

TAMPEREEN AMMATTIKORKEAKOULU

Kone- ja tuotantotekniikka

Lentokonetekniikka

Opinnäytetyö

Arttu Kaikkonen

KOMPOSIITTIRAKENTEISEN PIENOISILMA-ALUKSEN RAKENNUSPROJEKTI

Työn ohjaaja DI Simo Marjamäki

Työn teettäjä Tampereen ammattikorkeakoulu

Tampere 2009

TAMPEREEN AMMATTIKORKEAKOULU

Kone- ja tuotantotekniikka

Lentokonetekniikka

Arttu Kaikkonen

Komposiittirakenteisen pienoisolma-aluksen
rakennusprojekti

Opinnäytetyö

59 sivua + 4 liitesivua

Työn ohjaaja

DI Simo Marjamäki

Työn teettäjä

Tampereen ammattikorkeakoulu

Joulukuu 2009

Hakusanat

Komposiitti, hiilikuitu, lennokka

TIIVISTELMÄ

Tässä opinnäytetyössä tarkastellaan vuosina 2007–2008 toteutetun komposiittirakenteisen pienoisolma-aluksen rakennusprojektin vaiheita Tampereen ammattikorkeakoulussa. Työssä käydään läpi suunnittelun pääpiirteet sekä rakentamisen vaiheet olennaisimmilta osin.

Projektin tarkoitus oli toimia lentokonetekniikan opiskelijoiden projektiopintojen ja harjoittelun kohteena. Rakentamisen ja suunnittelun eri vaiheita käytettiin esimerkiksi komposiittirakenteiden kurssin, lentotekniikan projektityön sekä lujuusopin kurssin suoritusten osana.

Tämän työn tarkoituksena on kertoa projektin eri vaiheista ja olla apuvälineenä vastaavanlaisen projektin suunnitteluvaiheessa. Suunnittelussa ja toteutuksessa käytettiin paljon allekirjoittaneen lennokkiharrastuksen myötä saatua käytännön kokemusta tämän tyyppisten rakennusprojektien toteuttamisesta. Toisaalta työtä tehtiin paljon kokeilemalla ja eri menetelmätapoja opettelemalla.

Projektin puitteissa tutustuttiin lähinnä komposiittitekniikan osavalmistuksen aloilta märkälaminointiin, muottien valmistukseen, sekä kerrosrakenteen valmistukseen ilman muottia. Lennokin aerodynaamisia ominaisuuksia suunniteltiin myös numeerisin menetelmin ja tuloksia pyrittiin toteamaan koelennoilla.

TAMPERE UNIVERSITY OF APPLIED SCIENCES

Mechanical and production engineering

Aeronautical engineering

Arttu Kaikkonen

A building project of a model aircraft made of composite structure

Engineering thesis

59 pages + 4 appendices

Thesis instructor

MSc Simo Marjamäki

Commissioning company

Tampere University of Applied Sciences

December 2009

Keywords

Composite, carbon fibre, model aircraft

ABSTRACT

This engineering thesis looks into building project of a model aircraft made of composite structure, which was carried through years between 2007 and 2008. This thesis deals with main elements of design and building phases.

The project was intended to be part of aeronautical student's project- and practical training studies. Many phases of design and building were included with various aeronautical courses.

This thesis is supposed to tell about different phases of project and to function as a guideline for similar projects in the future. Basis of the planning and execution for the project were my experiences of radio-controlled model airplanes. Also lots of testing of new building methods was used.

Main methods of composite manufacturing which were introduced with this project were wet lamination, moulding and sandwich structure. Aerodynamic performance were calculated and tested by test flights.

SISÄLLYSLUETTELO

TIIVISTELMÄ

ABSTRACT

1	Johdanto.....	5
2	EV-97 Eurostar.....	6
3	Yleistä komposiiteista.....	7
3.1	Lujitteet.....	7
3.2	Matriisi.....	8
3.3	Valmistusmenetelmät.....	9
4	Projektin suunnittelu.....	10
4.1	Mittakaava.....	11
4.2	Rakennusmenetelmät ja materiaalit.....	12
4.2.1	Hiilikuitu.....	13
4.2.2	Märkälaminointi.....	14
4.2.3	Muottimenetelmät.....	14
4.3	Moottori.....	16
4.4	Elektroniikka.....	17
4.5	Aerodynaaminen suunnittelu.....	19
4.5.1	Siipiprofiili.....	19
4.5.2	Ohjainpinnat.....	20
4.5.3	Teoreettiset suoritusarvot.....	20
4.5.4	Moottorin vetokulma.....	28
4.6	Rakenteiden lujussuunnittelu.....	29
4.6.1	Siiven kiinnitys.....	29
4.6.2	Laskuteline.....	32
5	Rakentaminen.....	33
5.1	Rungon valmistus.....	33
5.1.1	Muottien valmistus.....	33
5.1.2	Rungon laminointi.....	37
5.2	Siipien valmistus.....	42
5.3	Laskutelineiden valmistus.....	47
5.3.1	Päälaskuteline.....	47
5.3.2	Nokkalaskuteline.....	49
5.4	Elektroniikan järjestely ja asennus.....	51
5.4.1	Servojen ja vastaanottimen asennus.....	51
5.4.2	Akkujen asennus.....	53
5.4.3	Valojen ja hehkutulppien johdotuksen asennus.....	54
6	Koelennot.....	54
7	Yhteenvedo.....	56
	Lähteet.....	58
	LIITTEET	

1 Johdanto

Ajatus projektin käynnistämisestä sai alkunsa helmikuussa 2007, kun kävi ilmi että seuraava täysikokoisen lentokoneen rakennusprojektin aloitus tulisi viivästymään ainakin tulevan kesäkauden yli. Itselläni oli jo suunnitelmissa rakentaa tavallista suurempi lennokka radio-ohjattujen lennokkien harrastukseni puitteissa, joten tässä oli oiva tilaisuus yhdistää opiskelu ja harrastus tuottavalla tavalla.

Projektin suunnittelu ja rakentaminen toteutettiin alkuvuodesta 2007 vuoden 2008 syksyyn, joka huipentui ensi- ja koelentoihin. Tässä työssä raportoidaan ja käydään läpi tuona aikana suoritettuja vaiheita komposiittimateriaalin valmistusmenetelmien, lujuustarkastelun ja aerodynamiikan osalta.

Toimin itse projektin vetäjänä, mutta myös aktiivisena osana rakentajatiimiä, sekä koelentäjänä. Alkuvaiheessa osanottajia oli runsas määrä lentokonetekniikan opiskelijoita, mutta lopulta ydinryhmä tiivistyi neljän hengen suuruiseksi, joka työskenteli täyspäiväisesti kesäkauden 2007 projektin parissa Tampereen ammattikorkeakoululla.

Lennokin esikuvaksi valittiin EV-97 Eurostar ultrakevyt lentokone, jollainen oli rakennettu Tampereen ammattikorkeakoulun opiskelijoiden ja Tampereen ammattikorkeakoulun ilmailukerhon projektina aiemmin. Tässä työssä tarkastellaan rakenteiden suunnittelua, rakentamisessa opittuja ja havaittuja kokemuksia, sekä lentämiseen liittyviä ilmiöitä.

2 EV-97 Eurostar

Vuosina 2004–2006 toteutettiin Tampereen Ammattikorkeakoulun ja Tampereen Ammattikorkeakoulun ilmailukerhon yhteistyönä lentokoneen rakennusprojekti. Tuolloin projektin kohteeksi valikoitui Evector Aerotechnikin valmistama ultrakevyen lentokoneen rakennussarja, EV 97 Eurostar.

Kyseinen lentokone on rakenteeltaan pääosin metallirakenteinen, kaksipaikkainen, yksimoottorinen alatasokone. Kone on varustettu ohjattavalla nokkalaskutelineellä ja moottorina on 100 hevosvoimainen, nelitahtinen bokserimoottori, Rotax 912 ULS. Kuvassa 1. tunnukseltaan OH-U494 lentokone Pirkkalan lentopaikalla.



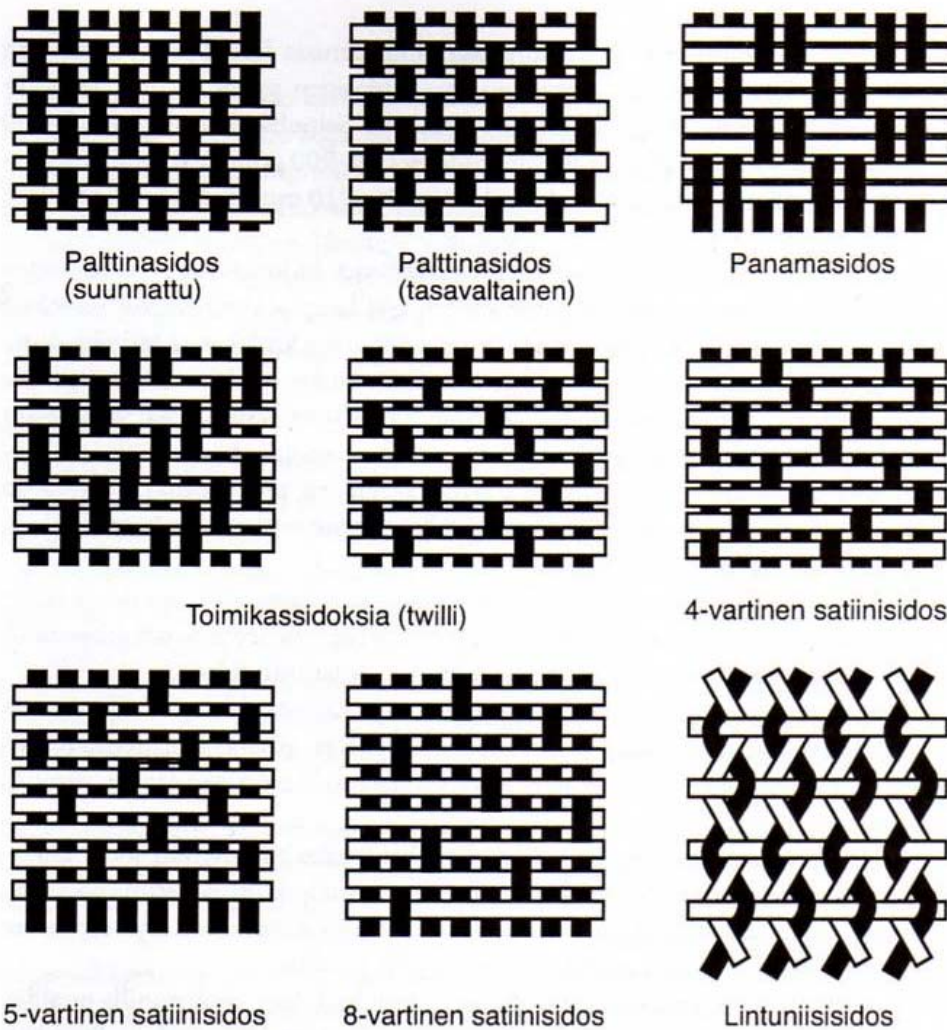
Kuva 1. Evector Aerotechnik:n valmistamasta rakennussarjasta opiskelijavoimin rakennettu ultrakevyt lentokone. /7/

3 Yleistä komposiiteista

Käsitteenä komposiitti pitää sisällään suuren määrän eri aineista yhdistettyä materiaalia, mutta tässä yhteydessä keskitytään lujitteen ja matriisiin muodostamaan rakenteeseen. Lujitemuoveissa kuitumaisen rakenteen yhdistää ja sitoo yhteen matriisiaine eli muovi (tässä yhteydessä hartsi). Positiivisia ominaisuuksia komposiittirakenteiden käytön puolesta ovat erityisesti suuri lujuus suhteessa painoon, sekä muotoilunvapaus. /1/

3.1 Lujitteet

Lujitteet muodostuvat yleensä ohuista lujitekuiduista, jotka yhdistetään kuitukimpuksi. Näistä kuitukimpusta voidaan sitten valmistaa erilaisia lujitekankaita, kudoksia. Eri sidontatyypeillä saadaan aikaan haluttuja ominaisuuksia laminaatin lujuuden, jäykkyyden ja muodon suhteen. Kuvassa 2. yleisimpiä lujitekudoksen sidontamuotoja. /1/



Kuva 2. Yleisimpiä lujitekudoksen sidontatyyppejä. /1/

Tunnetuimpia lujitekuituja ovat materiaaliltaan lasi-, hiili- ja aramidikuidut. Lujitekudokset jaotellaan yleensä materiaalin, painon ja sidostyyppin mukaan. Esimerkiksi yksi tässä projektissa käytetty lujite on tyypiltään 193 g/m² palttina hiilikuitukudosta./1/

3.2 Matriisi

Kertamuovia eli hartsia tarvitaan sitomaan lujitteet yhteen ja kovettuessaan tuomaan kuitujen välille yhteyden, eli matriisin. Yleisimpiä hartsin raaka-aineita ovat polyesterit, epoksit ja fenolit. Epoksihartsit ovat yleensä kaksikomponenttisia, eli ne koostuvat perushartsista ja kovetteesta./1/

3.3 Valmistusmenetelmät

Valmistusmenetelmiä on tänä päivänä tarjolla laaja kirjo, mutta ilmailuteollisuudessa yleisesti käytössä on hartsilla esikyllästettyjen, pre-pregien, laminointi muottipintaa vasten. Yleensä tällaisten osien kovetus tapahtuu korotetussa lämpötilassa ja paineistetussa uunissa, autoklaavissa.

