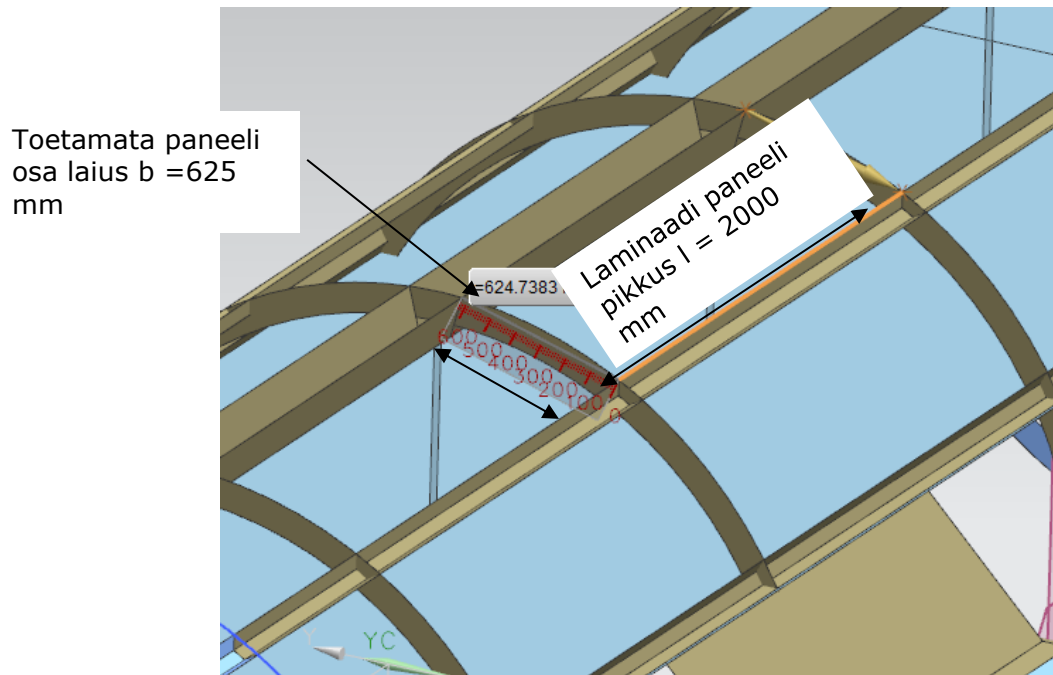
Kus t – laminaadi paksus, mm

b - toetamata osa laius, mm

P - rõhk, kN/m²

E_{tp} - Laminaadi normaalelastsusmoodul, MPa

Joonisel (Joonis 4.12) on näidatud laminaadi toetamata osa laius $b=625$ mm. Rõhk on arvutatud valemiga (4.2) $p = 31.7$ Kn/m². Laminaadi normaalelastsusmoodul on 13040 MPa.

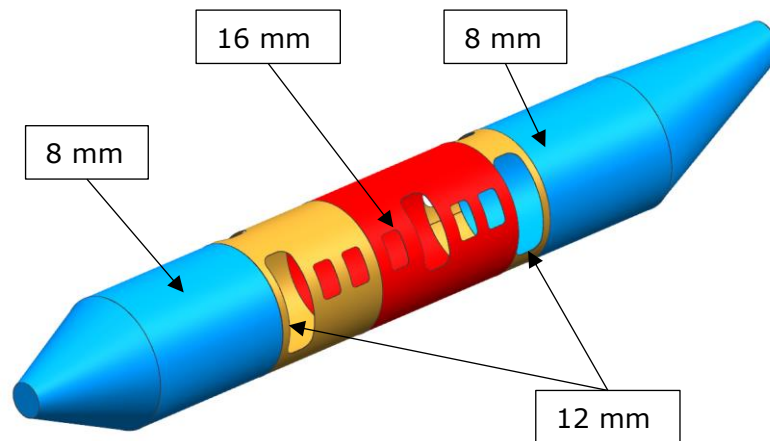


Joonis 4.12 Lennuki keskmoodul alt vaadates

Saadud andmete järgi saame arvutada minimaalse kere laminaadi paksuse:

$$t = 0.146 \cdot b \cdot \sqrt[3]{\frac{p}{E_{tp}}} = 0.146 \cdot b \cdot \sqrt[3]{\frac{31.7}{13040}} = 12.3 \text{ mm},$$

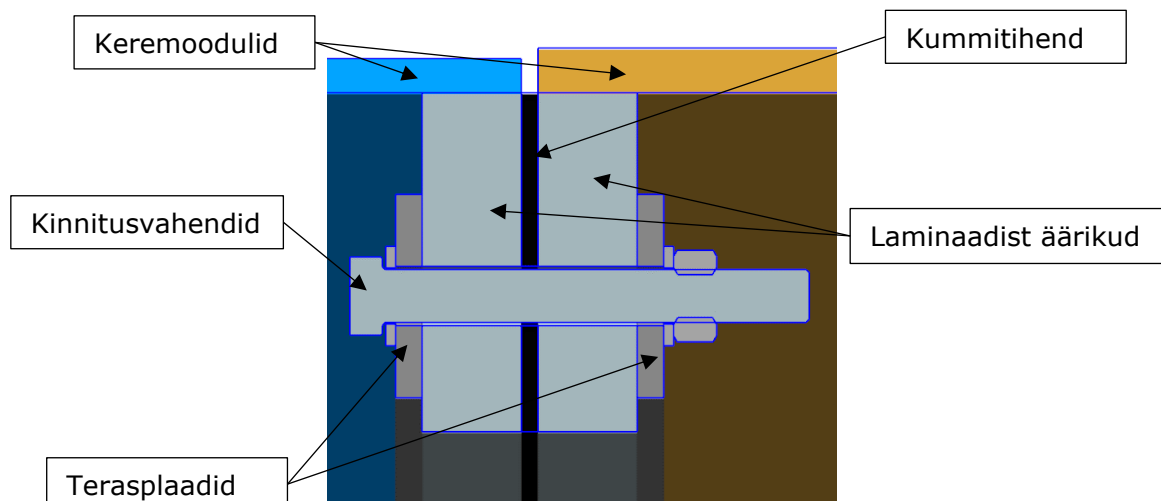
Kuna paindemoment lennuki pikisuunas ja ristisuunas on suurem lennuki keskel on seal paksem materjal kui otstes. Vööri ja ahtri moodul lamineeritakse kaheksamillimeetrise materjaliga. Keskmoodul valmistatakse kaheteist- ja kuueteistkümnesest materjalist (Joonis 4.13). Kere moodulite lamineerimisskeemid on näidatud lisades (Lisa 3, Lisa 4 ning Lisa 5).



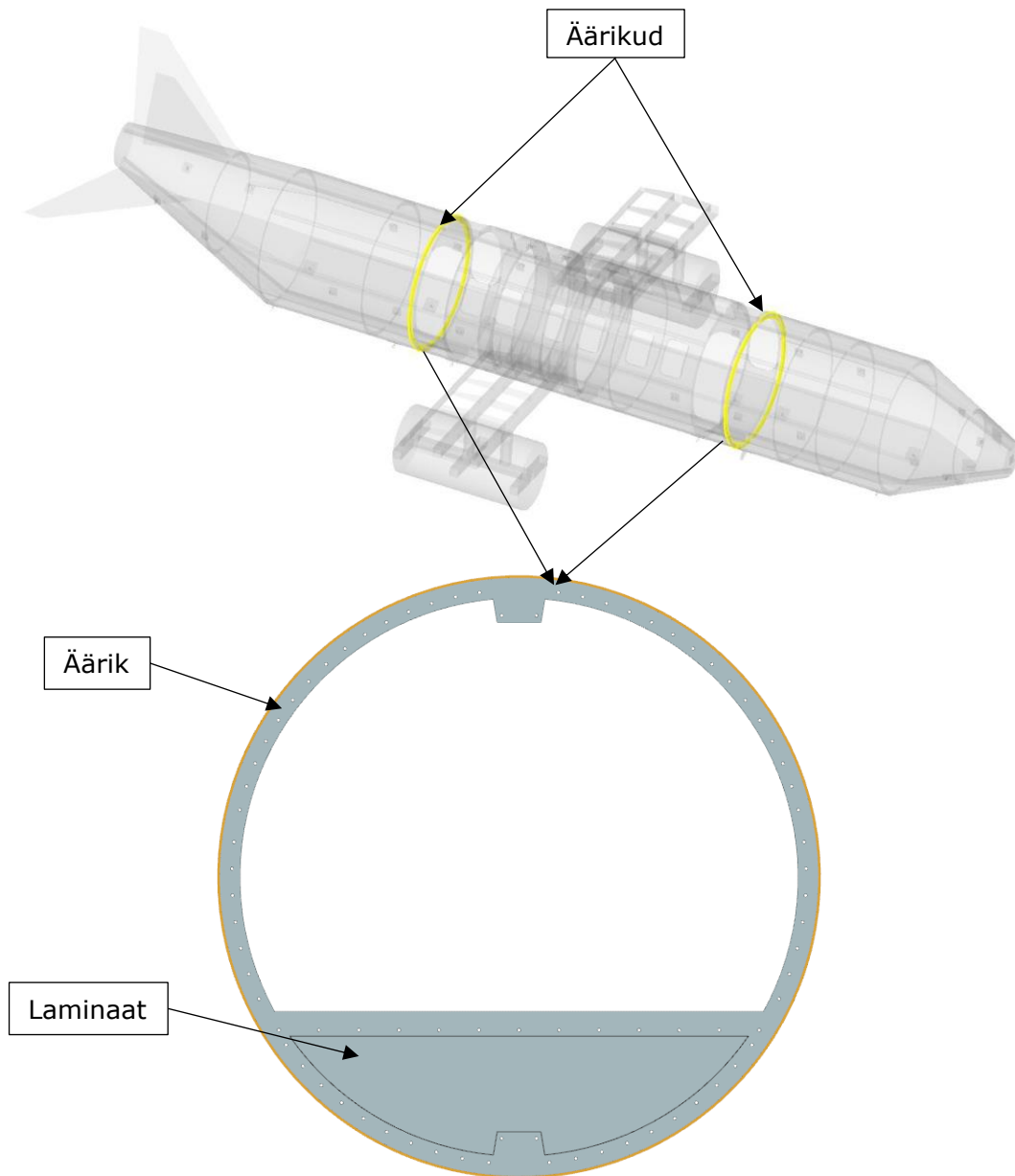
Joonis 4.13 Kere laminaadi paksused

4.5. Moodulite ühendamine

Keremoodulite omavaheliseks ühendamiseks kasutatakse äärikuid, mis võimaldavad moodulid omavahel kokku poldida. Äärikud valmistatakse GRP-st ning lamineeritakse kere külge. Ühenduskohast eemale ääriku külge lamineeritakse terasest 8 mm plaadid, et polte kinnitada. Kahe keremooduli vahele pannakse 5 mm paksune EPDM kummitihend (Joonis 4.14). Põrandast allpool lamineeritakse äärik kinni kuuemillimeetrise laminaadiga, kuna on tähtis, et kõik põrandaalused sektsioonid oleksid veekindlalt suletud (Joonis 4.15). Ääriku lamineerimisskeem on näidatud lisa (Lisa 12).



Joonis 4.14 Ristlõige moodulite omavahelisest ühendusest



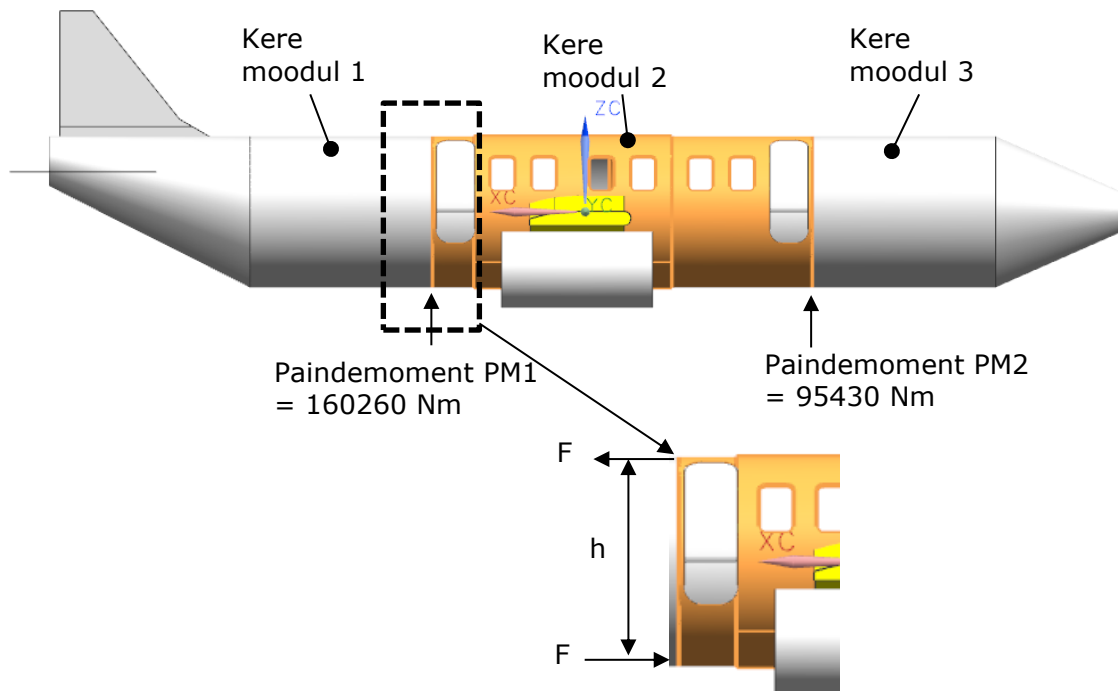
Joonis 4.15 Äärikud kere ühendamiseks

4.5.1. Moodulite ühendusäärikute mõõtmed

Äärikute minimaalne paksus nihkepinge kriteeriumi järgi on $t_w = 24.6$ mm (Tabel 4.9). Lamineerimisskeemi järgi tuleb ääriku paksuseks 30 mm (Lisa 12).

Poltidel on maksimaalne koormus olukorras, kus keskmoodul on laineharja keskel. Sel juhul töötavad pooled poldid tõmbele ning pooled poldid survele. Moodulite

ühenduskohtadele mõjuvad paindemomendid on arvatud Maxsurf tarkvaraga, ahtris $PM1 = 160260 \text{ Nm}$ ning vööris $PM2 = 95430 \text{ Nm}$ (Joonis 4.16).



Joonis 4.16 Moodulite ühendamiseks vajalik poldühendus

Poldi tugevuskriteerium:

$$\frac{F}{n \cdot A} \leq \frac{[\sigma]}{SF} \quad (4.12)$$

- Kus F – poldile mõjuv jõud, N
 n – poldide arv millele mõjub jõud F ,
 A – poldi ristlõike pindala, mm^2
 SF – varutegur
 $[\sigma]$ – Poldi tõmbetugevus, MPa

Poldi ristlõikepindala saab arvutada valemiga:

$$A = \pi \cdot d^2 \quad (4.13)$$

- Kus d – poldi diameeter, mm

Poldile mõjuva jõu saame arvutada valemiga:

$$M = F \cdot h \rightarrow F = \frac{M}{h} \quad (4.14)$$

Kus M – paindemoment, Nm
 h – jõu õla pikkus, m

Järelikult:

$$F = \frac{M}{h} = \frac{160260}{2.98} = 53599 \text{ N}$$

Arvestades, et varutegur on $SF = 2.0$, poldi tõmbetugevus $[\sigma] = 640$ MPa ning minimaalne poltide arv, mis tõmbele töötavad on $n = 5$, saame arvutada minimaalse poldi läbimõõdu:

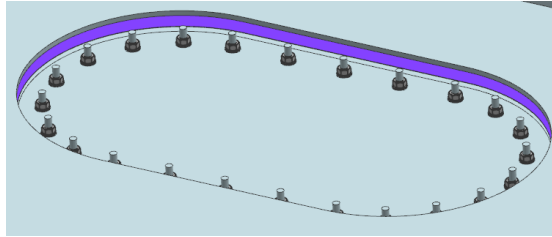
$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot F \cdot SF}{n \cdot \pi \cdot [\sigma]}} \quad (4.15)$$

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot F \cdot SF}{n \cdot \pi \cdot [\sigma]}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 53599 \cdot 2}{5 \cdot \pi \cdot 640}} = 6.5 \text{ mm}$$

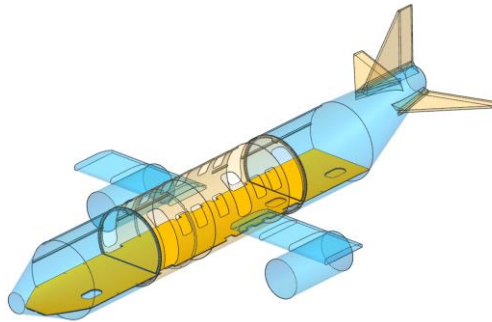
Võttes arvesse, et moodulid peavad olema veekindlalt ühendatud ja lokaalsed koormused äärikule ei oleks väga suured, valitakse poldi suuruseks M16.

4.6. Põrand

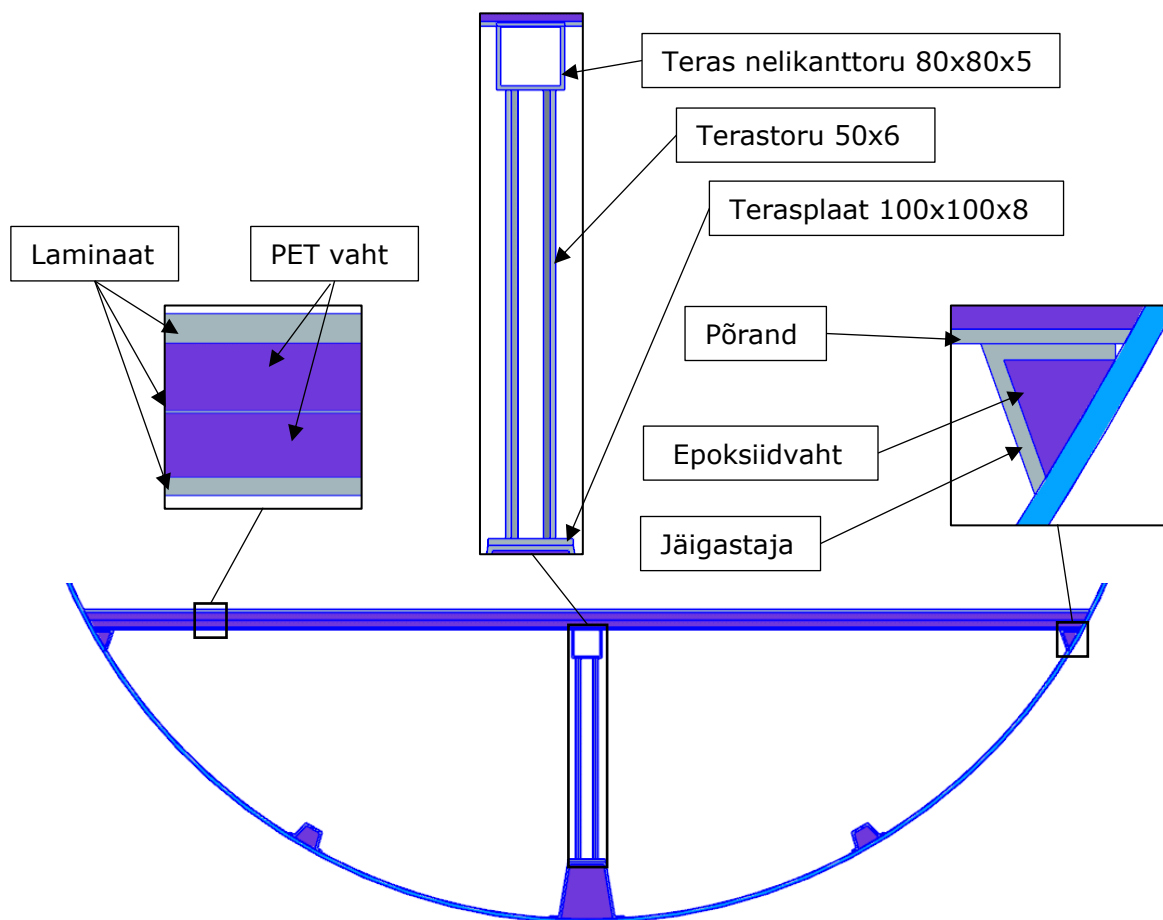
Põrand valmistatakse *Sandwich* tüüpi GRP-st ning lamineeritakse jäigastajate abil lennuki külge. Põrand paigaldatakse kui moodul on valmis. Põranda läbipainde vähendamiseks lamineeritakse pikkuse sihis põranda keskele 80x80x5 terasest nelikanttoru, nelikanttoru alla keevitatakse kahemeetrise sammuga 50x6 terasest ümartoru ning ümartoru külge keevitatakse 100x100x8 terasest plaat (Joonis 4.19). Põranda alla pääsemiseks paigaldatakse iga mooduli põrandale meesluuk. Meesluuk valmistatakse laminaadist ning polditakse põranda külge lamineeritud ääriku külge (Joonis 4.17). 3D-kuvatõmmis lennuki põrandast on näidatud joonisel (Joonis 4.18). Põranda lamineerimisskeem on näidatud lisa (Lisa 7) ja jäigastaja lamineerimisskeem on näidatud lisa (Lisa 8).



Joonis 4.17 Meesluuk



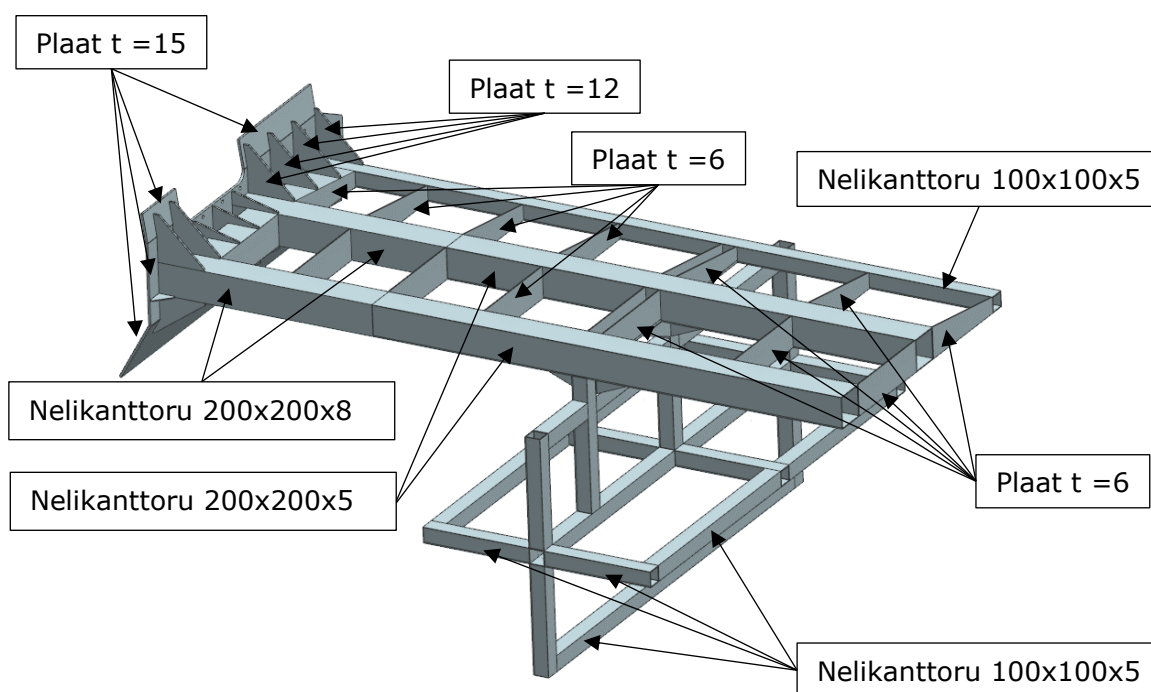
Joonis 4.18 3D-kuvatõmmis lennuki põrandast



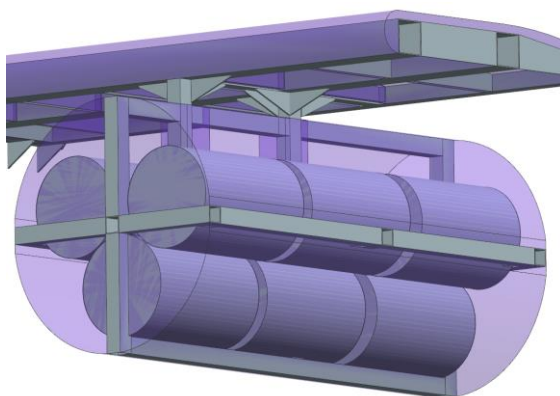
Joonis 4.19 Põranda ristlõige

4.7. Tiivad

Tiiva tugevuse ja tiiva ning kere vahelise kinnituse tugevuse tagamiseks valmistatakse tiivad terasest raamiga. Terasraam kaetakse laminaadiga, raami vahed täidetakse PU-vahuga ja kogu tiib lamineeritakse. Tiiva peakoormuse kannavad 200x200x8, 200x200x5 ja 100x100x5 nelikanttorud. Nelikanttorude vahele keevitatakse 6 mm paksusega terasest plaadid. Tiiva raami külge keevitatakse 15 mm plaat, mille abil saab tiiva lennuki kere külge poldida. Tiiva terasraamiks vajaminevad materjalid on näidatud joonisel (Joonis 4.20). Tiiva alla keevitatakse terasest raam ka pontoonide jaoks. Pontoonide raam valmistatakse 100x100x15 nelikanttorust. Pontoon täidetakse PU-vahuga, aga et kaalu ning vahu ruumala kokku hoida, pannakse mõlema pontooni sisse 9 terasest 200 liitrist vaati (Joonis 4.21). Tiiva lamineerimisskeem on näidatud lisas (Lisa 15).



Joonis 4.20 Tiiva ja pontoonide terasraam



Joonis 4.21 Terasest tünnid pontooni sees

4.7.1. Tiiva ühenduse dimensioneerimine

Tiivad ühendatakse lennuki kerega poltide abil. Liite tugevuse tagamiseks on tiiva küljes viieteist millimeetrine terasplaat ning lennuki kere külge lamineeritud viieteist millimeetrine terasplaat. Poldi minimaalse läbimõõdu saame arvutada kasutades valemit (4.15). Tiiva ühenduse puhul on maksimaalne paindemoment tiiva ja kere ühenduspunktis (Joonis 4.22). Kuna esialgne lennuki kaal on 13.47 tonni, siis ühe tiiva pontoonile mõjub jõud $F = 6.735$ tonni.

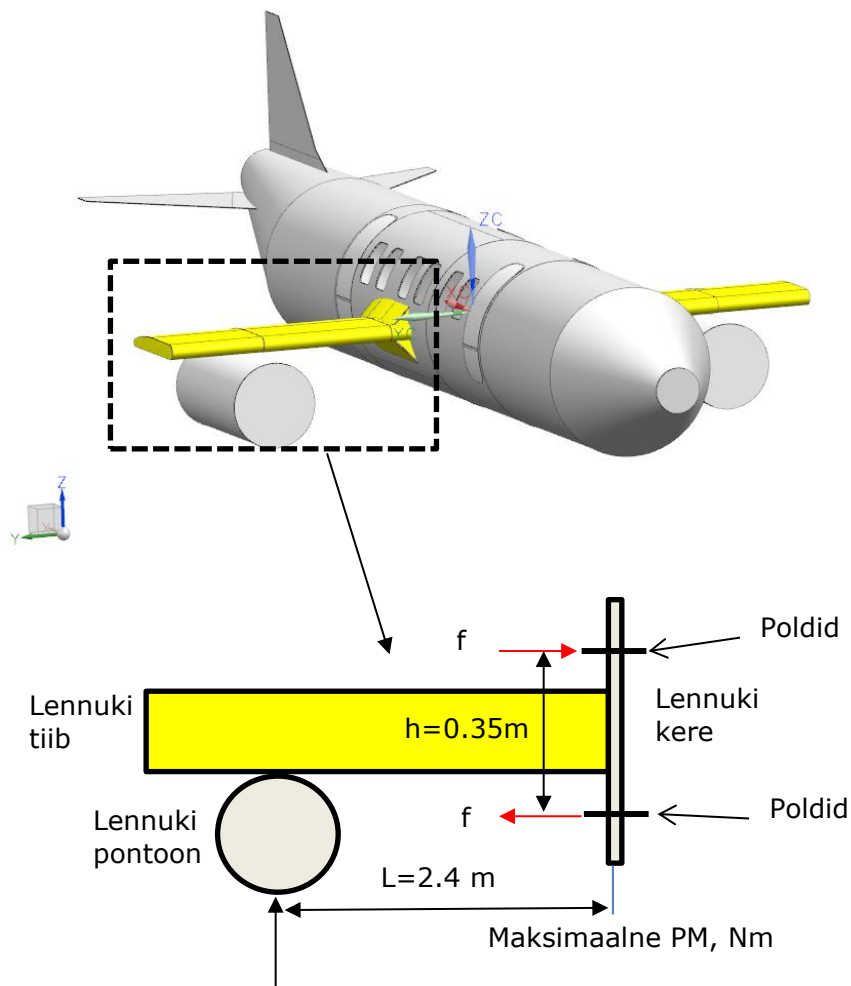
Selle järgi saame arvutada lennuki tiiva ühendusele mõjuva jõu:

$$f = F \frac{L}{h} = 6.735 \cdot \frac{2.4}{0.35} = 46.18 \text{ ton} = 461.8 \text{ kN.} \quad (4.16)$$

Arvestades, et tõmbele töötab $n = 8$ polti, arutegur on $SF = 2$ ning poldi tõmbetugevus $[\sigma] = 640 \text{ MPa}$, saame arvutada poldi minimaalse läbimõõdu, kasutades valemit (4.15).