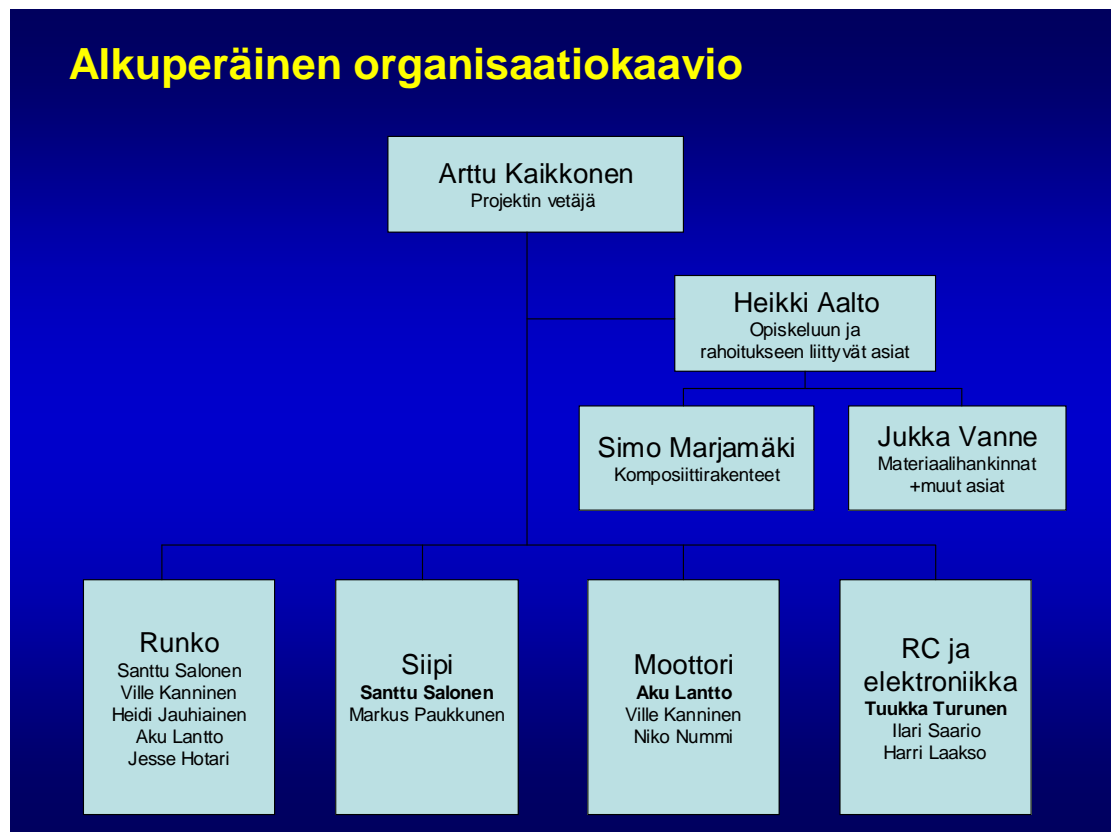
Märkälaminoinnissa hartsi levitetään lujitteeseen nestemäisenä, yleensä pensselillä tai telalla. Märkälaminointi on jäänyt ilmailuteollisuudessa lähes kokonaan pois, mutta on käytössä vielä joillain muilla, vähemmän vaativilla, aloilla./1/

4 Projektin suunnittelu

Alusta alkaen oli selvää, että lennokin tuli muistuttaa jotakin tunnettua lentokonetta ja myös lentää esikuvansa kaltaisesti. Rakenteiltaan ja kokoluokaltaan koneen tuli olla opiskelukäyttöön mielekäs. Näin päädyttiin komposiittirakenteisiin ja siiven kärki- väliltään 2 – 4 metrin kokoluokkaan.

Projektin esikuvaa suunniteltiin aina matkustajakoneesta P51 Mustangiin, mutta lopulta EV-97 Eurostar oli ilmeinen valinta. Tähän konetyyppiin päädyttiin sen sen selkeän rakenteen ja esikuvan dokumenttien hyvän saatavuuden vuoksi. Käytännössä rakentajatiimillä oli käytössään koneen alkuperäiset piirustukset ja mahdollisuus tarkastella esikuvakonetta henkilökohtaisesti. Tämä aspekti toi lisää mielekkyyttä skaalamaisen lennokin rakentamiseen. Myös esikuvan valinnassa kyseisen koneen tuomaa mainosarvoa oppilaitokselle ja ilmailukerholle ei voi väheksyä.

Projektin osa-alueet jaettiin neljään eri osaan, jotta töiden ja vastuiden hahmottaminen olisi helpompaa. Projektin alkuvaiheessa henkilömäärä oli suurempi, mutta projektin edetessä ydinryhmä koostui noin neljän henkilön tiimistä. Itse toimin projektissa projektipäällikkönä, rakentajana sekä koelentäjänä. Kuvassa 3. vastuualueiden jaottelu neljään pääryhmään.



Kuva 3. Projektin organisaatiokaavio. /8/

4.1 Mittakaava

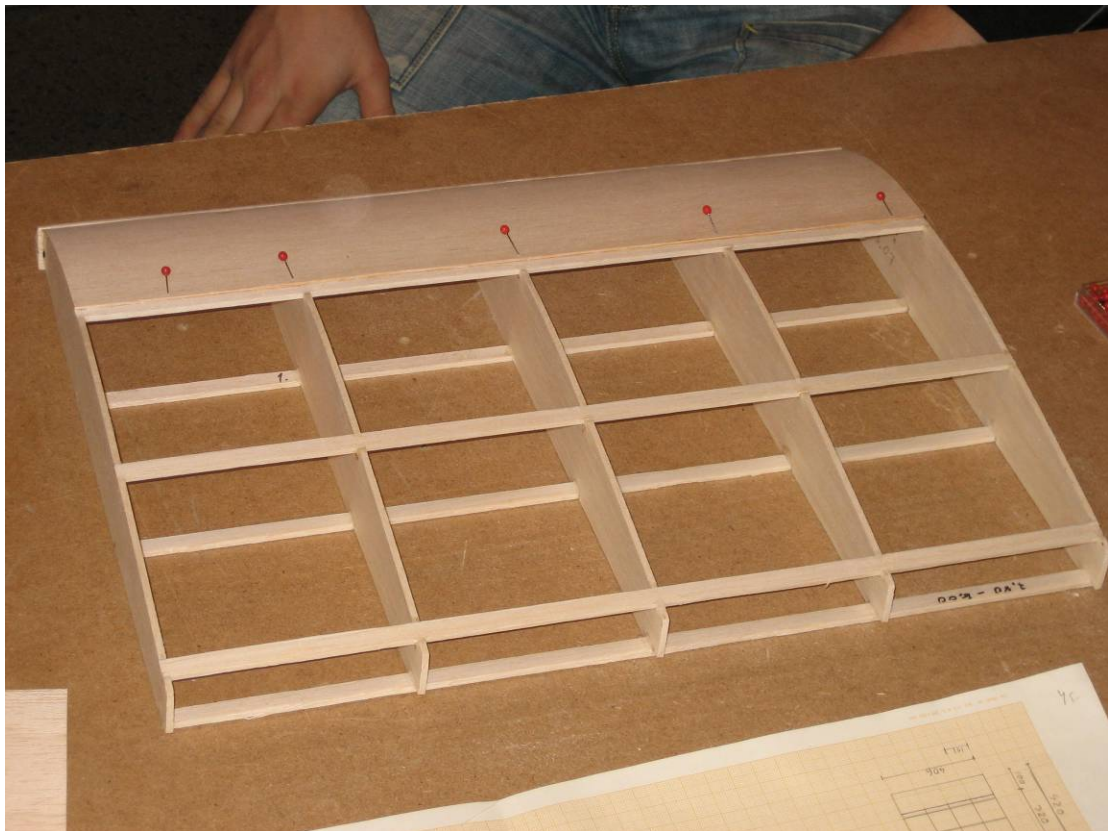
Koneen lopullista kokoa suunnitellessa otettiin huomioon kuljetuskoko, jonka tuli olla suhteellisen helpon kuljetettavuuden rajoissa, mutta toisaalta koneen tuli olla riittävän kokoinen mm. välttääkseen ”lelumaisen” olemuksen. Koon tuli olla myös tarpeeksi iso ollakseen havainnollinen, opetuskäytössä.

Lopulta päädyttiin 1:3 mittakaavaan esikuvasta, jolloin saatiin siiven kärkiväliksi 2,7 metriä ja rungon pituudeksi 2 metriä. Tässä vaiheessa arvioitiin painon sijoittuvan 13 – 15 kiloon.

4.2 Rakennusmenetelmät ja materiaalit

Projektin yksi päätavoitteista oli tutustuminen komposiittirakenteisiin käytännössä, joten päämateriaaliksi valikoitui hiilikuitu. Rungon rakenneratkaisuksi valittiin monokokkirakenne, jossa yhtenäinen kuorirakenne kantaa siihen kohdistuvat rasitukset.

Siiven rakenneratkaisu valittiin kahden eri pääperiaatteen väliltä, joista toinen oli perinteisempi kaarirakenne ja toinen nykyaikaisempi sandwich –rakenne. Molemmissa vaihtoehtoissa pintamateriaali on komposiittia, mutta kaarirakenteisessa siivessä ytimen muodostavat siipikaaret ja pitkittäistuet, kun sandwich - eli kerrosrakenteessa siiven ytimen muodostaa yhtenäinen, tiheydeltään pintaa pienempi materiaali, kuten esimerkiksi hunajakkenno tai styrofoam. Kuvassa nro 4. siiven kaarirakenteinen testikappale, sekä kuvassa nro 5. sandwich –rakenteinen testikappale.



Kuva 4. Kaarirakenteisen siiven testikappale pintalevyjen liimausvaiheessa. Materiaali on balsa-puuta. /8/



Kuva 5. Kerrosrakenteisen siiven testikappale, ydinaineena styrofoam. /8/

4.2.1 Hiilikuitu

Tämän tyyppisen ilma-aluksen rakentaminen päämateriaalinaan lasikuitu olisi lujuuden kannalta ollut täysin mahdollista ja rakennusteknisessä mielessä joissain tilanteissa hiilikuitua helpompaa. Tähän projektiin valittiin kuitenkin hiilikuitu päämateriaaliksi, koska sen käyttö on ilmailuteollisuudessa vallalla, joten käytännön tutustuminen materiaaliin opiskelumielessä koettiin hyödylliseksi.

Kaikissa osissa päädyttiin käyttämään tasavaltaista (palttina) hiilikuitukudosta, neliöpainoltaan 193 g/m^2 . Siivessä, ohjainpinnoissa ja korkeusvakaimessa käytettiin yhden hiilikuitukerroksen lisäksi pintakerroksessa 50 g/m^2 lasikuitukerrosta tasaisemman pinnanlaadun saavuttamiseksi. Rungossa käytettiin 50 g/m^2 lasikuitukerroksen ja 193 g/m^2 hiilikuitukerroksen lisäksi 340 g/m^2 lasikuitukerrosta, hiilikuitukerroksen jäädessä lasikuitukerrosten väliin.

4.2.2 Märkälaminointi

Laminointimenetelmäksi valittiin märkälaminointi alipainesäkkikovuudessa. Menetelmässä lisätään matriisiaine eli epoksihartsi juoksevassa muodossa lujitekudokseen pensselillä tai sienellä. Kovetus tapahtuu alipaineessa, jossa saadaan vuodatettua ylimääräinen hartsi pois rakenteesta sekä lujitteet seuraamaan tarkemmin muotin muotoja.

Menetelmä valittiin kohtuullisen yksinkertaisten vaiheidensa johdosta, joka vaikuttaa luonnollisesti myös hintaan. Märkälaminoinnissa ei yleensä tarvita korotettua kovetuslämpötilaa, eikä paineistettua ilmatilaa alipainesäkin ulkopuolella, joten tämä menetelmä ei edellytä autoklaavin käyttöä.