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot F \cdot SF}{n \cdot \pi \cdot [\sigma]}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 461800 \cdot 2}{8 \cdot \pi \cdot 640}} = 15.2 \text{ mm}$$

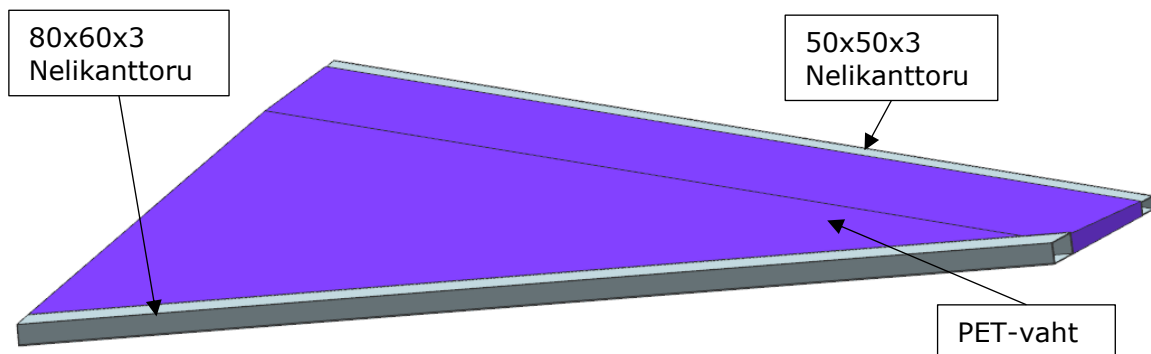
Kasutatavaks poltliiteks valitakse M20 kinnitusvahendid.



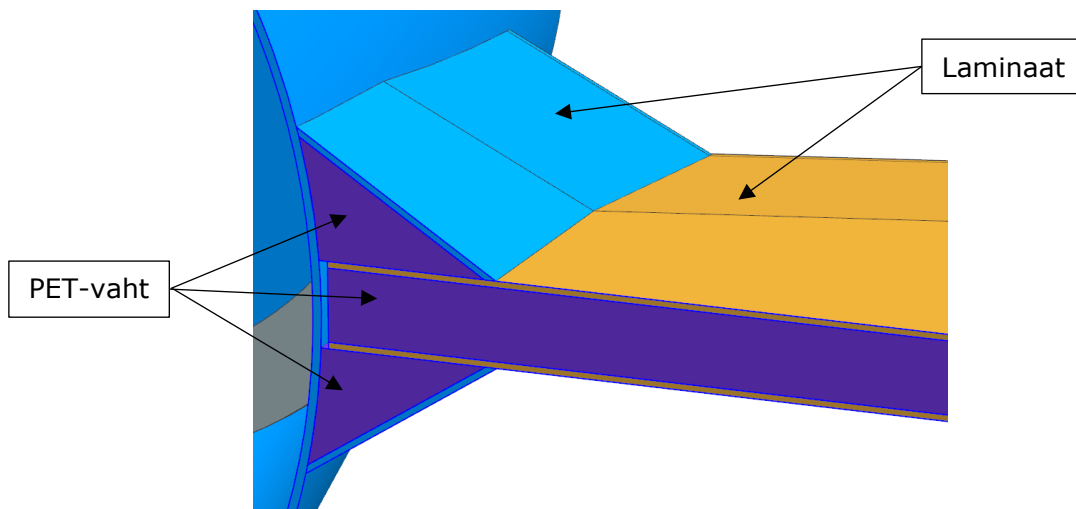
Joonis 4.22 Tiiva ja lennuki poltühendus

4.8. Tüürid

Tüürid valmistatakse *Sandwich* tüüpi GRP-st ning tüüride servad tugevdatakse terasest nelikanttorudega, et vähendada tüüride läbipaindumist. Tüüris kasutatakse PET-vahtu. Tüüri sisemus on näidatud joonisel (Joonis 4.23). Tüüri kere külge kinnitamiseks lamineeritakse kere külge PET-vahust kuubikud, mille külge polditakse tüür (Joonis 4.24). Tüüri lamineerimis skeem on näidatud lisas (Lisa 16).



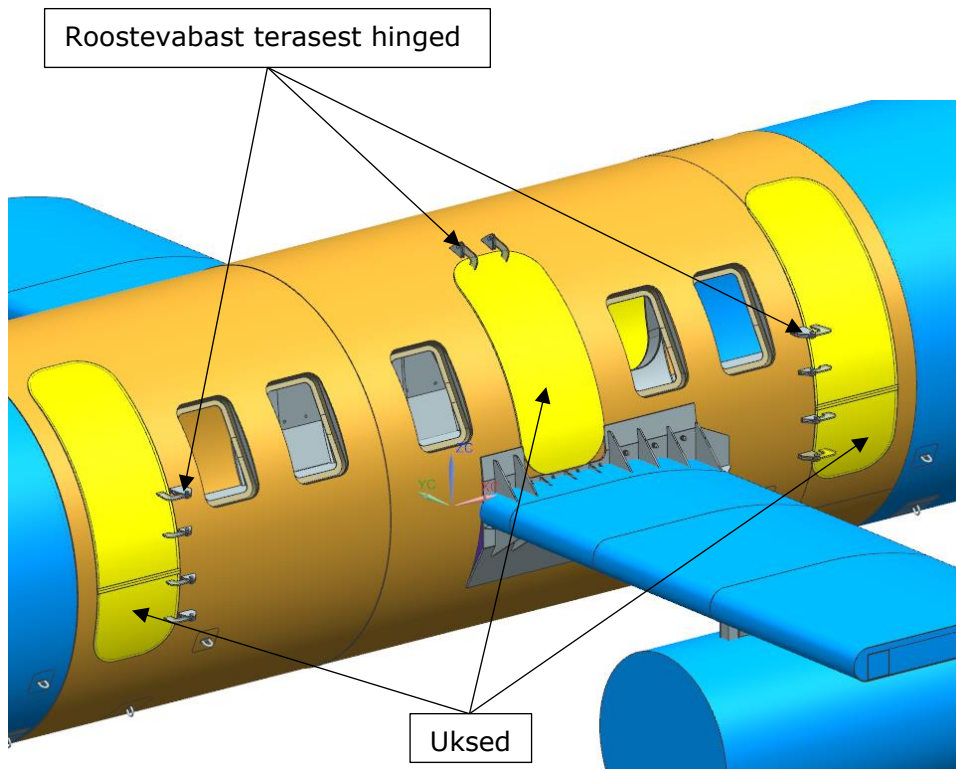
Joonis 4.23 Tüüri sisemus



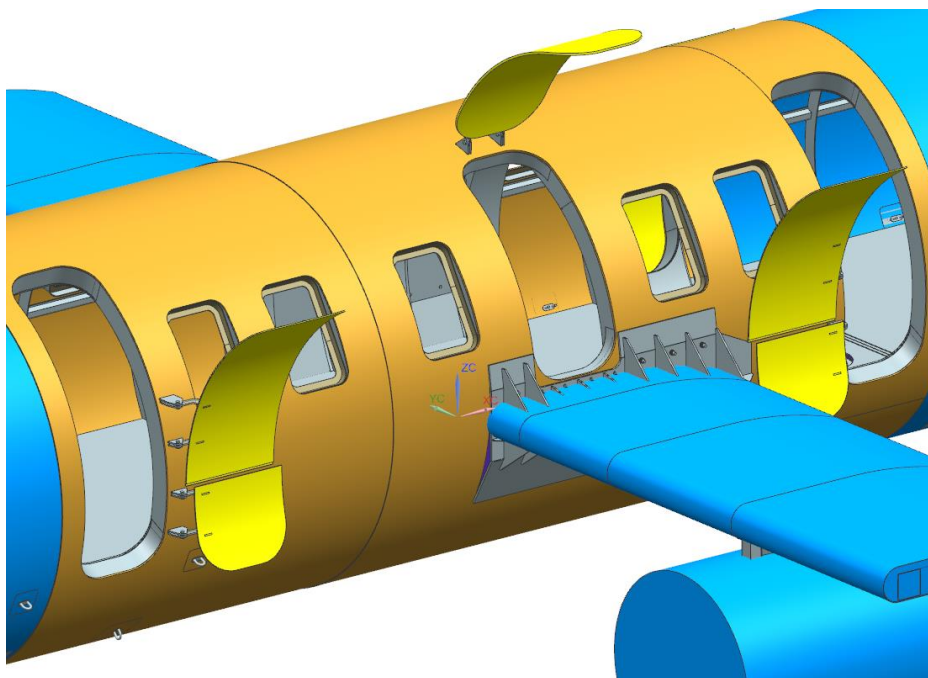
Joonis 4.24 Tüüri ja lennuki omavaheline ühendus

4.9. Uksed

Uksed valmistatakse samuti GRP-st ning kinnitatakse kere külge roostevabast terasest hingedega (Joonis 4.25). Ukse paksuseks on kaheksa millimeetrit. Lennukile projekteeriti neli ust, kaks mõlemas pardas. Uksed on projekteeritud kahes osas ja külje peale avanevalt selleks, et suurema laine korral vältida vee sattumist simulaatorisse. Selle vältimiseks projekteeriti uks kahes osas. Lisaks projekteeriti lennuki tiiva kohale ka üks avariiuks, mis avaneb üles (Joonis 4.26). Ukse lamineerimisskeem on näidatud lisas (Lisa 6).



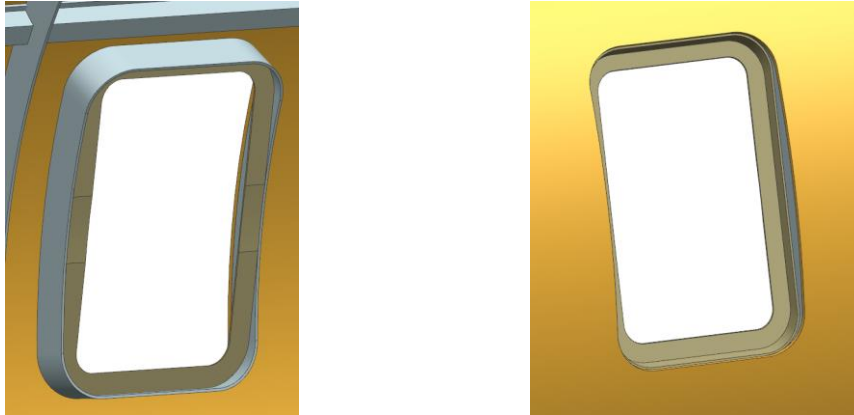
Joonis 4.25 Uksed kinnises olekus



Joonis 4.26 Uksed avatud olekus

4.10. Aknad

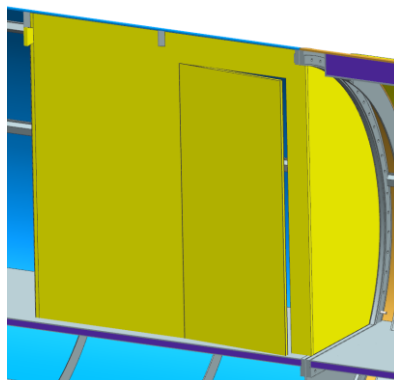
Aknaraamid valmistatakse GRP-st ning lamineeritakse kere külge. Aknad valmistatakse pleksiklaasist. Aknaraamide kere külge lamineeritav profiil on 100X6 ribiprofiil, lattprofiili külge lamineeritakse 50x50x3 GRP-st profiil, mis hoiab aknaraami vahel pleksiklaasist akent (Joonis 4.27).



Joonis 4.27 Aknad seest- ja väljastpoolt vaadates

4.11. Siseseinad

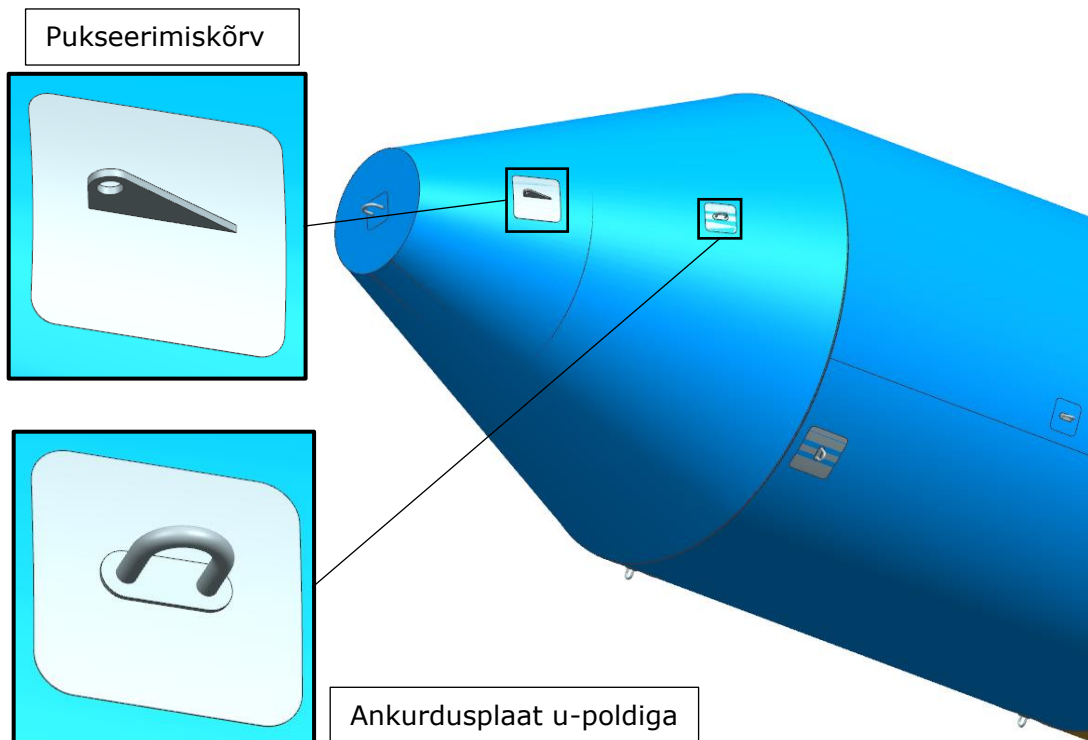
Lennukisse projekteeritakse ka siseseinad koos ustega. Siseseinad on ainult visuaalsel eesmärgil, lennuki tugevusel need rolli ei mängi. Siseseinad valmistatakse *sandwich* tüüpi GRP-st (Joonis 4.28). Siseseinte lamineerimisskeem on näidatud lisas (Lisa 18).