4.2.3 Muottimenetelmät

Rungon valmistusta suunniteltaessa oli tiedossa, että yleensä tämän muotoisissa kappaleissa käytetään kaksiosaista muottia, jonka puolikkaat ovat yhdistettävissä. Tämän tyyppiseen ratkaisuun päädyttiin myös tässä projektissa.

Rungon muottien tekemistä varten on valmistettava valmiin kappaleen muotoa ja pinnanlaatua vastaava kappale, tässä yhteydessä nimeltään plugi, teollisuudessa käytetään myös master -nimitystä. Plugin pinnalle laminoidaan muotti, joka kovettumisen jälkeen irrotetaan plugista. Kaksiosaisessa muotissa, jossa kappaleet ovat toistensa peilikuvia ja jotka tullaan liittämään yhteen, tarvitsee muotin puolikkaat erottaa toisistaan jollain menetelmällä. Tässä tapauksessa päädyttiin halkaisemaan plugi keskeltä kahteen osaan ja asettamalla puolikkaat tasolle, jonka jälkeen oli mahdollista laminoida muotin puolikkaat. Rungon puolikkaat laminoidaan muotin sisäpinnalle, jonka jälkeen puolikkaat liitetään yhteen ja liitoskohta laminoidaan sisäpuolelta yhteen. Kovetuksen jälkeen voidaan muotin puolikkaat irroittaa valmiin kappaleen ympäriltä.

Siiven valmistuksessa ei päädytty muottimenetelmään, vaan kuitukerrokset laminoitaisiin suoraan styrofoamista leikatun ytimen pintaan. Tähän päädyttiin, koska

muottien valmistus olisi ollut laaja työvaihe ja täälläkin menetelmällä päästäisiin tyydyttävään keveyteen ja pinnanlaatuun.

Siiven ytimen rakennetta testattiin testipaloilla ennen kokonaisen siiven valmistamista. Kaarirakenteisen siiven käyttö alipainesäkkikovetuksessa osoittautui mahdottomaksi kaarirakenteiden luhistuessa alipaineen voimasta. Kuvassa nro 6. testikappale alipaineen käytön jälkeen. Tämän johdosta päädyttiin käyttämään hieman raskaampaa styrofoam – rakennetta.



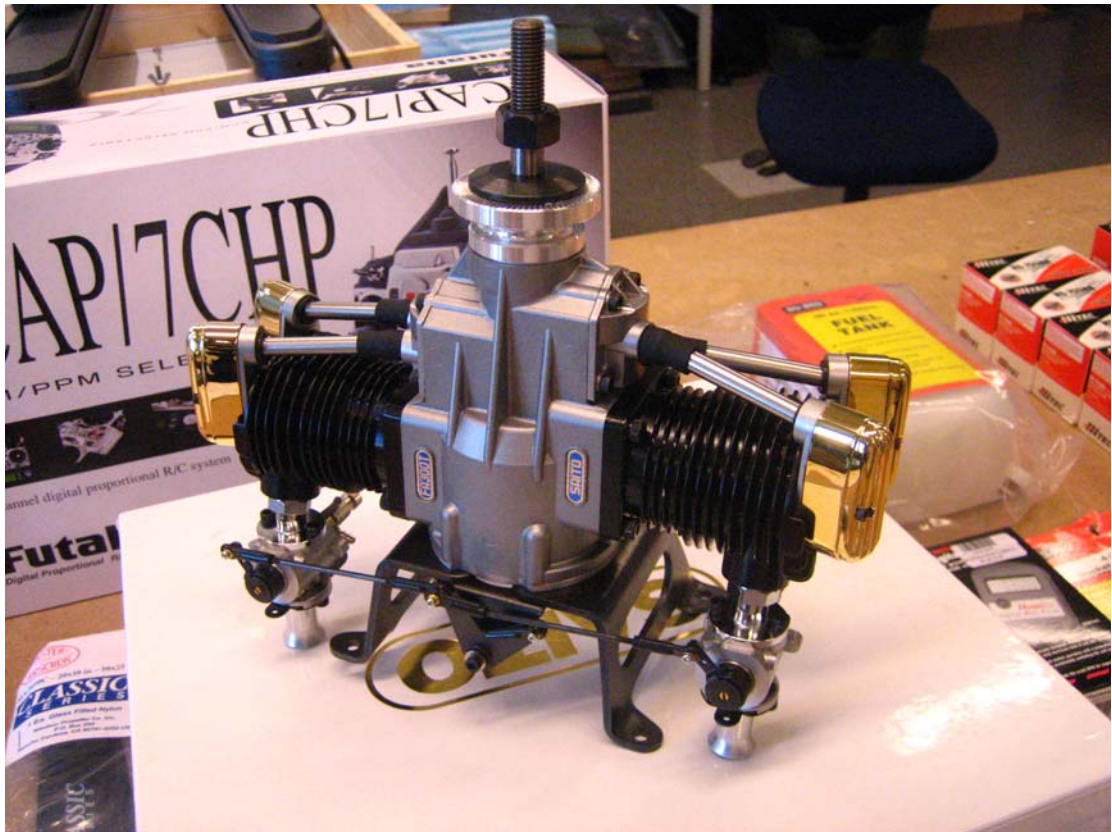
Kuva 6. Siiven kaarirakenteinen testikappale alipainetestin jälkeen. /8/

4.3 Moottori

Moottorin valintaa suunniteltaessa oli pääroolissa lennokin 13-15 kilon paino. Tässä vaiheessa suunnittelua arvioitiin karkeasti suorituskyvyn tarpeen olevan vähintään noin 3,5 hevosvoimaa tämän kokoiselle ja painoiselle rakennelmalle pystyäkseen lentämään. Jotta radio-ohjattavaa ilma-alusta olisi turvallista ja mielekästä lennättää, on kuitenkin tehoa oltava yli lentämiseen tarvittavan teoreettisen suorituskyvyn.

Perinteisesti moottorikäyttöisten lennokkien voimanlähteinä on käytetty kaksitahtisia, metanolikäyttöisiä hehkutulppamoottoreita. Nykyään lennokkien koon kasvaessa, ovat bensiinikäyttöiset kipinätulpaalliset moottorit, sekä nelitahtiset metanolimoottorit yleistyneet.

Lähtötietojen pohjalta päädyttiin lopulta iskuilavuudeltaan 50 kuutiosentin metanolikäyttöiseen, nelitahtiseen hehkutulppamoottoriin. Moottori on kaksi sylinterinen vastaiskumoottori, joka tuottaa noin 4,8 hevosvoimaa. Valintaa puolsi nelitahtimoottorin autenttinen käyntiääni, sekä hyvä teho-painosuhte. Kuvassa numero 7. projektiin hankittu Japanilaisvalmisteinen moottori.



Kuva 7. Viisikymmentäkuutiainen Saito FA 300 DDTB –moottori. /8/

4.4 Elektroniikka

Elektronisista laitteista keskeisin on radiolähetin, jonka toimintojen ympärille rakentuu lennokin koko muun elektroniikan toiminta. Tälle konetyypille ohjausta varten käytössä olevien kanavien vähimmäismäärä on viisi: korkeusperäsin, sivuperäsin, siivekkeet, laskeutumislaipat ja kaasua. Ohjainpintoja ja muita liikkuvia osia liikuttamaan tarvittiin servomoottorit, sekä käyttövoimaksi sopivan kapasiteetin omaavat akut. Lisäksi koneeseen toteutettaisiin esikuvan mukaiset valot.

Radiolähettimeksi valittiin laajan valikoiman joukosta Futaban 7C –malli, jossa on seitsemän kanavaa, sekä toimintojen miksaus –ja ohjelmointimahdollisuudet. Tähän malliin päädyttiin hyvän hinta-laatusuhteen, luotettavan merkin maineessa olevan tuotteen, sekä luonnollisesti riittävien ominaisuuksien vuoksi. Kuvassa 8. projektiin valittu radio-ohjain.



Kuva 8. Seitsemänkanavainen Futaba 7C radio-ohjain. /9/

Ohjainpintoja varten tarvittiin riittävän voiman omaavia servoja, jotka liikuttelevat ohjainpintoja työntötankojen välityksellä. Servoiksi valittiin Hitec –valmistajalta kaikille ohjainpinnoille, paitsi laskulaipoille, noin 14 kg per 1 cm vääntävät voimaservot. Laskulaipoille valittiin 24 kg per 1 cm vääntävät voimaservot. Korkeusperäsimmelle servoja mitoitettiin kaksi kappaletta siten, että ne olisivat riippumattomia toistensa toiminnasta häiriötilanteessa. Lentolaitteen pysty akselin ohjaus on lentämisen kannalta kriittisin, joten korkeusperäsimen ohjaus kahdennettiin näin turvallisuussyistä.

Lenkokin hiilikuituinen rakenne asetti lähetyssignaalin vastaanottimelle omat haasteensa, sillä hiilikuitu on sähköä johtavana materiaalina omiaan aiheuttamaan häiriöitä signaalille. Vastaanottimeksi valittiin Futaban 149DP, joka käyttää PCM

(Pulse Code Modulation) –signaalia. Vastaanottimen antenni suunniteltiin niin, että koko antenni sijoitettaisiin kokonaan rungon ulkopuolelle, jolloin hiilikuidun aiheuttaman katveen syntymistä lähetykselle ei pääsisi syntymään.

Virransaanti vastaanottimelle ja servoille suunniteltiin niin, että systeemissä olisi kaksi toisistaan toiminnaltaan riippumatonta akkua, jolloin vikatilanteessa virransaanti olisi varmistettu. Projektiin valittiin vastaanottimen akuiksi nikkeli-metallihybridi (Ni-Mh) akut, kapasiteetiltaan 2000 mAh ja 4500 mAh kuuden voltin nimellisjännitteellä.

4.5 Aerodynaaminen suunnittelu

Projektin aerodynaamisessa suunnittelussa ei kopioitu suoraan esikuvan ominaisuuksia, vaan edettiin enemmän lennätettävyyden ja toimivuuden ehdoilla. Yleisesti voidaan todeta, että mikä toimii 1:1 –koossa, ei välttämättä toimi alkuunkaan esimerkiksi 1:3 –koossa, sillä kuitenkin mm. ilmamolekyylit eivät pienene samalla suhteella.

4.5.1 Siipiprofiili

Siipiprofiili on esikuvassa malliltaan Clark Y, joka on hyvin yleinen siipiprofiili pienissä potkurikoneissa. Tätä siipiprofiilia on käytetty jo vuosikymmeniä ja sen suosio perustuu hyviin sakkausominaisuuksiin suhteessa vastukseen. Profiili on pohjaltaan tasapohjainen, joka tekee siiven valmistuksesta helpompaa kuin kaarevapohjaisen. Tällöin siipi on mahdollista valmistaa tasopinnalla, eikä siiven rakentamista varten ole välttämätöntä käyttää erillistä telinettä, jigia. /3/

Siipiprofiilin valinnassa käytettiin apuna Profili2 –simulointiohjelmaa, jolla vertailtiin kolmen eri profiilin ominaisuuksia. Vaihtoehtoina käytettiin Clark Y:tä 15 % paksuussuhteella (profiilin korkeus jaettuna profiilin jänteellä), joka on myös esikuvan siipiprofiili. Lisäksi vertailussa oli Clark Y 13,8 % paksuussuhteella, sekä USA 35B –profiili joka on hieman päivitetty versio Clark Y:stä. Kaikki vertailussa olleet profiilit ovat ominaisuuksiltaan melko lähellä toisiaan ja tyydyttävään tulokseen olisi päästy

millä tahansa vertailuista profiileista, mutta valinta kohdistui Clark Y:n 13,8 % paksuussuhteella.

4.5.2 Ohjainpinnat

Ohjainpintojen koko täysikokoisissa lentokoneissa on mitoitettu yleensä sakkausnopeuden yläpuolella lentämistä silmällä pitäen, mutta lennokeissa, joissa ohjaaja ei itse ole ilma-aluksen kyydissä ja näin nopeuden arvioiminen on vaikeampaa, on tarve ohjata lennokkia myös sakanneessa tilassa yleisempää.

Riittävän ohjauskyvyn saavuttamiseksi päädyttiin suurentamaan ohjainpintoja esikuvaan verrattuna niin, että sivuperäsimen pinta-ala kasvoi suhteessa 10 %, korkeusperäsimen 10 % ja siivekkeiden pinta-ala 12 %. Siivekkeiden pinta-alaa päädyttiin kasvattamaan siten, että siivekkeiden osuutta pidennettiin samalla kun laskulaippojen osuutta lyhennettiin siiven pituudesta.