Joonis 4.28 Näide siseseinast

4.12. Pukseerimine ja ankurdamine

Tellija nõudmisel peab olema lennukit võimalik pukseerida ja ankurdata. Pukseerimise jaoks on lennuki ninas kaks terasplaadist kõrva, mis lamineeritakse lennuki kere külge. Ankurdamiseks kasutatakse U-polte [6], mis polditakse plaadi külge. Plaat on lamineeritud lennuki kere külge. Pukseerimis- ja ankurdsusplaadid on näidatud joonisel (Joonis 4.29).



Joonis 4.29 Pukseerimis- ja ankurdsusplaadid

4.13. Projekti maksumus

Antud peatükis arvutatakse projekti eeldatav hind. Materjalide hinnad saadi kas tootjaga suhtlemise teel või siis edasimüüjatelt hinnapakkumise küsimise teel. Tööhinna sisse on arvatud ka üldkulud, näiteks elekter ja küte. Hinna sisse ei ole arvestatud käibemaksu, aga sisse on arvestatud materjalivaru 10%. Erinevate komponentide hinnad on toodud tabelis (Tabel 4.10). Projekti maksumuseks hinnatakse 156 000 eurot.

Tabel 4.10 Lennuki maksumus

Nimetus	Kogus	Ühik	Ühiku hind (€)	Hind (€)
GRP				
Laminaat	3579	kg	1.5	5368
Vaik	3811	kg	4	15242
Epoksiidvaht	732	kg	45	32936
PU-vaht	406	kg	2.5	1016
PET-vaht	298	kg	8	2384
Teras				
Teras (tiivad, põrandatugi, plaadid)	3912	kg	3	11736
Töö				
Projekteerimine	500	h	35	17500
Tootmine	2000	h	35	70000
Kokku				156182

5. LÕPLIKE ELEMENTIDE ANALÜÜS

Reeglite järgi dimensioneeritud lennuki tugevust ja jäikust kontrolliti LEM-i analüüsiga. Selleks kasutati lõplike elementide meetodil põhinevat arvutustarkvara FEMAP v12.0.1 NX-Nastran-i solveriga.

5.1. LE mudeli kirjeldus

Mudelis on kasutatud peamiselt neljasõlmelisi plaatelemente mõõtudega 50x50 mm ja kahesõlmelisi talaelemente. Komposiitmaterjalist tehtud lennuki kere on modelleeritud laminaadi elementidega ja terasest tiivad tavaliste plaadi elementidega. Lennuki põranda all olevad terastorud on mudeldatud talaelementidega. Kuna paindemoment lennuki pikisuunas ja ristisuunas on suurem lennuki keskel, on seal paksem materjal kui otstes. Laminaadi ülesehitus on modelleeritud ühesuunaliste klaaskiududega tugevdatud laminaadi kihtidega, mille orientatsioon on antud nurgana materjali baassuuna suhtes (Joonis 5.2). Laminaadi tugevuse hindamiseks on kasutatud Tsai-Wu kriteeriumit, milles piirpingetena kasutatud lubatud pinged on toodud lisa (Lisa 1 ja Lisa 2). Laminaadi elemendi tugevus on tagatud kui kriteeriumi järgi arvutatud indeks (ingl.k Laminare max failure index) on väiksem ühest.

Modelleerimisel ja analüüsil kasutatud ühikud on näidatud tabelis (Tabel 5.1).

Tabel 5.1 Kasutatud mõõtühikud

Füüsikaline suurus	Ühiku tähis
Pikkus	mm
Jõud	N
Pinge	MPa
Mass	t
Tihedus	t/mm ³
Kiirendus	mm/s ²

Lubatud pinge terases on arvutatav valemiga [3]:

$$[\sigma] = 1.2 \cdot f_{\sigma eg} \cdot \sigma_s \quad (5.1)$$

Kus $[\sigma]$ – Lubatud pinge, MPa

σ_s – Materjali voolavuspiir, MPa

$f_{\sigma eg}$ – Piirpinge koefitsient globaalse koormuse jaoks

$f_{\sigma eg}$ saab arvutada valemiga [3]:

$$f_{\sigma eg} = 0.75 \cdot \eta_{HTS} \quad (5.2)$$

Kus η_{HTS} – Materjali tegur

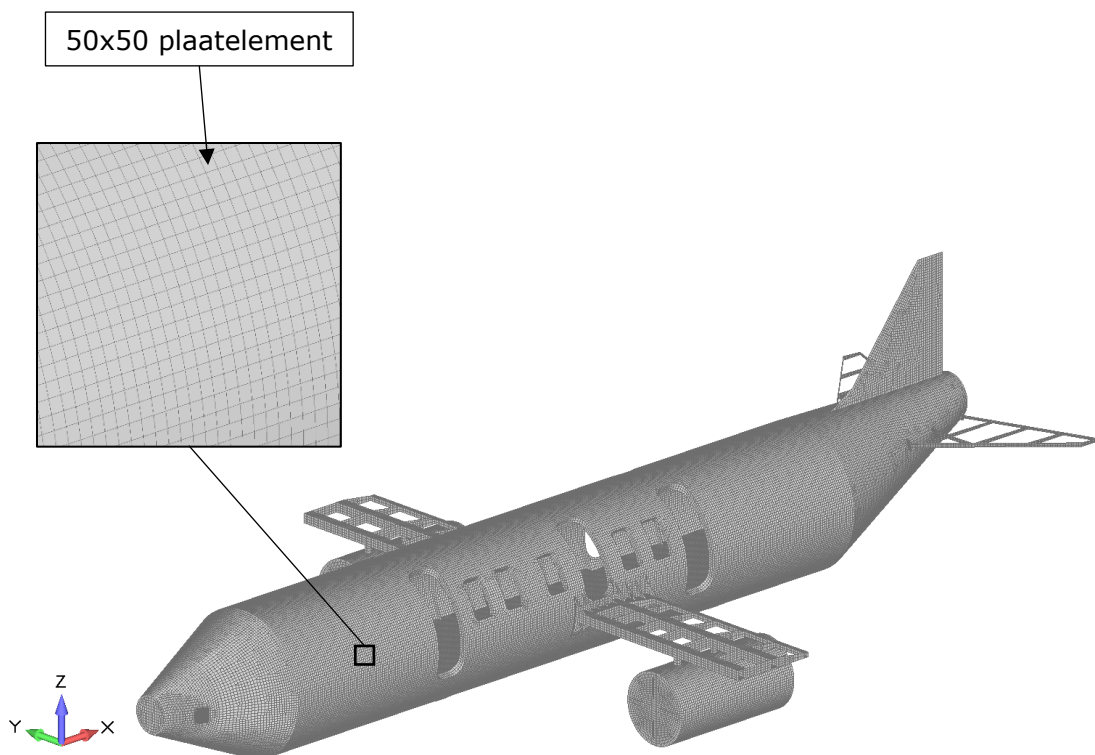
Materjali tegur S355 terase puhul on $\eta_{HTS} = 0.919$ [3], seega kasutades valemit (5.2), saame arvutada piirpinge koefitsiendi:

$$f_{\sigma eg} = 0.75 \cdot \eta_{HTS} = 0.75 \cdot 0.919 = 0.689.$$

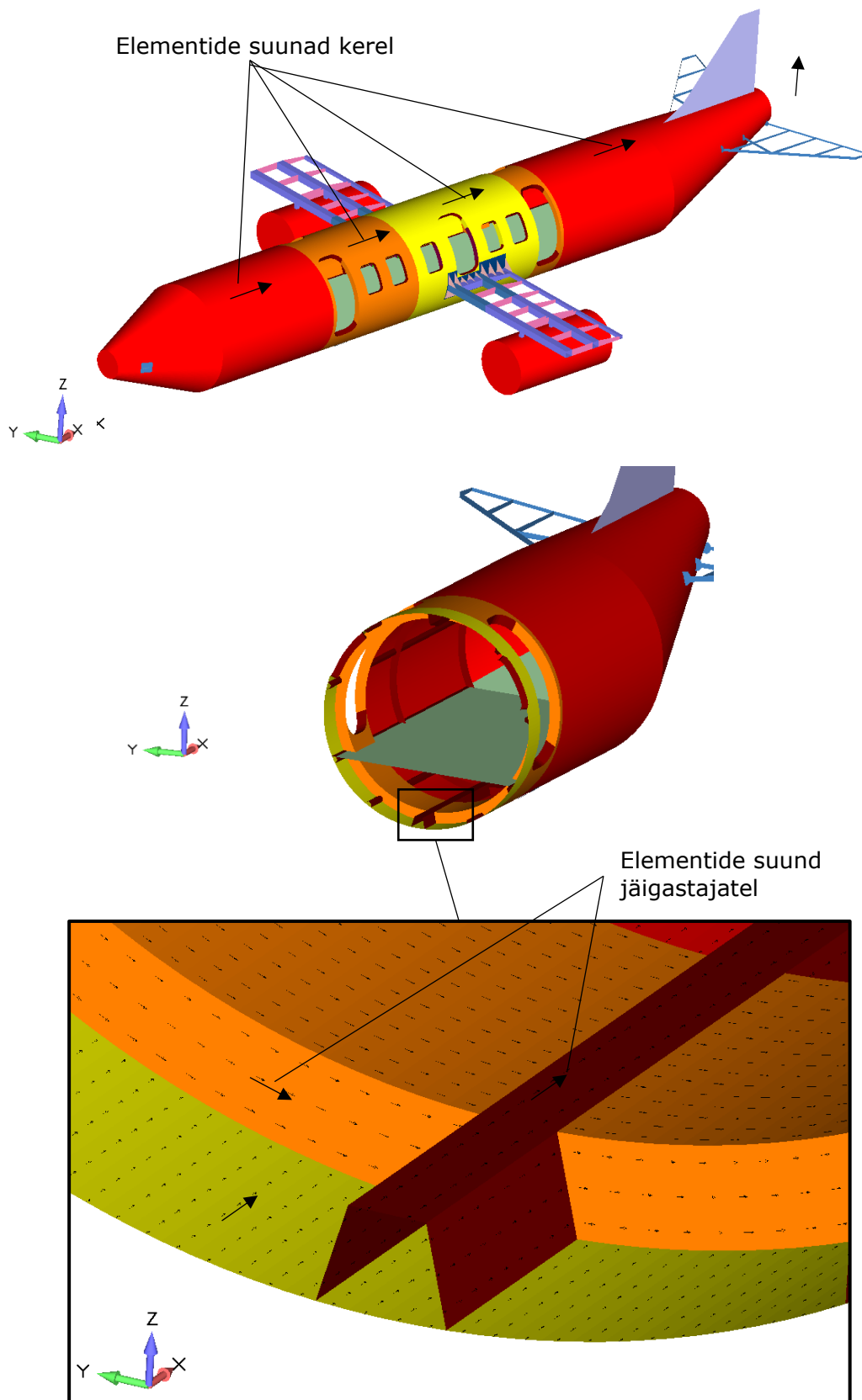
Nüüd saame kasutada valemit (5.1), arvutada terase lubatud pinge:

$$[\sigma] = 1.2 \cdot f_{\sigma eg} \cdot \sigma_s = 1.2 \cdot 0.689 \cdot 355 = 294 \text{ MPa}$$

Lubatud pinged terases on 294 MPa.



Joonis 5.1 LE mudel



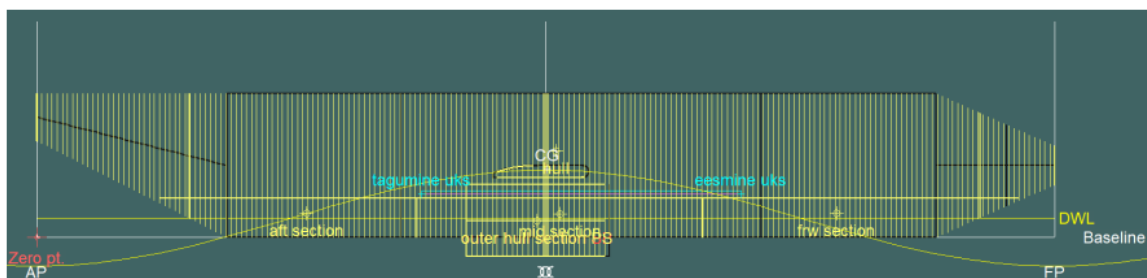
Joonis 5.2 Elementide suunad LEM mudelis

5.2. Koormused

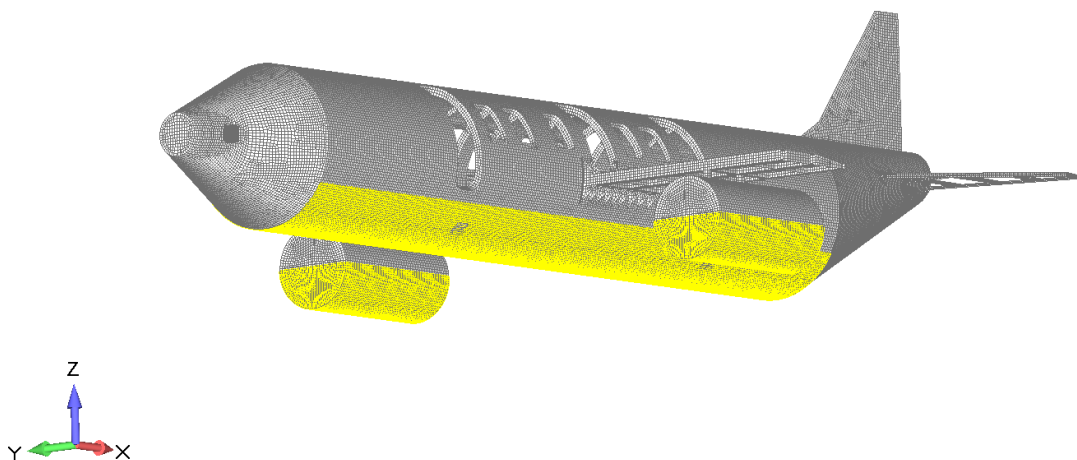
Lennuki puhul on analüüsitud kahte koormusolukorda, esimeses koormusolukorras on koormuseks pikisuunaline laine, teise puhul külgsuunaline laine.