Siipeen suunniteltiin myös alaspäin suuntautuvaa kohtauskulman kiertoa (haritusta) siivekkeiden pituiselle osuudelle. Tällä varmistettaisiin siivekkeiden toiminta suurilla kohtauskulmilla, jopa siiven keskiosan ollessa jo sakanneessa tilassa, mutta virtauksen pysyessä vielä siiven pinnassa siiven kärkiosalla, siivekkeiden kohdalla. Haritukseksi päätettiin 1,5 astetta.

4.5.3 Teoreettiset suoritusarvot

Teoreettisia saavutusarvoja laskettiin hieman tarkemmin, mutta lähtötietojen tarkkuuden vaihtelevuuden vuoksi tulokset ovat enemmänkin suuntaa antavia. Taulukossa 1. ovat lähtöarvot. Lennokin painoksi valittiin tässä 16 kg.

Taulukko 1, lähtöarvot

1:3 Eurostar			
Siipi:		Runko:	
Kärkiväli (m)	2,7	Pituus (m)	1,99
Jänne (m)	0,42		
Pinta-ala (m ²)	1,1	Paino (kg)	16
Siipiprofiili	Clark Y		
Paksuussuhde (%)	13,8	Moottorin teho (W)	3500

Selvitettävät arvot olivat:

- 1.Liitoluku (E)
- 2.Sakkausnopeudet (laskulaipoilla ja ilman) (Vs)
- 3.Max vaakalentonopeus (Vmax)
- 4.Nousunopeus (C)

Näiden arvojen laskemiseen tarvitsi selvittää myös mm. seuraavia suureita:

Noste (L)

Vastus (D)

Sivusuhte (AR)

(Vastus)Polaari (CD)

Nostovoimakertoin (CL)

Liitoluku (E)

Liitoluku on laskettu käyttäen seuraavia kaavoja:

Liitoluvun kaava on:

$$E = \frac{C_D}{C_L}$$

Kaavassa vastuskerroin on:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad 2/2/$$

C_{D0} on nollavastuskerroin, jonka arvo on lentokoneen kaikkien osien yhteenlasketun märkäpinta-alan aiheuttama vastus. Tämä on ilman tarkoitukseen tehtyä tietokoneohjelmaa vaikea tarkasti laskea, joten tässä tapauksessa arvioidaan sen olevan noin 0,065.

Indusoitu vastuskerroin saadaan kaavalla:

$$C_{Di} = KC_L^2 \quad 3/2/$$

$$K = \frac{1}{e\pi AR} \quad 4/2/$$

Kaavassa e on Oswaldin kerroin (kuvastaa siiven elliptisyyttä, arvioitu 0,8).

Sivusuhte:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad 5/2/$$

Kaavassa b on siiven kärkiväli ja S on siipipinta-ala.

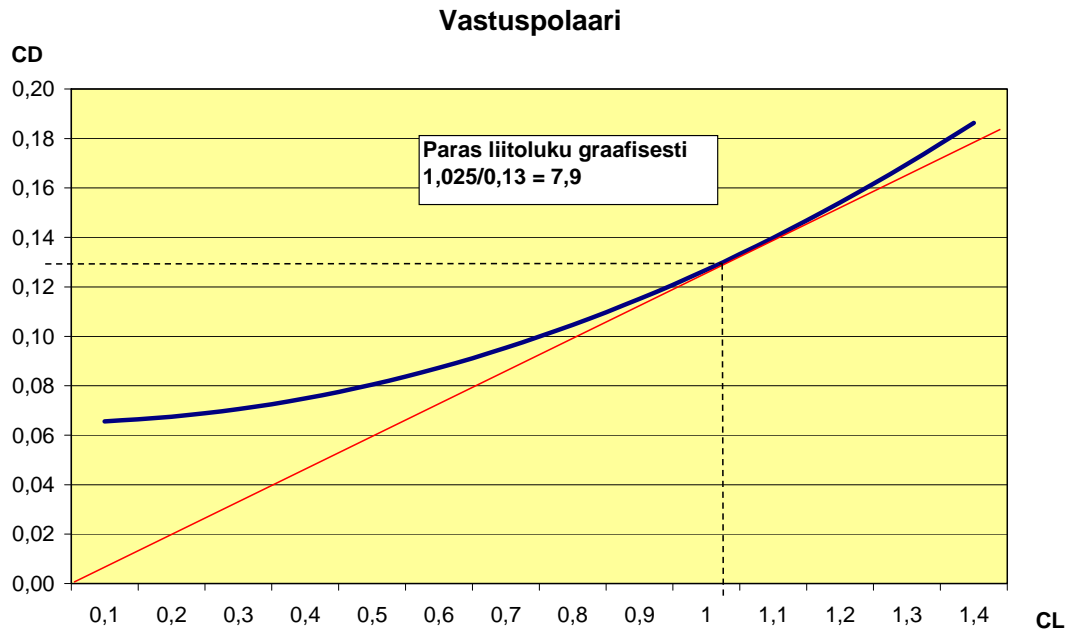
Nostovoimakerroin:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad 6/2/$$

Kaavassa L on noste (lentokoneen massa vaakalennossa) ja ρ on ilman tiheys (merenpinnan tasolla 1,225 kg/m³) ja V on nopeus.

Liitoluvun selvittämiseksi on laskettava lentokoneen vastuspolaari, joka kuvaa nostovoimakertoimen (C_L) ja vastuskertoimen (C_D) suhdetta. Kuvaajasta 1. ilmenee vastuspolaari.

Optimi liitosuhteen arvo saadaan siitä pisteestä, jossa origosta lähtevä suora sivuaa käyrää.



Kuvaaja 1. Vastuspolaari ja paras liitoluku.

Liitoluvun maksimi saadaan myös kaavalla:

$$E_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{e \pi A R}{C_{D0}}}$$

7 /2/

Liitoluvun optiminopeutta varten on laskettava parhaan liitoluvun CL kaavalla:

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

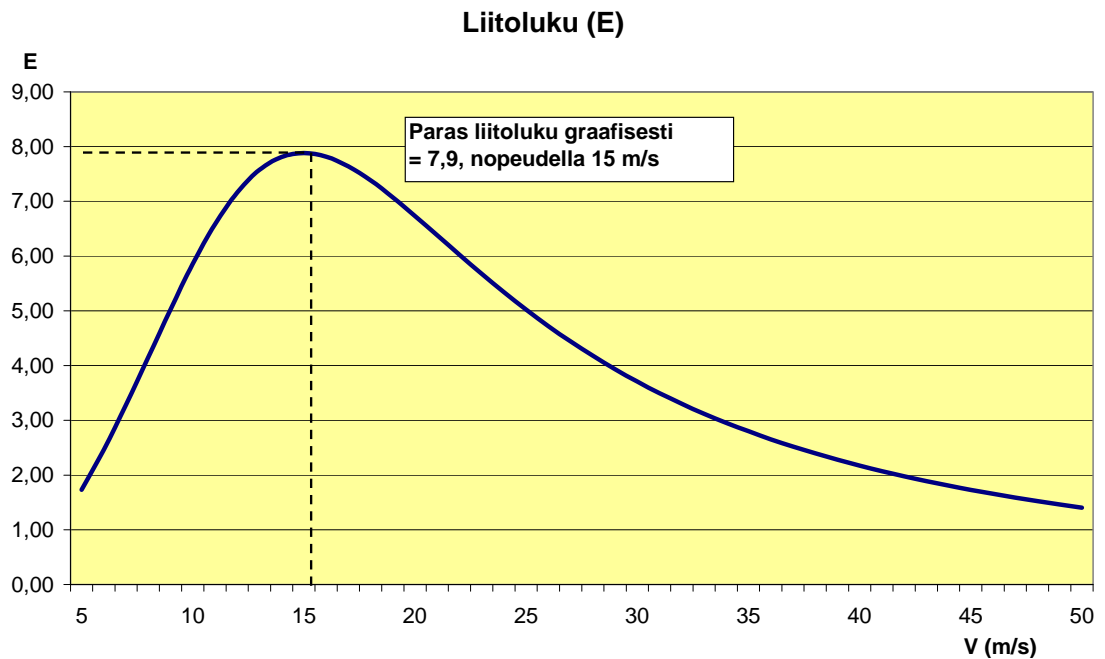
8 /2/

Saadulla arvolla saadaan laskettua nopeus kaavalla:

$$V = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho S C_L}}$$

9 /2/

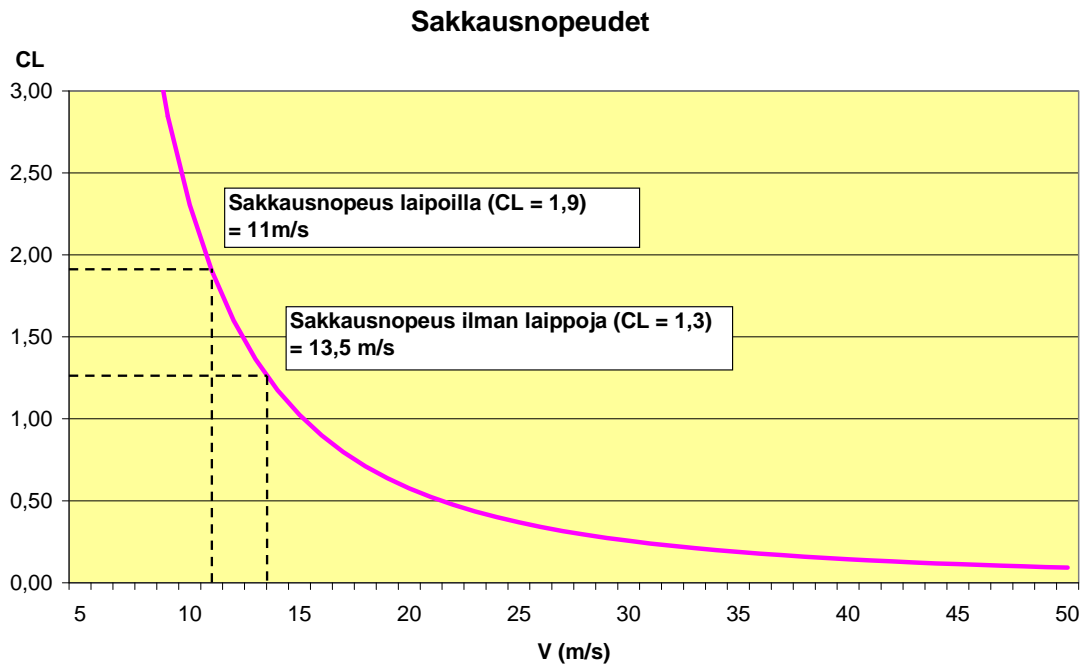
Graafisesti liitoluvun optiminopeus voidaan katsoa kuvaajasta liitoluku nopeuden funktiona. Tämä käy ilmi kuvaajassa 2.



Kuvaaja 2. Liitoluku nopeuden funktiona ja parhaan liitoluvun optiminopeus.

Sakkausnopeudet (laipoilla ja ilman) (Vs)

Sakkausnopeuden määrittämiseen tarvitaan nostovoimakertoimen (CL) arvo, jolla kone sakkaa, eli CLMax, jota on mahdoton selvittää tarkasti ilman tuulitunnelikoetta. CLMax –arvot Clark Y profiilille, laipoilla ja ilman, saatiin lähteestä nro 5. CLMax on 1,3 ilman laippoja ja 1.9 laipoilla, sitten näitä lukemia verrattiin vastaaviin nopeuksiin. Kuvaajasta 3. käy ilmi sakkausnopeudet CL:n perusteella./5/



Kuvaaja 3. Nostovoimakertoimen CL nopeuden funktiona ja sakkausnopeudet.

Max vaakalentonopeus (Vmax)

Maksimi vaakalentonopeus saadaan vertaamalla moottorista saatavan työntövoiman ja vastuksen kuvaajia suhteessa nopeuteen. Kokonaisvastuksen D arvo on indusoitu vastus D_i + hättävastus D_0 .

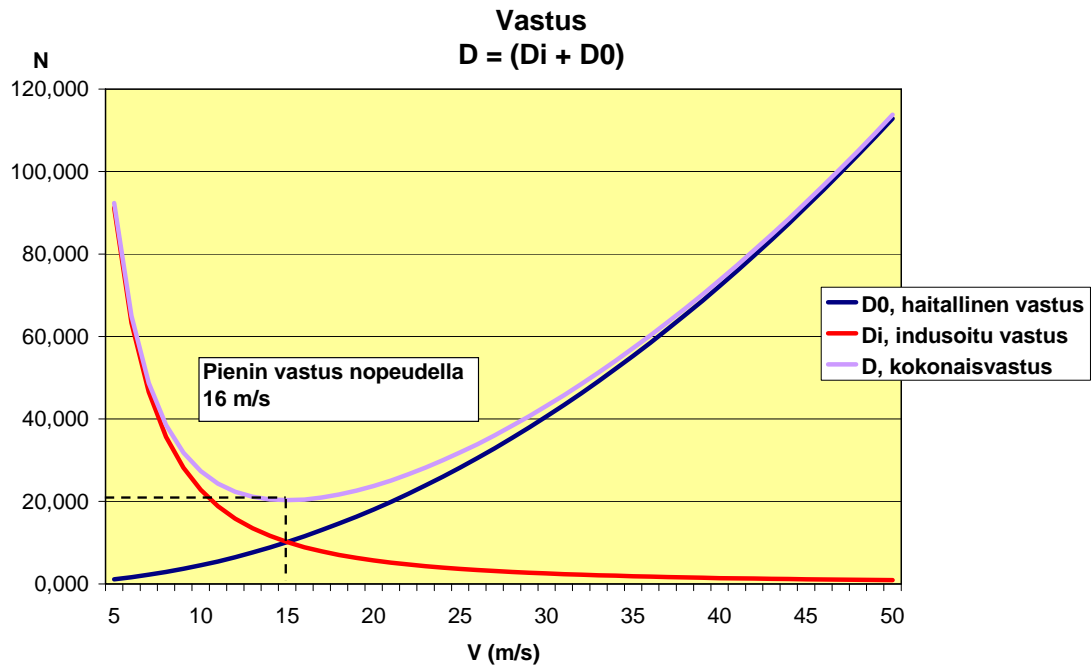
Indusoidun vastuksen kaava:

$$D_i = \frac{2L^2}{e\pi ARS\rho C^2} \quad 10 / 2/$$

Hättävastuksen kaava:

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho S C_{D0} V^2 \quad 11 / 2/$$

Kuvaajasta 3. voidaan nähdä, että kokonaisvastus on pienimmillään nopeudella 16 m/s.



Kuvaaja 4. Kokonaisvastus D , haitallinen vastus D_0 ja indusoitu vastus D_i

Moottorin työntövoimaa määritetään kahdella eri kaavalla, joista ensimmäinen määrittää staattista työntövoimaa nopeudella $V=0$.

Staattinen työntövoima:

$$T = (\eta_s P)^{2/3} (2\rho A)^{1/3}$$

12 /2/

Kaavassa η_s on potkurin hyötysuhde startissa (arvoitu 0,6). A kuvaa potkurin kehän pinta-alaa.

Toinen kaava määrittää työntövoimaa eri nopeuksilla:

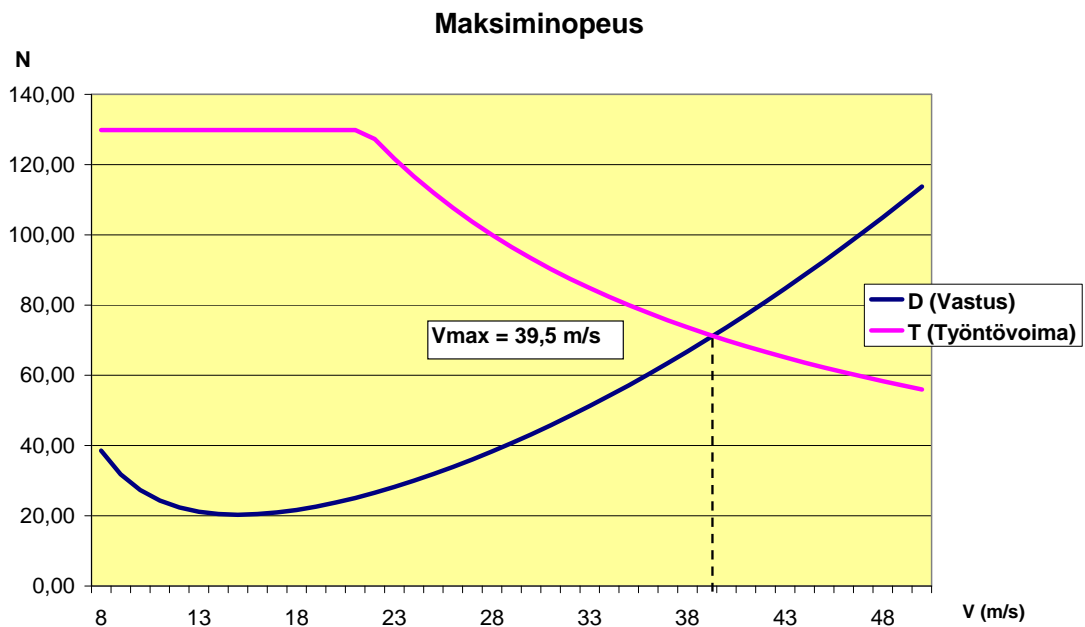
$$T = \frac{\eta P}{V}$$

13 /2/

Kaavassa hyötysuhde η on arvioitu olevan keskimäärin 0,8. Todellisuudessa hyötysuhde kasvaa nopeuden kasvaessa, mutta tarkkaa käyrää on mahdoton arvioida ilman potkurikohtaisia tietoja.

Kuvaajassa 5. kuvataan vastusta ja työntövoimaa nopeuden funktiona. Maksimivaakalentonopeus saadaan siitä pisteestä, jossa vastus ja työntövoima ovat yhtä suuret.

Työntövoiman arvo on esitetty kuvaajassa siten, että 21 m/s saakka käytetään staattisen työntövoiman arvoa, koska tätä pienemmissä nopeuksissa kaava 13 antaa suurempia arvoja hyötysuhteella 0,8 kuin maksimi staattinen työntövoima (joka on suurin moottorilta saatava työntövoima).



Kuvaaja 5. Vastus ja työntövoima nopeuden funktiona.

Nousunopeus (C)

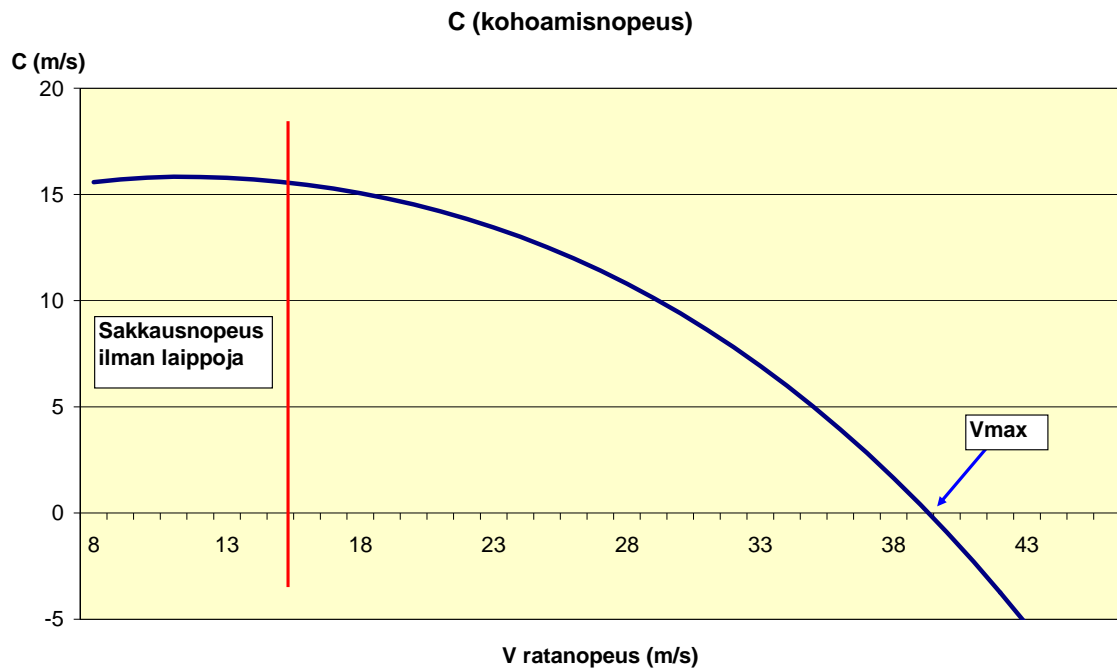
Nousunopeuden kaava on:

$$C = \frac{\eta P}{mg} - \frac{\rho V^3 S}{2mg} \left[C_{D0} + K \left(\frac{2mg}{\rho V^2 S} \right)^2 \right]$$

14 /2/

Kaavassa V on ratanopeus, η on hyötysuhde, P on teho.

Optimaaliseksi ratanopeudeksi (V) arvioitiin kuvaajan 6. perusteella sakkausnopeuden (ilman laippoja) ja maksimi vaakalentonopeuden puolivälin, noin 27 m/s. Alla olevasta kuvaajasta voi todeta nousunopeuden olevan noin 11 m/s.



Kuvaaja 6. Kohoamisnopeus C ratanopeuden V funktiona

Kaikki lähtöarvot ja niiden avulla toteutetut yhtälöt ja laskut löytyvät liitteestä 1.. Saadut saavutusarvot ovat suuntaa antavia, sillä tiettyjä lähtöarvoja ei ollut mahdollista ilman tuulitunnelitestejä määrittää tarkasti. Näitä ovat nollanostovoimakerroin CDO , Oswaldin kerroin e , sekä potkurin hyötysuhde η . Lievästä epätarkkuudesta huolimatta todettiin tulosten olevan hyvin todellisuutta kuvaavia ja käyttökelpoisia.

4.5.4 Moottorin vetokulma

Yksimoottorisissa potkurilentokoneissa, joissa moottori on sijoitettuna lentokoneen nokalle, aiheutuu potkurivirran kiertymisestä ja potkurin pyörivän massan hitaudesta johtuva lentokoneen pituusakselia kiertävä momentti. Tämä ilmenee käytännössä niin, että potkurin pyörimissuunnan ollessa, konetta katsottaessa takaapäin, myötäpäivään eli oikealle, pyrkii lentokone kallistumaan vasemmalle. Tämä ilmiö voimistuu potkurin kierrosten kiihtyessä. Tätä ilmiötä voidaan lieventää asettamalla moottorin vetokulmaa

kierron vastaiseen suuntaan. Tässä tapauksessa moottorin vetokulmaksi suunniteltiin 3,5 astetta oikealle. /2/

Potkurivirtaus vaikuttaa myös pituus akselin vakauteen siten, että kierrosten kasvaessa lisää potkurivirtaus nostetta siivessä potkurivirtauksen kohdalla, joka näin lisää siiven nostetta saaden lentokoneen nokan kohoamaan. Tätä kompensoidaan täysikokoisissa lentokoneissa trimmaamalla korkeusperäsimen kulmaa sopivaksi. Lennokeissa on ohjaamisen kannalta ihanteellisempaa, että lennokka lentää vaakalentoa kierrosten noususta huolimatta. Tätä ilmiötä voidaan kompensoida asettamalla moottorin vetokulmaa alaspäin. Tässä tapauksessa vetokulmaksi suunniteltiin 1,5 astetta alaspäin.