5.2.1. Pikisuunaline lennuki tugevus

Selles koormusolukorras on kerele rakendatud konstruktsiooni omakaal ja üleslükke jõud. Üleslükke jõud on rakendatud lennuki veeliinist allpool olevale kere osale rõhuna (Joonis 5.3 ja Joonis 5.4).



Joonis 5.3 Rõhujaotus pikisuunalises lainetuses

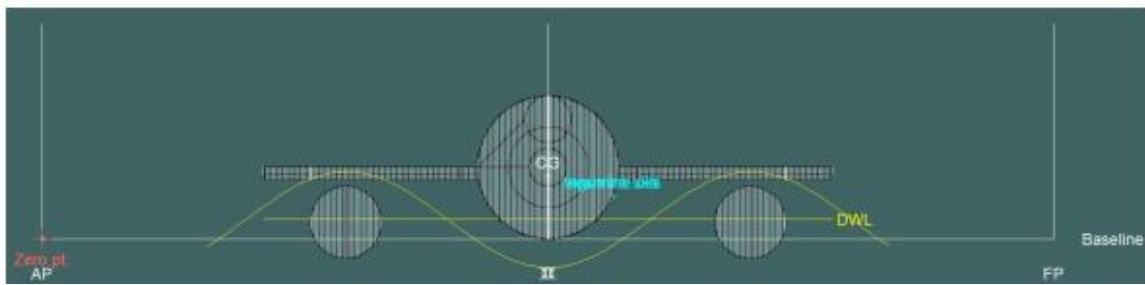


Joonis 5.4 Koormusolukord 1, lennuki pikisuunaline tugevus

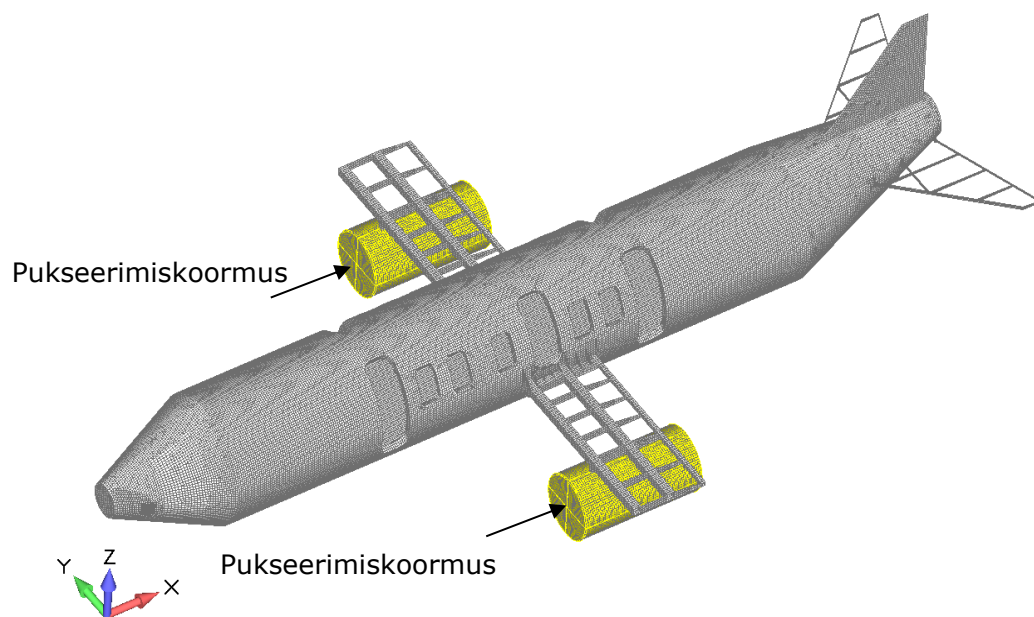
5.2.2. Lennuki tiibade ja korpusega ühenduse tugevus

Selles koormusolukorras on lennuk külglaines (Joonis 5.5) ja mõlemad pontoonid peavad kandma kogu lennuki kaalu. Kerele on rakendatud konstruktsiooni omakaal ja üleslükkejõud. Lisaks on pontoonidele rakendatud ka pukseerimisel tekkiv jõud.

Üleslükkejõud on rakendatud pontoonidele jaotatud rõhuna arvestades, et pontoonid on täielikult vee all (Joonis 5.6).



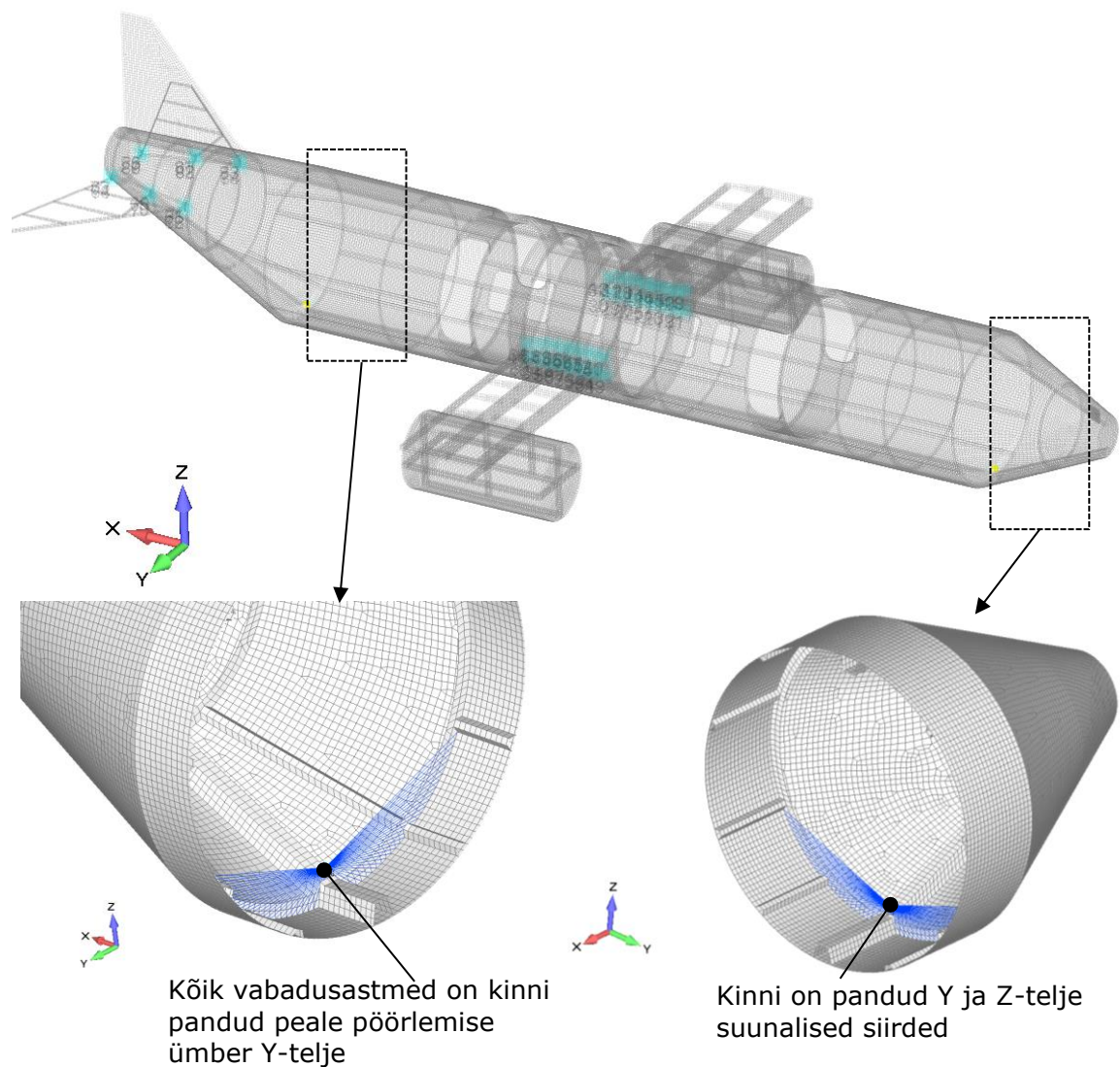
Joonis 5.5 Rõhujaotus külgsuunalises lainetuses



Joonis 5.6 Koormusolukord 2, lennuki külgsuunaline tugevus

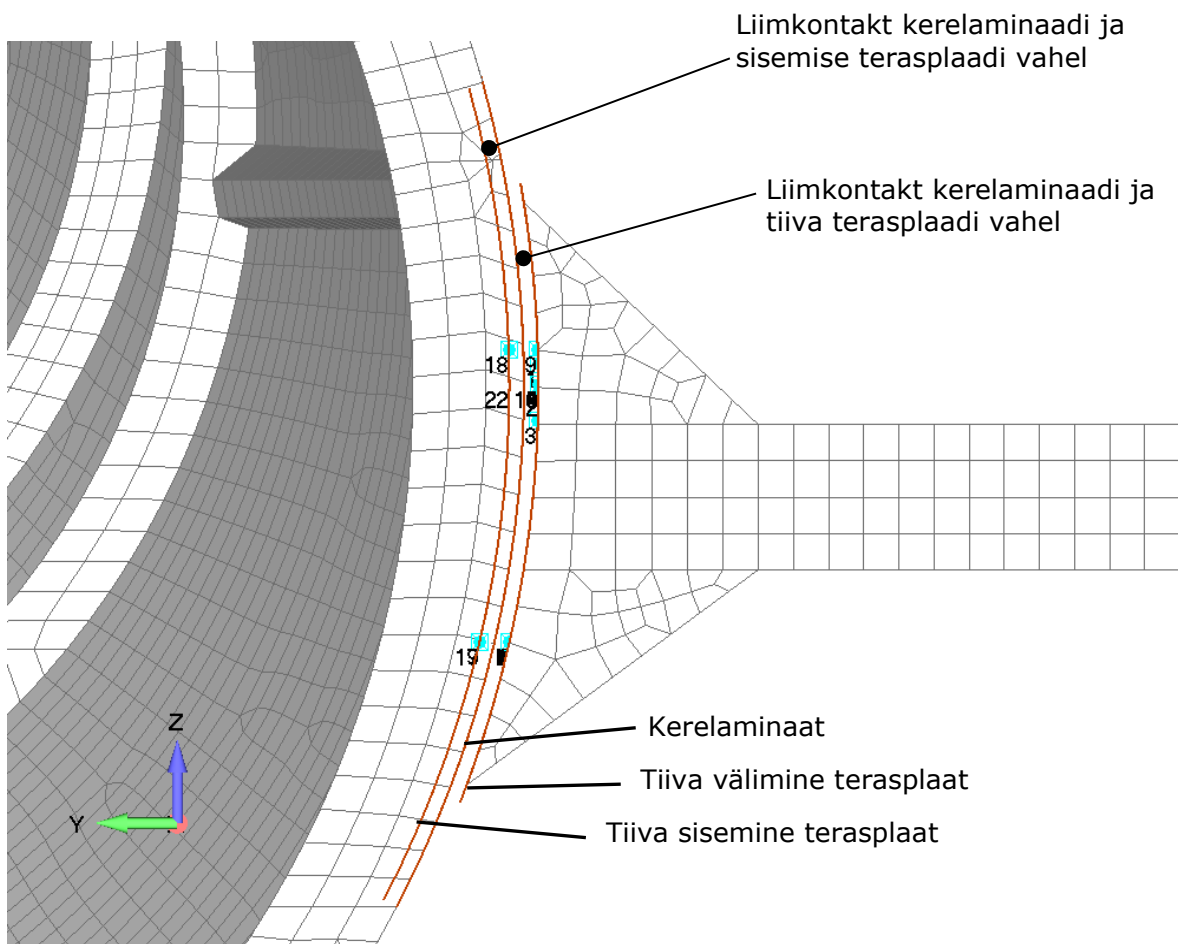
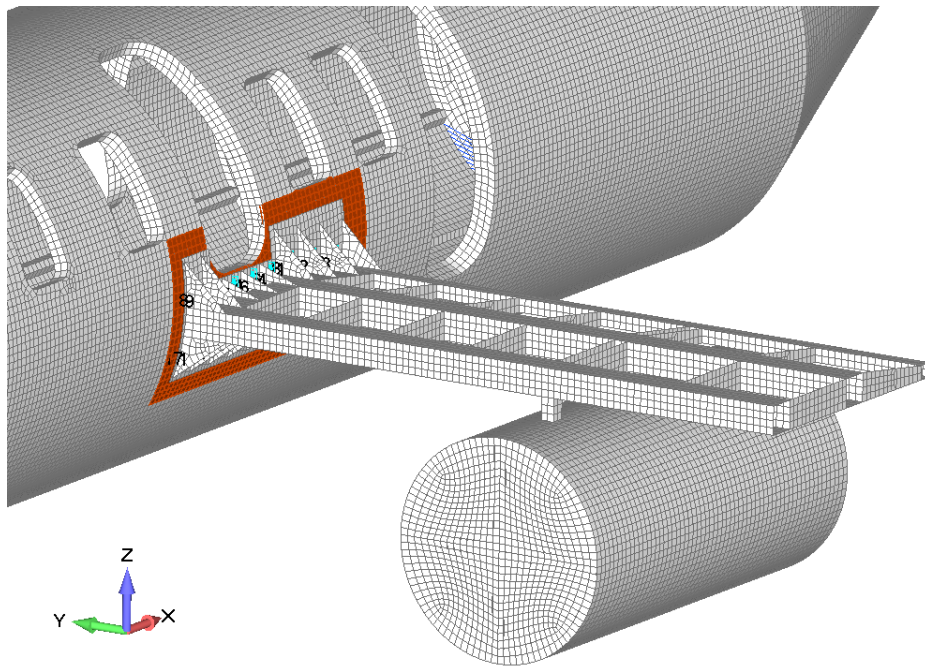
5.3. Ääretingimused

Ääretingimused on rakendatud viisil, kus nad ei mõjuta tugevusarvutuse tulemusi aga on vajalikud arvutusmudeli fikseermiseks. Ääretingimused on näidatud joonisel (Joonis 5.7).