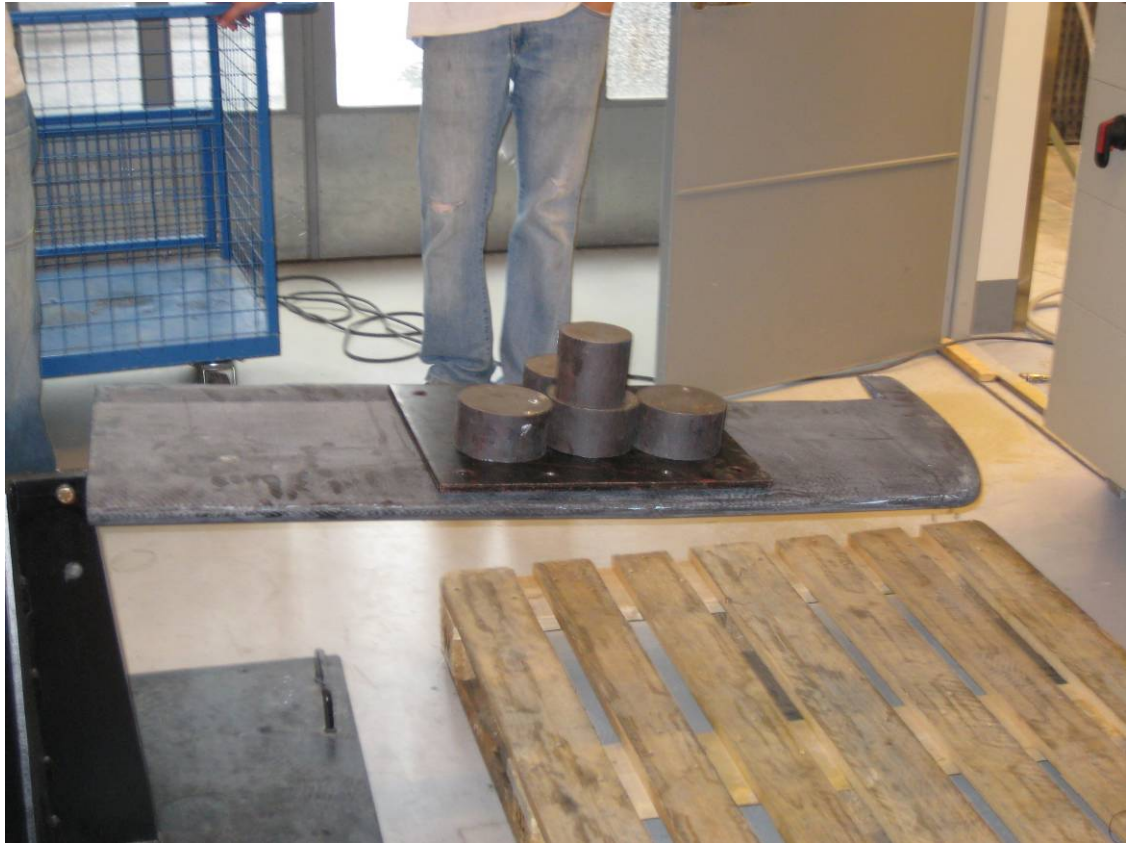
4.6 Rakenteiden lujuussuunnittelu

Rakenteiden lujuussuunnittelussa keskityttiin kahden kriittisen osan tarkasteluun, eli siipeen ja kiinnitykseen, sekä päälaskutelineeseen.

4.6.1 Siiven kiinnitys

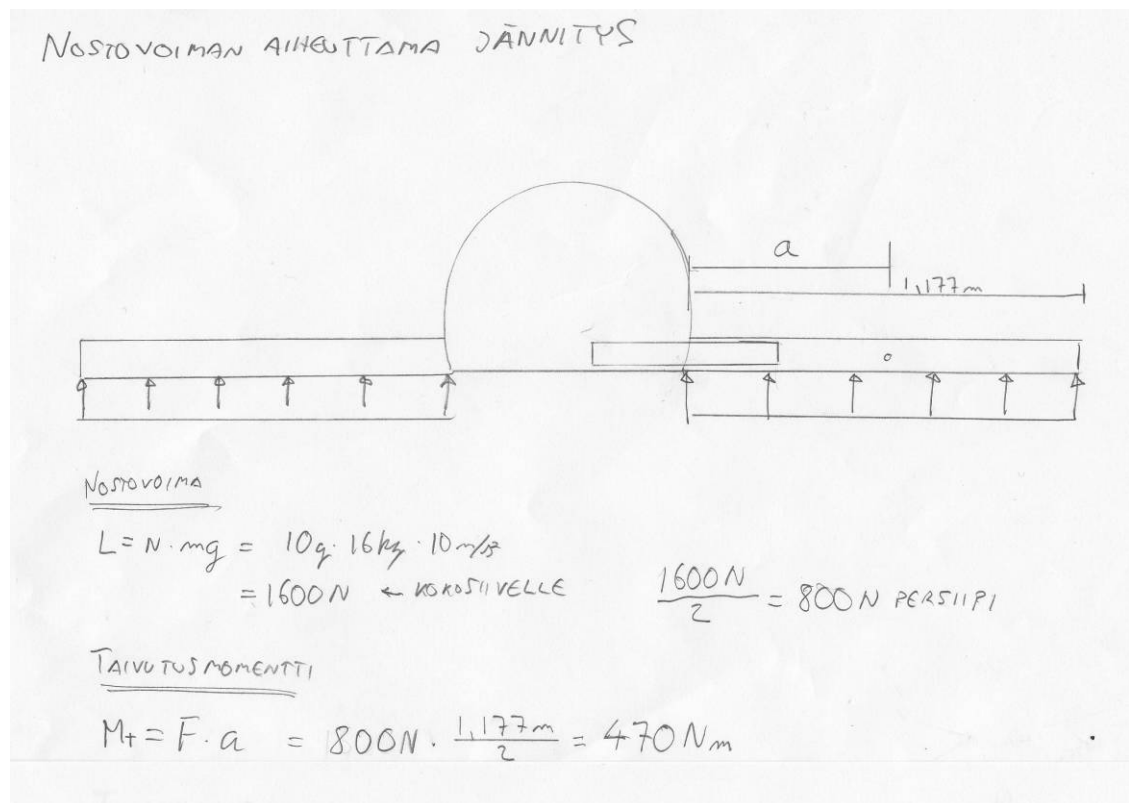
Esikuvan kuormitusmoninkerrat ovat 4 g (4 kertaa koneen massa) positiivista ja 2 g negatiivista kuormaa. Lennokkeihin kohdistuvia kuormia on mitattu todella vähän ja vaihtelevin menetelmin, joten tässä tapauksessa päädyttiin käyttämään mitoituksessa 10 g:n positiivista ja negatiivista kuormaa. Koneen massaksi otettiin 16 kg, joten näillä suunnitteluarvoilla pyrittiin olemaan reilusti ”varmalla puolella”.

Rakenteiden lujuuden testaamista varten rakennettiin testisiipi, jota käytettiin ainetta rikkovissa testeissä. Testisiivelle tehdyssä koekuormituksessa testattiin siiven kiinnitystä, sekä samalla koko rakenteen kuormankantokykyä. Testisiiven kiinnityksenä toimi 350 mm pitkä 6 mm kertaa 40 mm teräspalkki, jonka pituudesta puolet oli liimattuna siiven foam-rakenteessa. Siipi kiinnitettiin tukevaan telineeseen ja kuormaa lisättiin vaiheittain siiven pituuden puoliväliin. Kuvassa nro 9. käy ilmi koejärjestely.



Kuva 9. Siiven kuormituksen koejärjestely. Painot lisättiin siiven puoliväliin. /8/

Varsinaisiin siipiin suunniteltiin aluksi käytettäväksi hiilikuituputkea, mutta sopivan kokoisten hiilikuituputkien saatavuus tuolla hetkellä osoittautui huonoksi. Siivenkiinnityspalkiksi päädyttiin valmistamaan itse vastaavilla mitoilla palkki jota käytettiin testisiivessä, mutta materiaaliksi valittiin painonsäästösyistä hiilikuitu. Lisäksi palkin siiven sisällä olevan pään kohdalle suunniteltiin kaari jakamaan palkin päästä johtuvaa pistevoimaa. Kuvassa nro 10. laskelma hiilikuituisen palkin lujuudesta.



Kuva 10. Käsin tehty laskelma siiven palkkia taivuttavasta voimasta. /8/

Taivutuksen aiheuttama jännitys siivenkiinnityspalkissa lasketaan kaavalla:

$$\sigma_t = \frac{M_t}{W_z} \quad (15) /10/$$

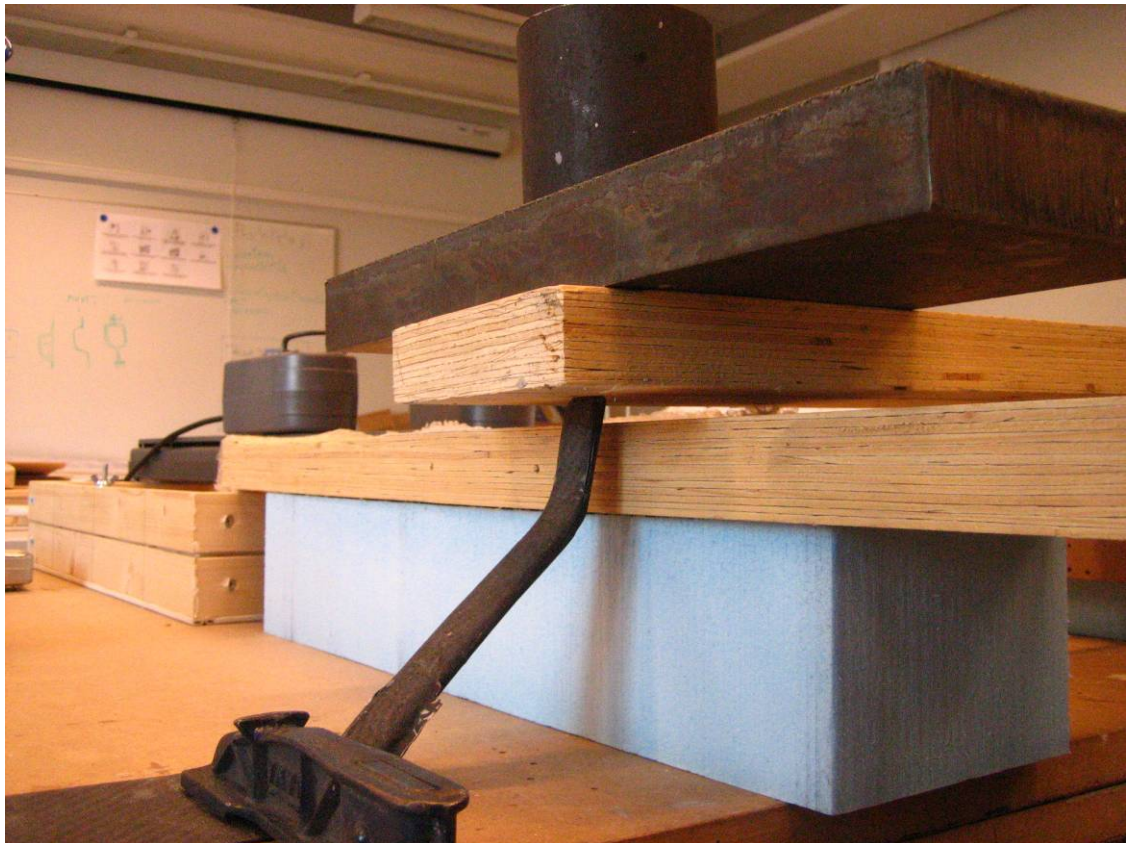
Kaavassa W_z on taivutusvastus eli palkin poikkileikkauksen muodon aiheuttama vastusmomentti. Tämä saadaan sijoittamalla palkin poikkileikkauksen pohjan leveys b ja korkeus d kaavaan:

$$W_z = \frac{bd^2}{6} \quad (16) /10/$$

Näin saadaan taivutusvastuksen arvoksi $1600mm^3$ ja saaduilla arvoilla palkin jännitykseksi $294 N/mm^2$ eli $294 MPa$. Käyttämämme hiilikuitutyypin vetomurtolujuudeksi on saatu eri lähteiden mukaan noin $900 MPa$, 50% lujitepitoisuudella./6/ Tämä arvo ei ole täysin suoraan verrattavissa laskumme lopputulokseen, mutta silti palkin lujuutta voidaan pitää vähintäänkin riittävänä.

4.6.2 Laskuteline

Päälaskutelineen kestävyyttä käytössä suunniteltiin laskuin, ja kuormitusmoninkerraksi otettiin lähteen 4. mukaan 3,5 g. Tässäkin tapauksessa valmistettiin erillinen osa testauksia varten. Kuvassa nro 11. on koejärjestely pystysuuntaiselle kuormalle.



Kuva 11. Laskutelineen pystysuoran kuormituksen koejärjestely. /8/

Myöhemmin rullauskokeissa kävi ilmi, että myös poikittaissuuntainen (lentosuuntainen) laskutelineeseen kohdistuva, kiitoradan epätasaisuuksista johtuva, tykyttävä voima olisi kriittinen. Tämän perusteella muutettiin laskutelineen rakennetta yhtenäisestä kappaleesta muodostuvaksi tasavahvaksi rakenteeksi.

5 Rakentaminen

5.1 Rungon valmistus

Tässä tapauksessa rungon valmistus tehdään kaksiosaisilla muoteilla, joiden valmistamista varten on ensin rakennettava rungon plugi.

5.1.1 Muottien valmistus

Plugin valmistus aloitettiin leikkaamalla styrofoamista rungon raakamuodot. Leikkaamiseen käytetyllä kuimalankaleikkurilla ei ole mahdollista leikata kaksoiskaarevia muotoja, joten sellaiset muodot muotoiltiin käsin. Kuvassa 12. rungon muodot alkavat näkyä.