Joonis 5.7 Ääretingimused

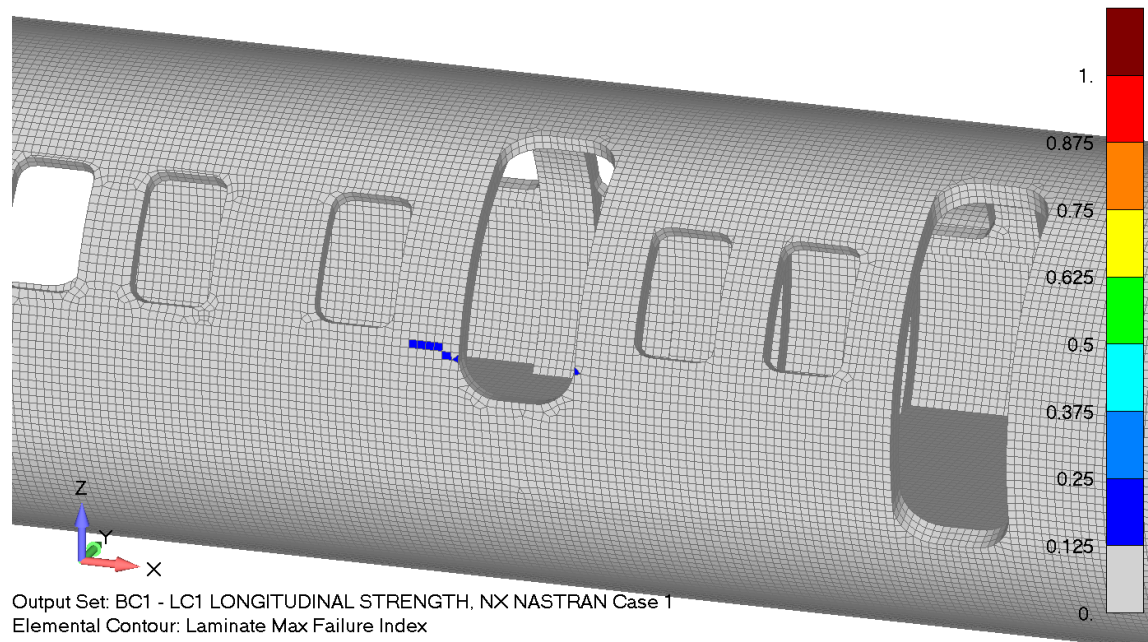
Tiiva terasraami ja kere vaheline ühendus on modelleeritud kasutades liimkontakti (Joonis 5.8). Samuti on modelleeritud ka kere ja sisemise terasplaadi vaheline ühendus. Poldid, mis ühendavad omavahel sisemise terasplaadi ja tiiva, on modelleeritud talaelementidega.



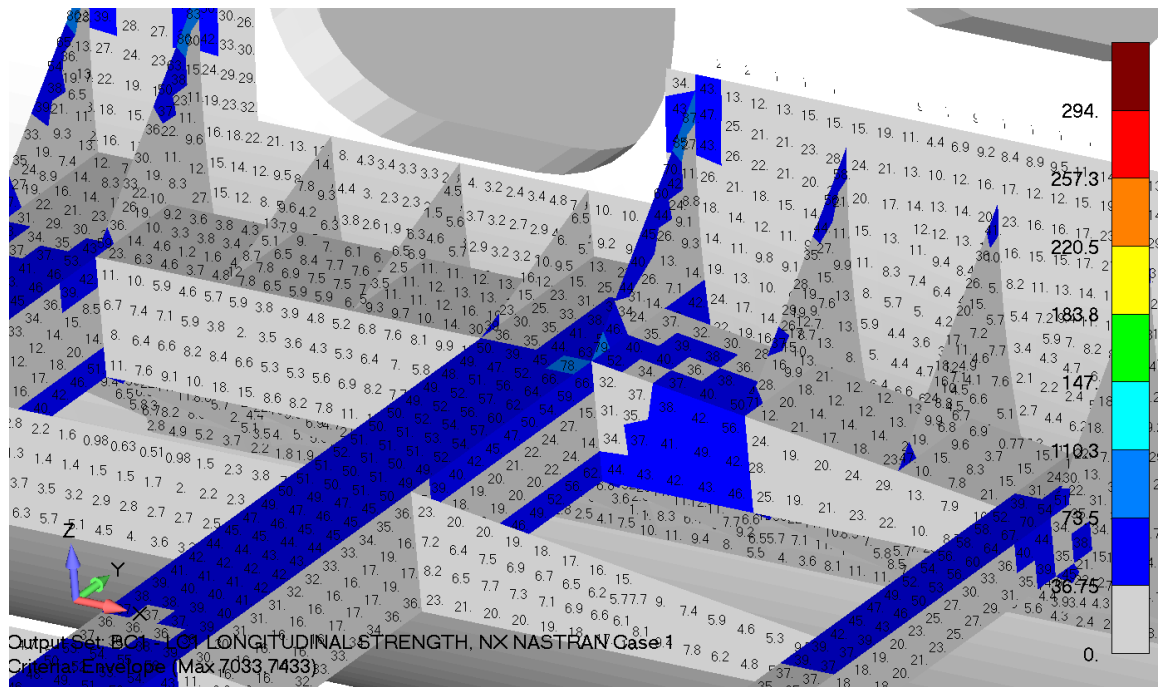
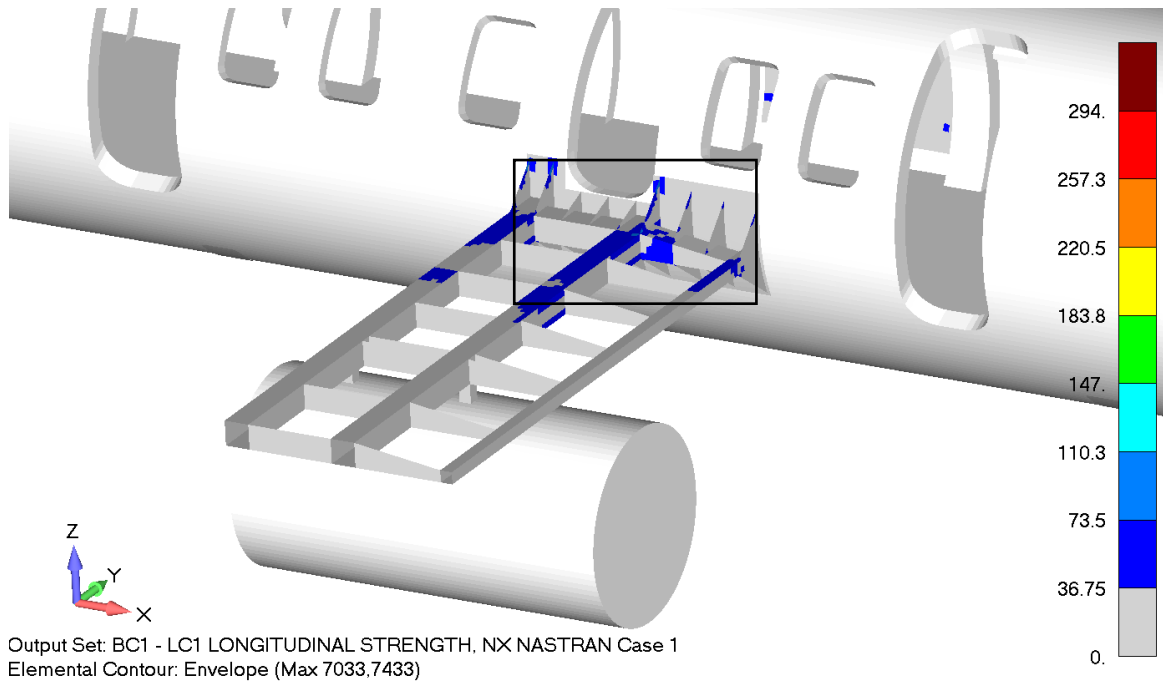
Joonis 5.8 Liimkontakt lennuki ja tiiva vahel

5.4. Koormusolukord 1

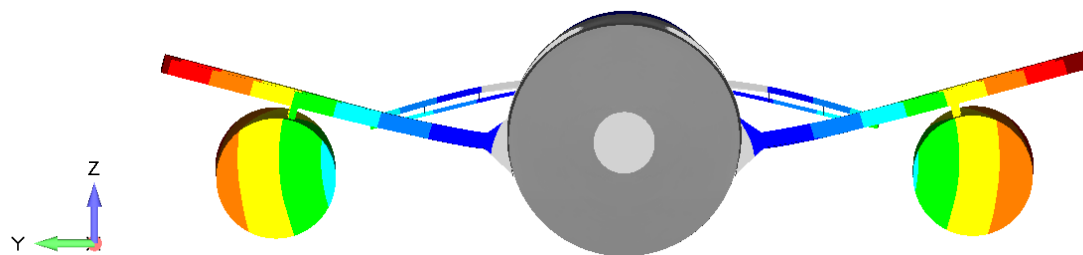
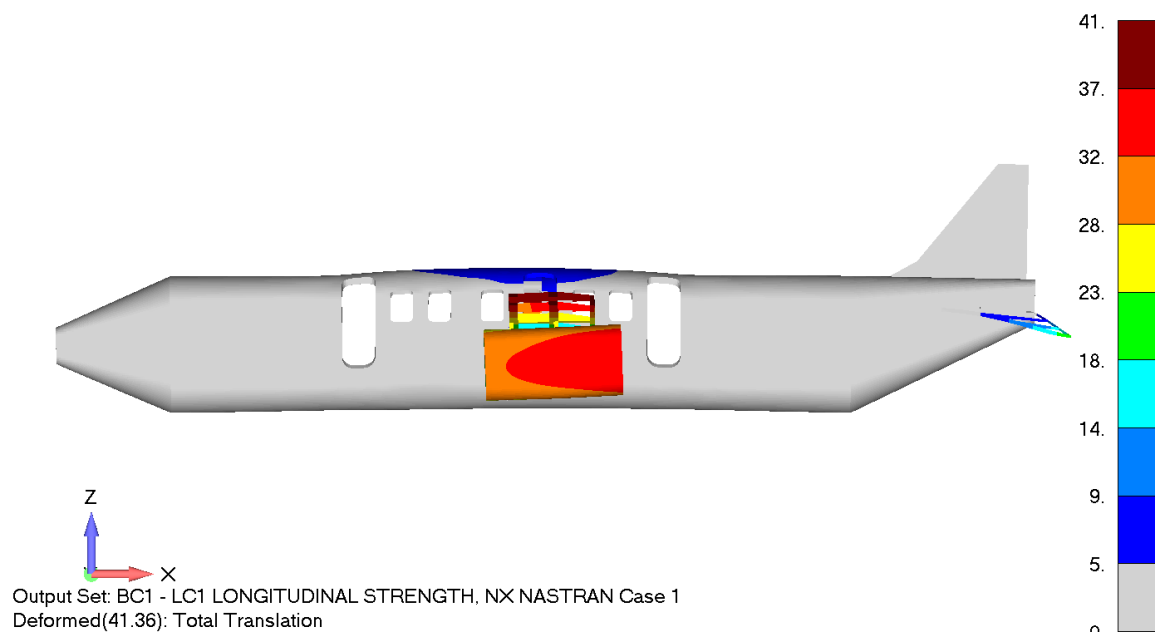
Esimese koormusolukorra puhul on kõige suurem purunemise suhtarv 0.16 avariiväljapääsu juures (Joonis 5.9). Kuna suhtarv jääb alla 1.0, on tugevus lennuki keres tagatud. Terastiivas on suurim pinge 87 MPa (Joonis 5.10), mis jääb alla lubatud pinge piirväärtuse 294 MPa, järelkult tugevus on tagatud. Maksimaalne tiiva deformatsioon on 41mm (Joonis 5.11).



Joonis 5.9 Koormusolukord 1, laminaadi purunemise suhtarv (*laminata max failure index*)



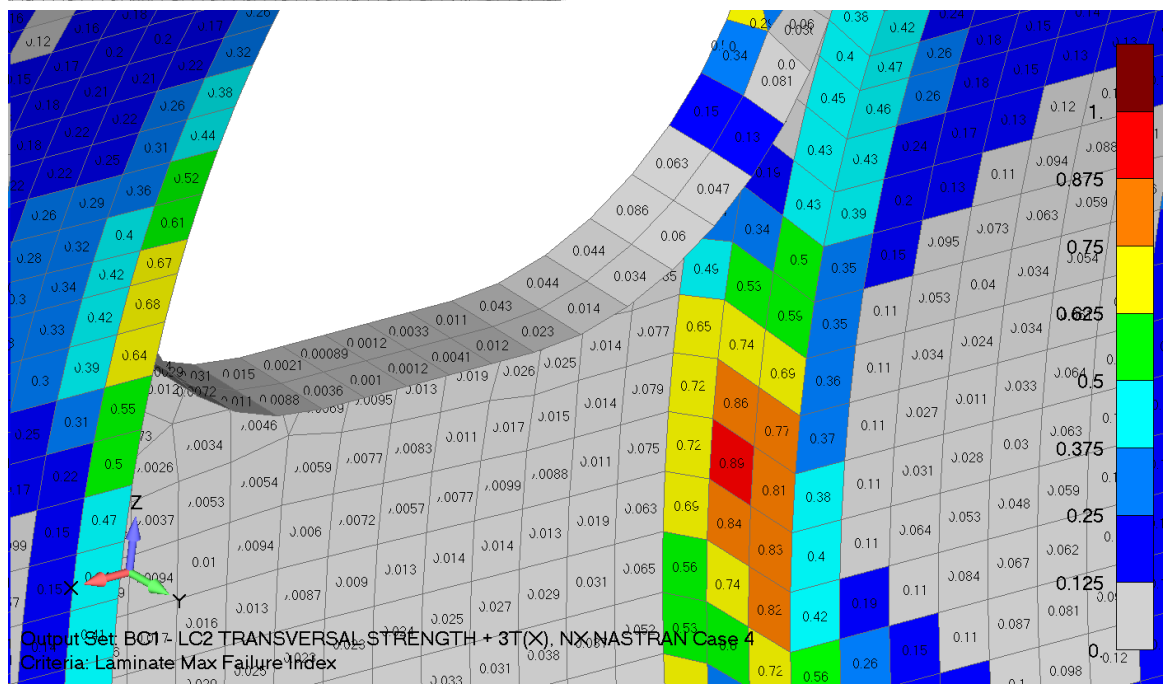
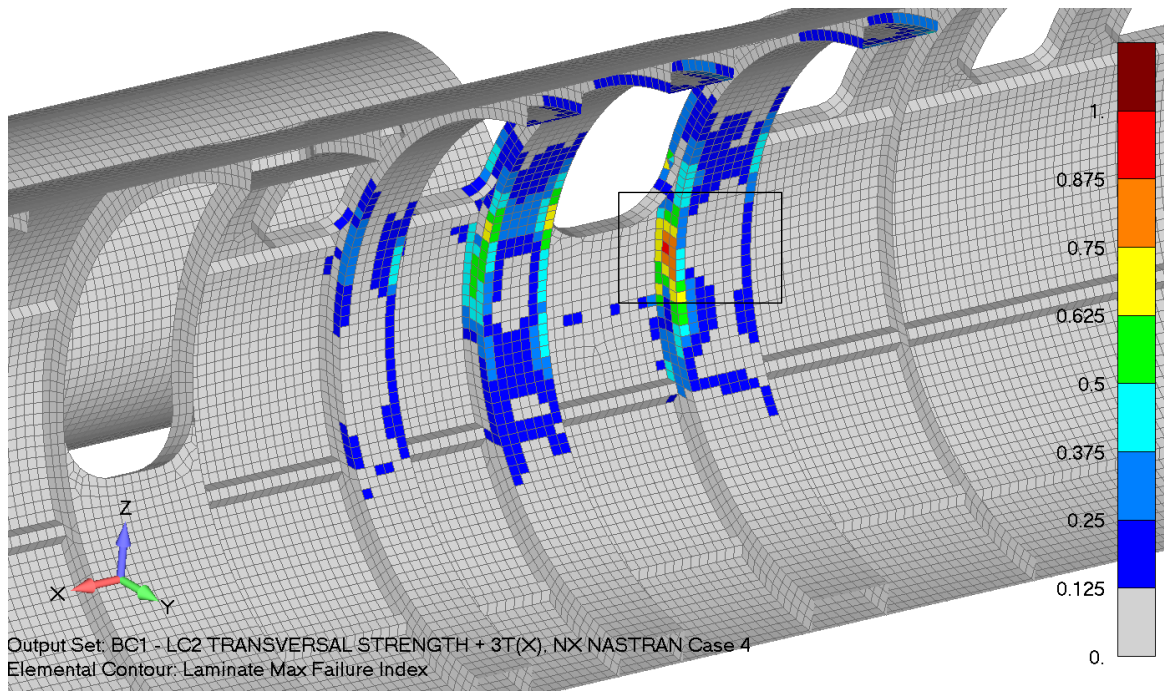
Joonis 5.10 Koormusolukord 1, ekvivalentpinged