Kuva 12. Rungon muotojen hakemista terävän veitsen kanssa. /8/

Kun muotoihin alettiin olla tyytyväisiä, pinnoitettiin plugi 340 g/m² lasikuitukerroksella. Näin saatiin aikaan kovempi kerros, jota oli helpompi pintakäsitellä. Seuraava vaihe oli plugin pinta -ja muotovirheiden paikkaaminen kitillä, ja tähän työvaiheeseen käytettiin paljon aikaa ja tarkkuutta, sillä kaikki tässä vaiheessa jäävät virheet kopioituvat valmiiseen tuotteeseen. Useiden vuorottaisten kittaamisen ja hiomisen vaiheiden välissä, maalattiin plugi kiiltävällä maalilla pintavirheiden paljastamiseksi, ja jälleen toistettiin kittaus –ja hiontavaiheet.

Seuraavaksi halkaistiin plugi keskeltä kahteen osaan, käyttäen ohutta katkaisulaikkaa ja kuumalankaleikkuria. Puolikkaat liimattiin vesivanerisille tasopinnoille ja irroitusainekäsiteltiin huolellisesti. Kuvassa 13. rungon plugin puolikkaat halkaistuna ennen liimaamista tasopinnoille.



Kuva 13. Plugin halkaistut puoliskot ennen liimausta tasolle. /8/

Muottien laminointi aloitettiin levittämällä irroitusainekäsiteltyyn plugin pintaan epoksigelcoat, sekä ohuempi 50 g/m² lasikuitukerros ja 340 g/m² lasikuitukerros. Kuvassa 14. käynnissä gelcoatin levitys.



Kuva 14. Gelcoat-kerros levitettiin pintaan pensselillä. /8/

Tämän jälkeen kovetettiin laminoidut kerrokset alipainesäkissä. Kuvassa 15. toinen muotinpuolisko kovettumassa alipainesäkissä.



Kuva 15.. Näin korkea muoto vaati huolellisuutta säkin teossa, jotta säkki ei jäisi ”kantamaan” mistään kohtaa. /8/

Kovettumisen jälkeen irrotettiin muotinpuolikkaat plugin pinnalta, mutta asetettiin irrotuksen jälkeen takaisin plugin päälle ja laminoitiin vielä neljä 340 g/m² kerrosta lasikuitua vahvistukseksi. Tämä siksi, koska aikaisemmissa testeissä kävi ilmi, että irrotusainekäsittelystä huolimatta pyrki muotti tarttumaan plugin pintaan kiinni, joten näin saatiin irrotettua muotti sen ollessa hieman lopullista jäykkyyttä joustavampi.

Muottien kovettumisen ja irrotuksen jälkeen kitattiin muotin pinnalta vielä pieniä pinnan epätasaisuuksia. Muotin puolikkaat kohdistettiin toisiinsa ja porattiin reiät pulteille, jotka pitävät muotinpuolikkaat kohdistettuina rungon laminoinnin aikana.

5.1.2 Rungon laminointi

Rungon laminointi aloitettiin muottien huolellisella irrotusainekäsittelyllä. Kerrosten laminointi aloitettiin ohuimmasta 50 g/m² lasikuitukerroksesta, seuraavaksi laminoitiin 193 g/m² hiilikuitukerros ja viimeiseksi 340 g/m² lasikuitukerros. Kuvassa 16. hiilikuitukerroksen laminointia. Monimutkaisten muotojen vuoksi yhtä kerrosta ei ollut mahdollista laminoida yhtenäisenä palana, vaan kerros muodostui pienemmistä palasista.



Kuva 16. Hiilikuitupalojen asettelu käynnissä. /8/

Rungonpuolikkaat kovetettiin alipainesäkissä, jonka jälkeen leikattiin ylimääräinen laminaatti pois rungonpuolikkaiden reunoilta. Kuvassa 17. laminoitunut rungonpuolikkaat väliaikaisesti irroitettuna muotista, ennen yhteenliittämistä.



Kuva 17. Rungonpuolikkaat irrotettuna muotista, ennen yhteen liittämistä. /8/

Seuraavaksi liitettiin rungonpuolikkaat yhteen yhdistämällä muotinpuolikkaat toisiinsa aiemmin mainituilla pulteilla ja laminoimalla noin 5 cm leveä lasikuitusuikale saumakohtaan. Hartsin levittäminen esimerkiksi sivuperäsimen kärkeen, muotin sisäpuolelle vaati erikoistoimenpiteitä. Kuvassa 18. hartsin levitys sivuperäsimen yhtymäkohtaan, sekä kuvassa 19. liitoskohta rungon sisäpuolelta.



Kuva 18. Hartsin levitys sivuvakaimen kärkeen oli haastavaa. /8/

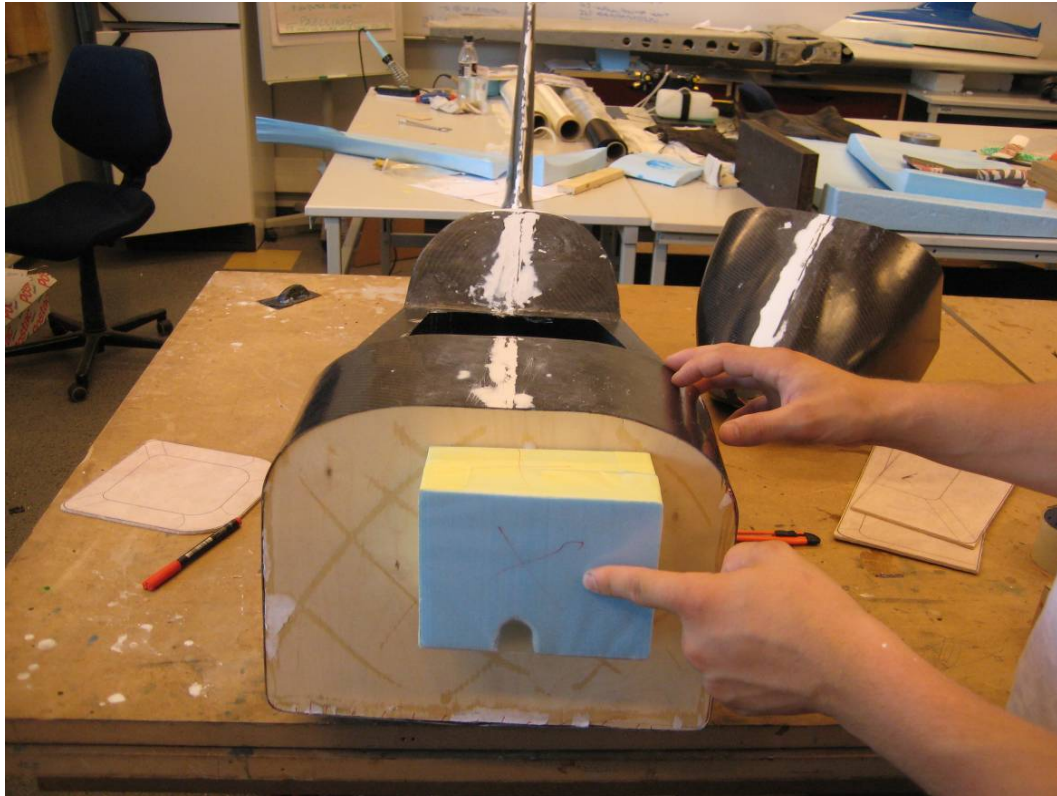


Kuva 19. Rungon keskisauma sisäpuolelta. /8/

Kovetuksen jälkeen irrotettiin muotit rungon ympäriltä ja liitossauma kitattiin. Tämän jälkeen leikattiin moottorikopan osuus irti rungosta ja liimattiin sekä tuliseinä että kaksi runkokaarta paikoilleen. Kuvassa 20. runko muottien irrotuksen jälkeen. Kuvassa 21. tuliseinä sovitettuna paikoilleen ja irtileikattu moottorikoppa.



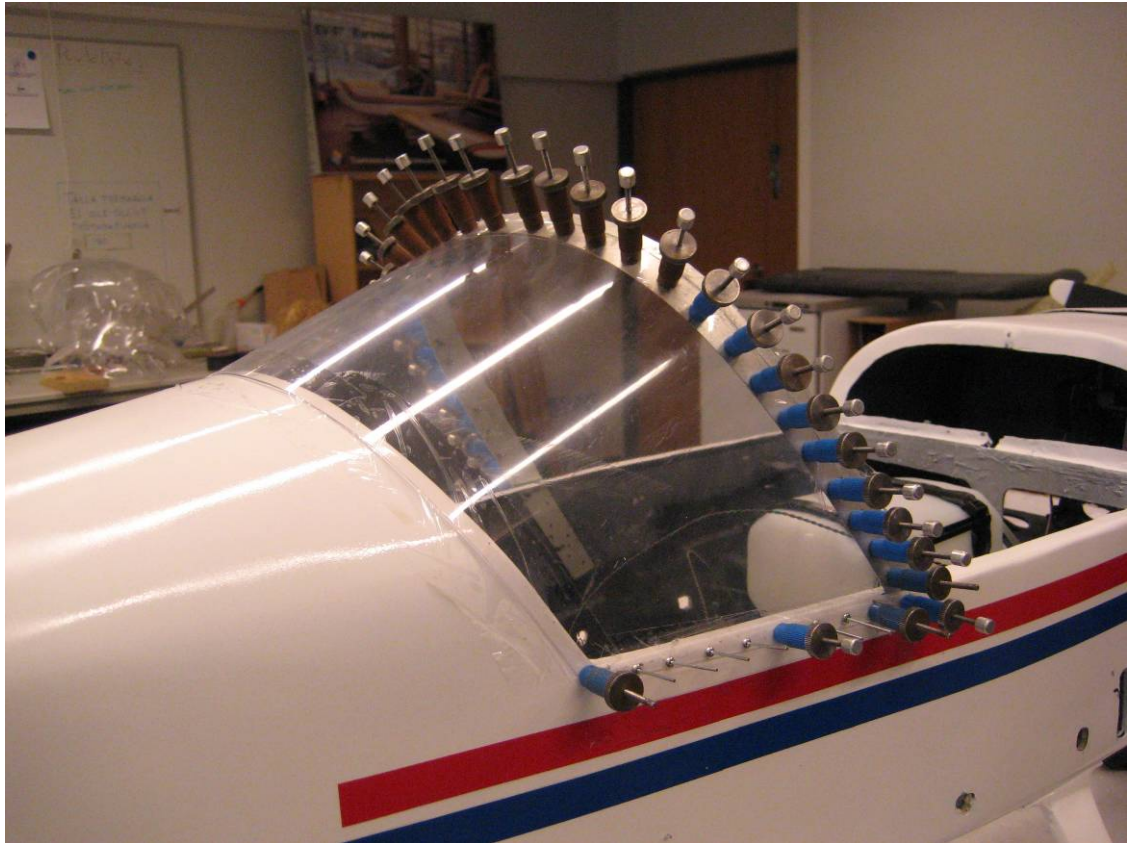
Kuva 20. Rungonpuolikkaat yhteen liitettyinä, ennen sauman kittausta. /8/



Kuva 21. Tuliseinä sovitettuna paikoilleen. Sininen styrofoam-kappale on moottoripukin mallinne, joka tehtiin myöhemmin hiilikuidusta. /8/

Tämän jälkeen oli runko valmis pintakäsiteltäväksi sekä siiven kiinnityksen ja muiden osien asennukseen.

Kuomun asennuksessa tutustuttiin myös perinteiseen lentokoneenrakennuksen liittämismenetelmään, eli niittaukseen. Kuomun kiinteä takaosa kiinnitettiin alumiiniseen kaareen niittaamalla ja liimaamalla. Kuvassa 22. on kuomun takaosa asemoitu paikalleen tilapäiskiinnikkeillä eli ”sataisilla”.



Kuva 22. Kuomun takaosa asemoitu paikalleen ”sataisilla” ennen vetoniittien niittaamista. /8/

5.2 Siipien valmistus

Siiven ydinmateriaalina käytettiin styrofoamia, kauppanimeltään Solimatea. Yhden puolen siipi koostui kolmesta eri osuudesta: Lähinnä runkoa olevasta laskeutumislaipan pituisesta osasta, siivekkeen pituisesta osasta, sekä wingletistä siiven kärjessä. Jokainen osa leikattiin erikseen kuimalankaleikkurilla sapluunoita hyväksikäyttäen, ja liimattiin sitten toisiinsa. Wingletin lopullinen muoto työstettiin käsin kuvien perusteella, kaksoiskaarevasta muodosta johtuen. Kuvassa 23. yhteenliitetyt siiven osiot.



Kuva 23. Siipien ytimet liimattuina toisiinsa ja hiottuina. /8/

Seuraavaksi kohdistettiin ja liimattiin siivenkiinnityspalkki ja vanerinen siipikaari paikoilleen. Kuvassa 24. palkki liimattuna siiven ytimeen.