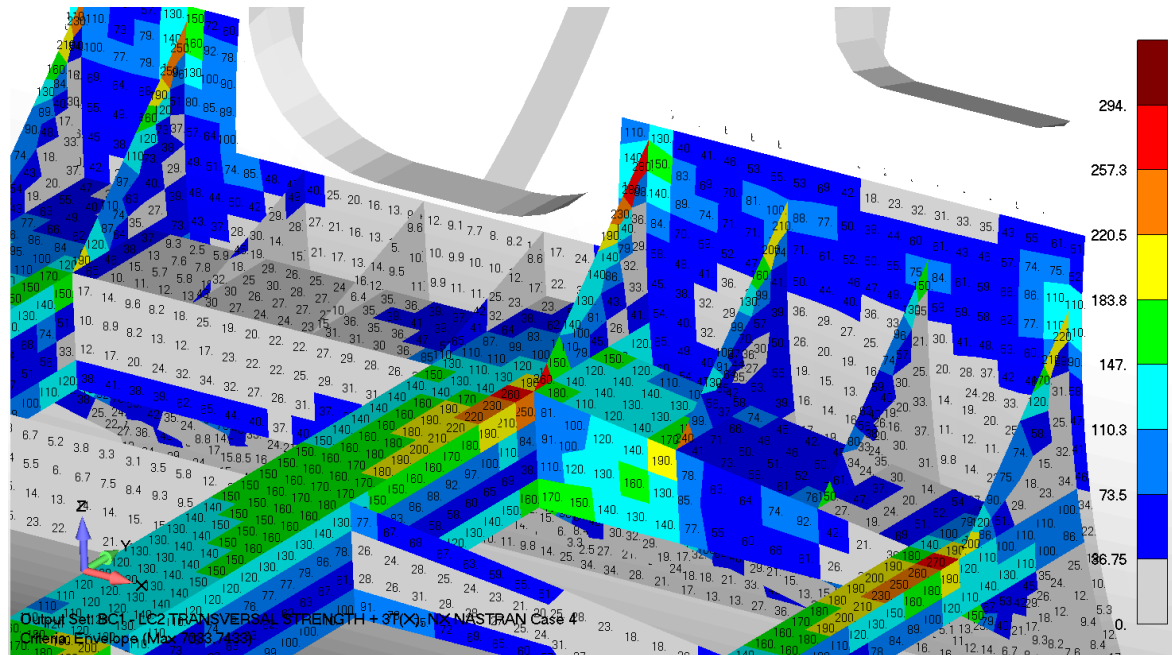
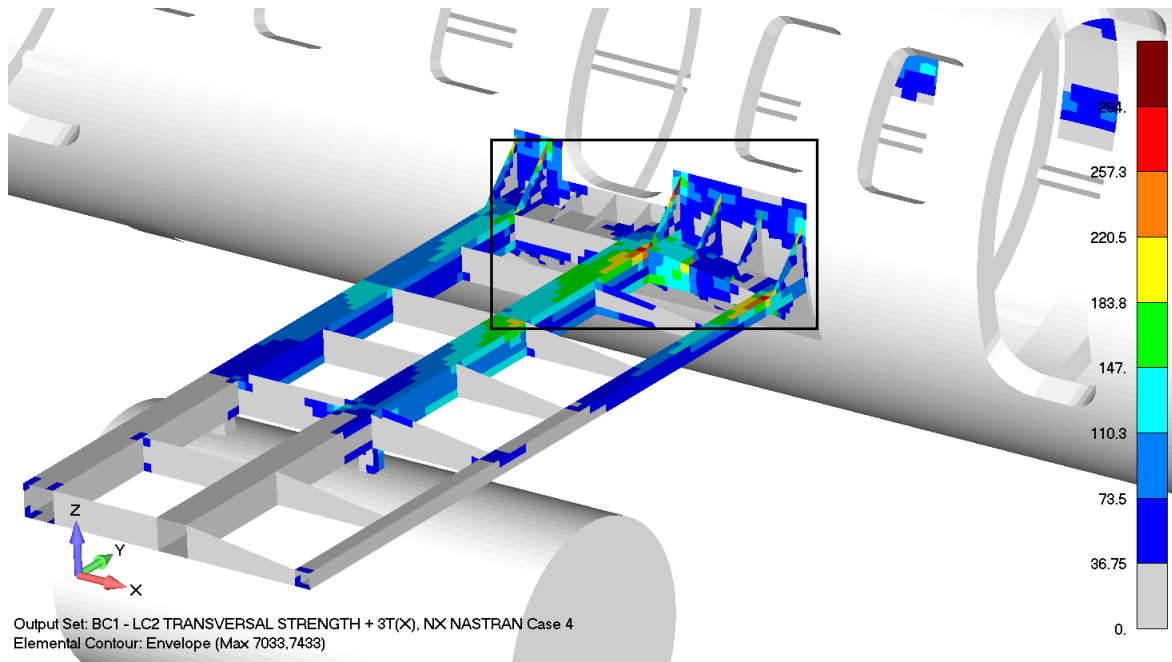
Joonis 5.11 Koormusolukord 1, Siirded

5.5. Koormusolukord 2

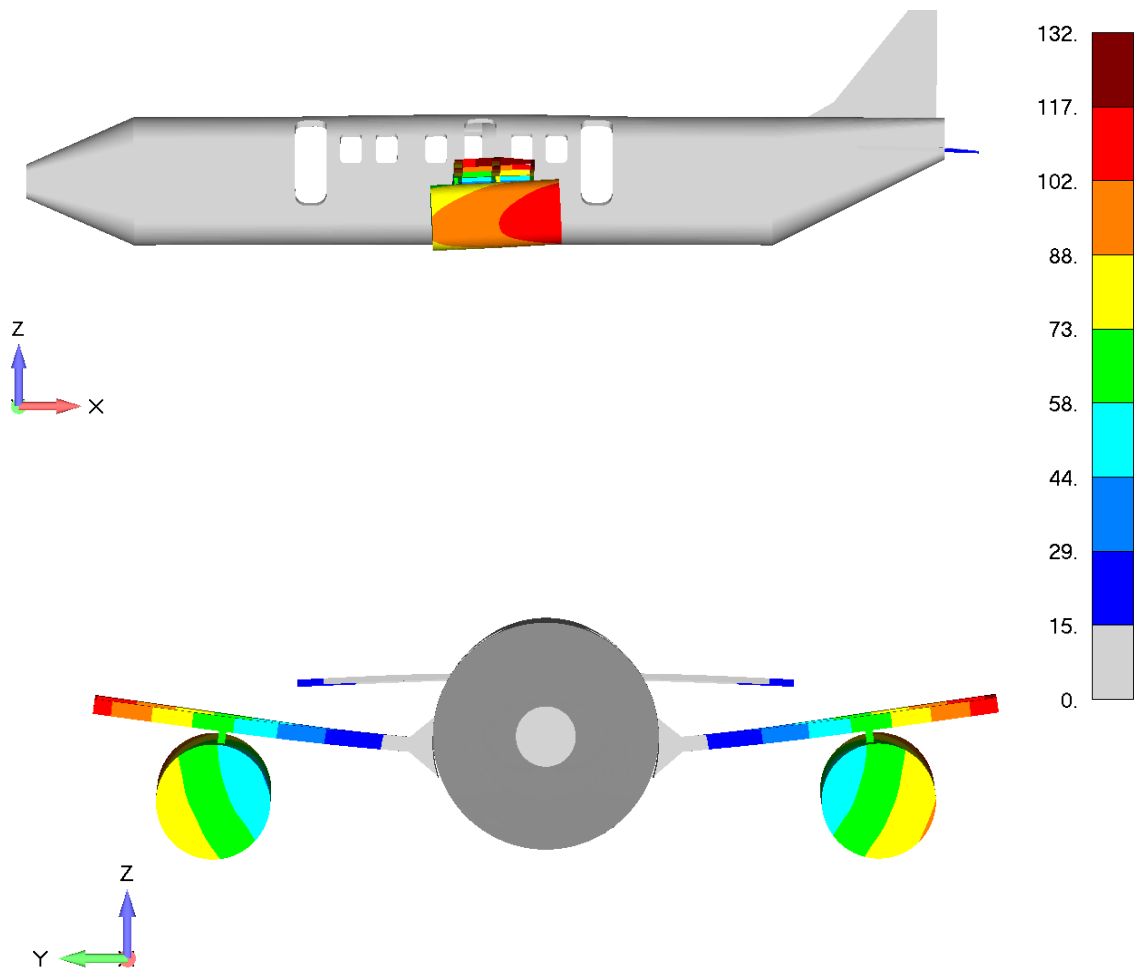
Teise koormusolukorra puhul on kõige suurem purunemise suhtarv 0.89 tiiva kinnituskohas, kastjäigastajates (Joonis 5.12). Kuna suhtarv jääb alla 1.0, on tugevus lennuki keres tagatud. Terastiivas on suurim pinge 280 MPa (Joonis 5.13), mis jääb alla lubatud pinge piirväärtuse 294 MPa, järelkult tugevus on tagatud. Maksimaalne tiiva deformatsioon on 132 mm (Joonis 5.14).



Joonis 5.12 Koormusolukord 2, laminaadi purunemise suhtarv (*laminate max failure index*)



Joonis 5.13 Koormusolukord 2, ekvivalentpinged



Joonis 5.14 Koormusolukord 2, Siirded

KOKKUVÕTE

Töö eesmärk oli projekteerida lennuki simulaator, mida kasutatakse õppeesmärgil, et harjutada reisijate päästmist lennuõnnetuse ajal avavee keskkonnas.

Töö algusfaasis töötati läbi erinevad komposiitmaterjalist ujuvaluste ehitusreeglid ning pandi paika tehtava töö kriteeriumid ning nõuded. Algfaasis pandi paika ka lennuki visuaalne lõpptulemus, mis hõlmas endas lennuki gabariitmõõtmeid ning erinevaid funktsionaalseid omadusi, mis lennukil olema peavad.

Projekteerimise faasis modelleeriti lennuki konstruktsioon kasutades ujuvaluste ehitusreegleid ja tugevusarvutusi. Sellele järgnes tugevusanalüüs lõplike elementide meetodiga, mille käigus koostati lennuki LE mudel ning analüüsiti seda. Lõpuks vormistati joonised ning kirjutati seletuskiri tehtud tööle.

Tehtud töö tulemusena valmis lennuki simulaatori 3D-mudel ning joonised, mille järgi saab toote valmistada.

Koostatud projekti on ka võimalus edasi arendada seeriatooteks. Seetõttu peeti kogu projekteerimise vältel silmas asjaolu, et 3D-mudel ning tugevusarvutused oleks lihtsasti muudetavad.

SUMMARY

The purpose of the thesis was to design an aircraft simulator that is used for training purposes to practice rescuing passengers during a plane accident in an open water environment.

In the initial phase of the work, various construction rules for composite material watercrafts were researched and the criteria and requirements for the work were established. In the initial phase, the visual end result of the aircraft was also established, which included the overall dimensions of the aircraft and the various functional characteristics that the aircraft must have.

During the design phase, the aircraft structure was modelled based on watercraft construction rules and strength calculations. This was followed by a strength analysis using the finite element method, during which the FE model of the aircraft was constructed and analysed. Finally, the drawings were completed and a report was written for the work done.

As a result of the work, a 3D model of the aircraft simulator was designed and drawings according to which the product can be manufactured were completed.

There is also an possibility to develop this project into making a serial product. For this reason, the fact that the 3D model and strength calculations could be easily modified was kept in mind throughout the design.

KASUTATUD KIRJANDUS

- [1] Fiberglass and Glass Technology: Energy-Friendly Compositions and Applications, F. T. Wallenberger ja P. A. Bingham. London. 2010
- [2] 546-NR_2018-11: Hull in Composite Materials and Plywood, Material Approval, Design Principles, Construction and Survey. Bureau Veritas. 2018. [WWW]: <https://marine-offshore.bureauveritas.com/nr546-hull-composite-materials-and-plywood-material-approval-design-principles-construction-and>
- [3] Rules and Regulations for the Classification of Special Service Craft. Lloyd`s Register. 2019. [WWW]: <https://www.lr.org/en/rules-and-regulations-for-the-classification-of-special-service-craft/>
- [4] TRAINING MANUAL on the construction of FRP beach landing boats. 2010.
- [5] Vinyl ester – the midway boat building resin. G. Marsh. 2007. [WWW]: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0034361707702485>
- [6] U-bolt conic fittings mirrorpolished SS. Osculati. [WWW]: <https://www.osculati.com/en/11275-39.127.09/u-bolt-conic-fittings-mirrorpolished-ss-160x15.8mm>
- [7] NR 500 DT R01 E: Rules for the Classification and the Certification of Yachts. Bureau Veritas. 2012. [WWW]: <https://marine-offshore.bureauveritas.com/nr500-rules-classification-and-certification-yachts>
- [8] Foam core Airex T10. 3A Core materials. [WWW]: <https://www.3accorematerials.com/en/products/airex-foam/airex-t10-pet-foam>
- [9] Resoltech 2080M 17 & M25 Hardeners 2083M-2085M Structural epoxy foaming systems. Resoltech. [WWW]: <https://www.resoltech.com/en/markets/2080-m17-detail.html>
- [10] Product data sheet of vinyl ester resin ATLAC 580 ACT. Aliancys. [WWW]: <https://omnexus.specialchem.com/product/r-aliancys-atlac-580-act#:~:text=ATLAC%C2%AE%20580%20ACT%20by,good%20handling%20and%20curing%20properties.>
- [11] E-Glass Fibre. [WWW]: <https://www.azom.com/properties.aspx?ArticleID=764>

LISAD

Lisa 1 Suunatud kiuga laminaadi lubatud pinged [7]

	Teoreetiline kiu purunemis pinge		Vaigu süsteemi liimumis kvaliteeti arvestav koefitsent	Purunemis pinged	SF	Lubatud pinged
Suunaga 1 tõmme	eps_brt1	E1	Coef_res	σ_{brt1}		
	0.027	23311	0.9	566	0.23	128
Suunaga 1 surve	eps_brc1	E1	Coef_res	σ_{brc1}		
	0.018	23311	0.9	378	0.23	86
Suunaga 2 tõmme	eps_brt2	E2	Coef_res	σ_{brt2}		
	0.0053	4949	0.9	24	0.38	9
Suunaga 2 surve	eps_brc2	E2	Coef_res	σ_{brc2}		
	0.0155	4949	0.9	69	0.38	26
Nihkepinge	yamma_br12	G12	Coef_res	τ_{br12}		
	0.018	2194.160	0.9	36	0.30	11

Lisa 2 orienteerimata kiuga laminaadi lubatud pinged [7]

	Teoreetiline kiu purunemis pinge		Vaigu süsteemi liimumis kvaliteeti arvestav koefitsent	Purunemis pinged	SF	Lubatud pinged
Suunaga 1 tõmme	eps_brt1	E1	Coef_res	σ_{brt1}		
	0.0155	9464	0.9	132	0.24	31
Suunaga 1 surve	eps_brc1	E1	Coef_res	σ_{brc1}		
	0.0155	9464	0.9	132	0.24	31
Suunaga 2 tõmme	eps_brt2	E2	Coef_res	σ_{brt2}		
	0.0155	9464	0.9	132	0.24	31
Suunaga 2 surve	eps_brc2	E2	Coef_res	σ_{brc2}		
	0.0155	9464	0.9	132	0.24	31
Nihkepinge	yamma_br12	G12	Coef_res	τ_{br12}		
	0.02	3640.121	0.9	66	0.22	14

Lisa 3 8. mm kere laminaadi lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up			Th. Unit.
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation reffered to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		2		0.80
	1	E-LT 600	600	1	0/90°		2		0.77
	2	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°		1		1.55
	3	E-DB 600	600	1	+45°		2		0.77
	4	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°		1		1.55
	5	E-LT 600	600	1	0/90°		2		0.77
	6	CSM450	450	1	/		1		0.8

Lisa 4 12. mm kere laminaadi lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation reffered to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		2		0.80
	1	E-LT 900	900	1	0/90°		2		1.16
	2	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°		1		1.55
	3	E-DB 600	600	1	+45°		4		0.77
	4	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°		1		1.55
	5	E-LT 900	900	1	0/90°		2		1.16
	6	CSM450	450	1	/		1		0.8

Lisa 5 16. mm kere laminaadi lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation reffered to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		2		0.80
	1	E-LT 900	900	1	0/90°		3		1.16
	2	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°		1		2.32
	3	E-TLX 900	900	1	0/+45/-45°		4		1.16
	4	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°		1		2.32
	5	E-LT 900	900	1	0/90°		3		1.16
	6	CSM450	450	1	/		1		0.8

Lisa 6 Ukse lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation reffered to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		2		0.80
	1	E-LT 600	600	1	0/90°		2		0.77
	2	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°		1		1.55
	3	E-DB 600	600	1	+45°		2		0.77
	4	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°		1		1.55
	5	E-LT 600	600	1	0/90°		2		0.77
	6	CSM450	450	1	/		1		0.8

Lisa 7 Põranda lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		1		0.80
Top skin	1	E-UD 900	900	1	0°		1		1.16
	2	E-UD 900	900	1	90°		1		1.16
	3	E-DB 600	600	1	+45°		2		0.77
	4	E-UD 900	900	1	90°		1		1.16
	5	E-UD 900	900	1	0°		1		1.16
	6	CSM450	450	1	/		1		0.8
Core	7	Airex T10, 100 kg/m3	100			Core	1		20
	8	CSM450	450	1	/		1		0.80
Core	9	Airex T10, 100 kg/m3	100			Core	1		20
Bottom skin	10	CSM450	450	1	/		1		0.80
	11	E-LT 900	900	1	0/90°		1		1.16
	12	E-DB 600	600	1	+45°		2		0.77
	13	E-LT 900	900	1	0/90°		1		1.16
	14	CSM450	450	1	/		1		0.80

Lisa 8 Põranda toetus jäigastaja lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up->Female mould			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation reffered to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110			Stiffener top			
	0a	CSM450	450	1	/		1		0.80
stiffener	1	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°		2		2.32
	2	CSM450	450	1	/		1		0.80
Core		resoltech 2080M 17 foam 170 kg/m3	170						

Lisa 9 150 mm *top-hat* jäigastaja lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up->Female mould			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110			Stiffener top			
	0a	CSM450	450	1	/	Stiffener top/Side	1		0.80
Top-hat' stiffener	1	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		2.32
	2	E-TLX 900	900	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.16
	3	E-TLX 900	900	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.16
	4	CSM450	450	1	/	Stiffener top/Side	1		0.80
Core		resoltech 2080M 17 foam 170 kg/m3	170			Core			

Lisa 10 50 mm top-hat jäigastaja lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up->Female mould			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110			Stiffener top			
	0a	CSM450	450	1	/	Stiffener top/Side	1		0.80
Top-hat' stiffener	1	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		2.32
	2	E-TLX 900	900	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.16
	3	E-TLX 900	900	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.16
	4	CSM450	450	1	/	Stiffener top/Side	1		0.80
Core		resoltech 2080M 17 foam 170 kg/m3	170			Core			

Lisa 11 Ringjäigastaja lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up->Female mould			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	1	CSM450	450	1	/		4		0.80
	2	CSM450	450	1			1		0.80
	3	E-TLX 900	900	1	0/+45/-45°		1		1.16
	3	E-TLX 900	900	1	0/+45/-45°		1		1.16
	4	CSM450	450	1			1		0.80

Lisa 12 Kere ühendus ääriku lamineerimisskeem

Layup 30 mm						Hand Lay-up->Female mould			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		17		0.80
	1	E-TLX 900	1200	1		0/+45/-45°	1		1.55
	2	E-TLX 900	1200	1		0/+45/-45°	1		1.55
	3	E-TLX 900	1200	1		0/+45/-45°	1		1.55
	4	E-TLX 900	1200	1		0/+45/-45°	1		1.55
	5	E-TLX 900	1200	1		0/+45/-45°	1		1.55
	6	CSM450	450	1	/		1		0.80

Lisa 13 10.9 mm kastjäigastaja lamineerimisskeem

Layup					Hand Lay-up->Female mould			Resin	
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110			Stiffener top			
	0a	CSM450	450	1	/	Stiffener top/Side	1		0.80
Top-hat' stiffener	1	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	2	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	3	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	4	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	5	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	6	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	7	CSM450	450	1	/	Stiffener top/Side	1		0.80
Core		resoltech 2080M 17 foam 170 kg/m3	170			Core			

Lisa 14 18.6 mm kastjäigastaja lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up->Female mould			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110			Stiffener top			
	0a	CSM450	450	1	/	Stiffener top/Side	1		0.80
Top-hat' stiffener	1	E-UD 600	600	1	0	Stiffener top	1		0.77
	2	E-TLX 1200	1200	1	0/-45/45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	3	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	4	E-DB 600	600	1	+−45°	Stiffener top/Side	2		0.77
	5	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	6	E-DB 600	600	1	+−45°	Stiffener top/Side	4		0.77
	7	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	8	E-DB 600	600	1	+−45°	Stiffener top/Side	2		0.77
	9	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	10	E-TLX 1200	1200	1	0/-45/45°	Stiffener top/Side	1		1.55
	11	E-UD 600	600	1	0°	Stiffener top	1		0.77
	12	CSM450	450	1	/	Stiffener top/Side	1		0.8
Core		resoltech 2080M 17 foam 170 kg/m3	170			Core			

Lisa 15 Tiiva lamineerimiskeem

Layup						Hand Lay-up			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		2		0.80
	1	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°		2		2.32
	2	CSM450	450	1	/		1		0.8
	3	Closed cell PU foam 40 kg/m3	40						

Lisa 16 Tüüri lamineerimisskeem

Layup						Hand Lay-up			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation reffered to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		1		0.80
Top skin	1	E-LT 900	900	1	0/90°		1		1.16
	2	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°		1		2.32
	3	CSM450	450	1	/		1		0.80
Core	4	Airex T10, 100 kg/m3	100			Core			20
	5	CSM450	450	1	/		1		0.80
Core	6	Airex T10, 100 kg/m3	100			Core	1		20
Bottom skin	7	CSM450	450	1	/		1		0.80
	8	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°		1		2.32
	9	E-LT 900	900	1	0/90°		1		1.16
	10	CSM450	450	1	/		1		0.80

Lisa 17 Pontooni lamineerimis skeem

Layup						Hand Lay-up			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		2		0.80
	1	E-LT 600	600	1	0/90°		2		0.77
	2	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°		1		1.55
	3	E-DB 600	600	1	+45°		2		0.77
	4	E-TLX 1200	1200	1	0/+45/-45°		1		1.55
	5	E-LT 600	600	1	0/90°		2		0.77
	6	CSM450	450	1	/		1		0.8
Core		Closed cell PU foam 40 kg/m3	40			Core			

Lisa 18 Siseseinade lamineerimiskeem

Layup						Hand Lay-up			Resin Vinylester
Description	Layer	Material	Reinforcement weight	roll width	Fiber orientation referred to CL	Location	No of layers	Overlap	Th. Unit.
			[g/m2]	[m]				[mm]	[mm]
Skin coat	0	Vinylester Base Atlac® 580 ACT, specific weight 1110 kg/m3	1110						
	0a	CSM450	450	1	/		1		0.80
	1	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°		1		2.32
	2	CSM450	450	1	/		1		0.80
Core	3	Airex T10, 100 kg/m3	100			Core	1		20
Bottom skin	4	CSM450	450	1	/		1		0.80
	5	QX-E 1800	1800	1	0/90/+45/-45°		1		2.32
	6	CSM450	450	1	/		1		0.80

Lisa 19 Design pressures for displacement craft [3]

Category/location	Craft type	Sym bol	Plating pressure	Min.	Sym bol	Stiffener pressure	Min.
Mono-hull craft							
Bottom shell	Basic craft	P_{BP}	Greater of $H_f S_f P_s$ $H_f S_f G_f P_{dh}$ $H_f S_f G_f P_f$		P_{BF}	Greater of $\delta_f H_f S_f P_s$ $\delta_f H_f S_f G_f P_{dh}$ $\delta_f H_f S_f G_f P_f$	
Side shell		P_{SP}	P_{BP}		P_{SF}	$\delta_f P_{BP}$	
Mono-hull craft							
Bottom shell	Partially submerged hulls	P_{BP}	Greater of $H_f S_f P_s$ $H_f S_f G_f P_{dh}$ $H_f S_f G_f P_f$		P_{BF}	Greater of $\delta_f H_f S_f P_s$ $\delta_f H_f S_f G_f P_{dh}$ $\delta_f H_f S_f G_f P_f$	
	Fully submerged hulls	P_{BP}	Greater of $H_f S_f P_s$ $H_f S_f G_f P_f$		P_{BF}	Greater of $\delta_f H_f S_f P_s$ $\delta_f H_f S_f G_f P_f$	
Outboard side shell		P_{SP}	P_{BP}		P_{SF}	$\delta_f P_{BP}$	
Inboard side shell		P_{SP}	Greater of P_{BP} $1,6 P_{WDP}$ at wet deck		P_{SF}	Greater of $\delta_f P_{BP}$ $1,9 P_{WDP}$ at wet deck	
Wet deck		P_{CP}	Greater of $H_f S_f P_s$ $H_f S_f P_{pc}$		P_{CF}	Greater of $\delta_f H_f S_f P_s$ $\delta_f H_f S_f P_{pc}$	
Components							
Weather deck, see Note 1		P_{WDP}	Greater of $H_f S_f G_f P_{wh}$ P_{cd}	7	P_{WDF}	Greater of $\delta_f H_f S_f G_f P_{wh}$ P_{cd}	7
Coachroof, see Note 1		P_{CRP}	$H_f S_f G_f P_{wl}$	7	P_{CRF}	$\delta_f H_f S_f G_f P_{wl}$ (see Note1)	7

Kus P_s – Shell envelope pressure

P_{dh} – impact pressure

P_f – forebody impact pressure

H_f - Hull type factor = 1.05

S_f - Service type notation = 1.0

G_f - Service area restriction notation = 1.0

δ_f - Stiffening type factor = 0.5

$P_s = P_h + P_w$

P_h - hydrostatic pressure

P_w - hydrodynamic wave pressure

GRAAFILINE OSA

1. Peajoonis - Modulaarne lennukikere päästeoperatsioonide treeninguks - A2028.00.0
2. Koostujoonis - Tiiva teraskonstruktsioon STBD - P2028.05.0