Kuva 24. Siivenkiinnityspalkki ja tukikaari ovat liimattu siiven ytimeen. Päätykaaren laminointi hiilikuidusta on käynnissä. Palkin pää pehmustettiin huovalla säkin puhkeamisen estämiseksi. /8/

Siiven laminointia jatkettiin laminoimalla ensin alapuolelle 193 g/m² hiilikuitukerros ja 50 g/m² lasikuitukerros, jonka jälkeen siipi säkitettiin ja annettiin kuivua. Tämän jälkeen suoritettiin vastaavat toimenpiteet siiven yläpuolelle. Alipainesäkin kanssa laminoitaessa käytettiin siiven leikkaamisesta jääneitä sopivan muotoisia foam -kappaleita tukemaan muotoja kuivumisen ajaksi. Kuvassa 25. siiven yläpuolen laminointia.



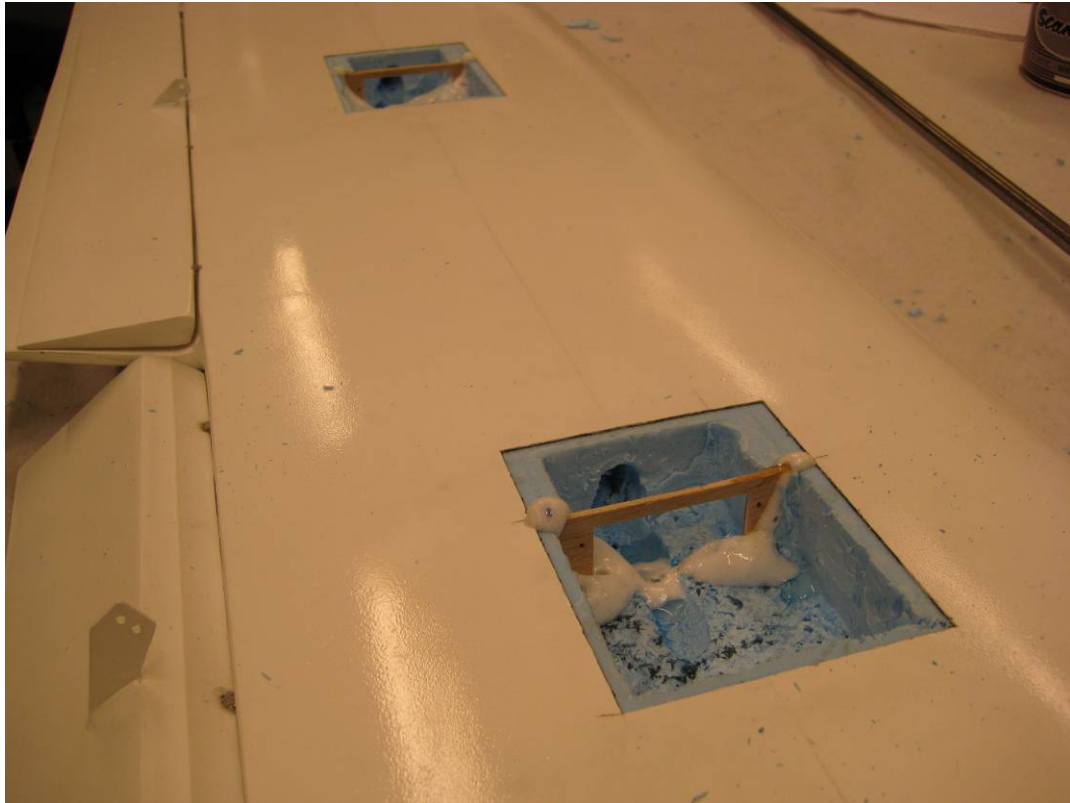
Kuva 25. Lasikuituisen pintakerroksen laminointi käynnissä. /8/

Laminoinnin jälkeen siipi pinnoitettiin gelcoatilla, joka toimi tässä tapauksessa kittinä. Työlään hionnan jälkeen siipi pohjamaalattiin ja maalattiin ruiskulla valkoiseksi. Maalausvaiheeseen tehtiin myös muut osat ja näin kaikki osat saatiin maalattua kerralla. Kuvassa 26. maalattu, oikean puoleinen siipi.



Kuva 26.. Oikean puoleinen siipi maalattuna ja takana vasemman puoleinen siipikittausvaiheessa. /8/

Tässä vaiheessa siipi oli näennäisesti valmis, mutta todellisuudessa työtä oli vielä paljon jäljellä. Siiven runkoa vasten sijoittuvaan kaareen kiinnitettiin insertit kiinnitysruuveille. Näillä ruuveilla lukitaan siivet paikoilleen ja varmistetaan rungon ja siiven välinen liitos, siipien ollessa kiinnitettyinä. Siiven ohjainpintoja liikuttaville servoille leikattiin siiven alapinnalle luukut, jyrssiin kotelot ja liimattiin pukit. Siiven sisällä kulkeville johdotuksille oli tehtävä linja siiven läpi, jota varten valmistettiin erikoispitkä, yli metrin pituinen, poranterä. Kuvassa 27. siiven alapuolella olevat servokotelot.



Kuva 27. Servokotelot ennen liimapurseiden poistamista. Tässä vaiheessa liimattiin myös ohjainpinnat. /8/

Ohjainpintojen ja saranoiden liimaamisen jälkeen siipi oli valmis elektroniikan ja tarrojen asentamista varten.

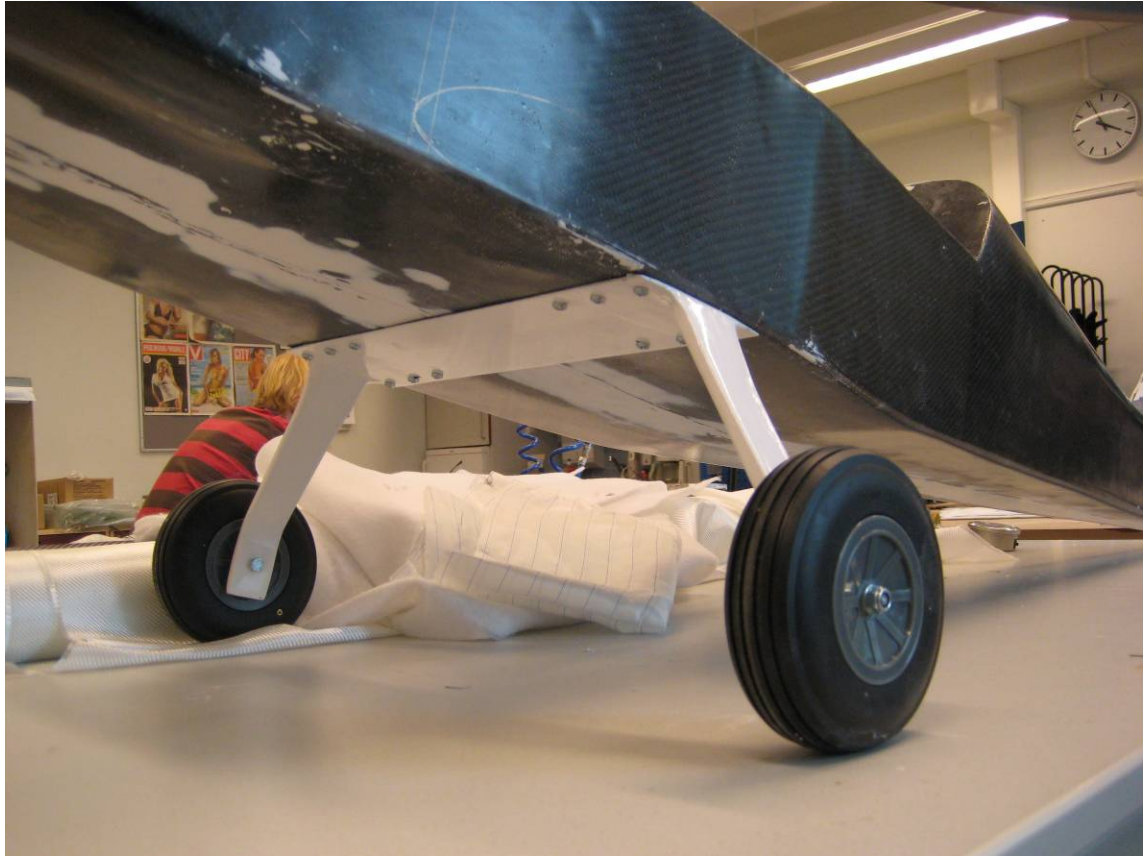
5.3 Laskutelineiden valmistus

Tässä lentokonemallissa laskutelineet ovat nokkapyörä-malliset ja nokkapyörä on ohjattavaa mallia. Päälaskutelineen materiaaliksi valittiin hiilikuitu ja nokkapyörän telineen materiaaliksi teräs.

5.3.1 Päälaskuteline

Päälaskutelineen ensimmäinen malli suunniteltiin ja valmistettiin siten, että jalakset ja pohjaan kiinnittyvä levy laminoitiin erikseen. Kappaleet laminoitiin kiinni toisiinsa seuraavaksi. Rakenteeltaan pohjaan ruuveilla kiinnitettävä hiilikuitulevy oli n. 1,5 mm

paksua umpilaminaattia, mutta jalakset olivat paksumpaa foam-ytimellä olevaa hiilikuitua. Kuvassa 28. päälaskuteline sovitettuna paikoilleen.



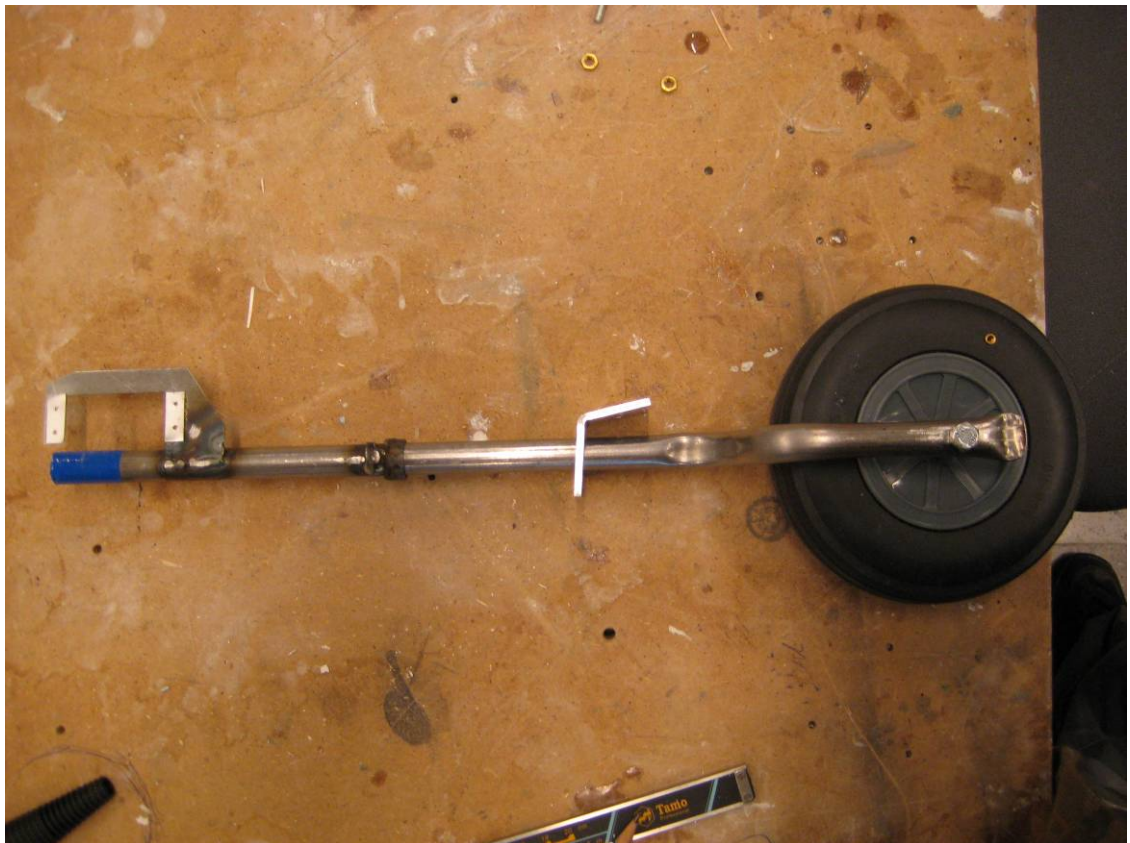
Kuva 28. Laskutelineen ensimmäinen versio, joka myöhemmin todettiin rakenteeltaan liian heikoksi rullauskokeissa. /8/

Toinen versio valmistettiin muottia vasten yhtenäisestä, tasavahvasta umpilaminaatista, joka kiinnitettiin rungon pohjaan neljällä isommalla pultilla 12 pienemmän ruuvin sijasta.

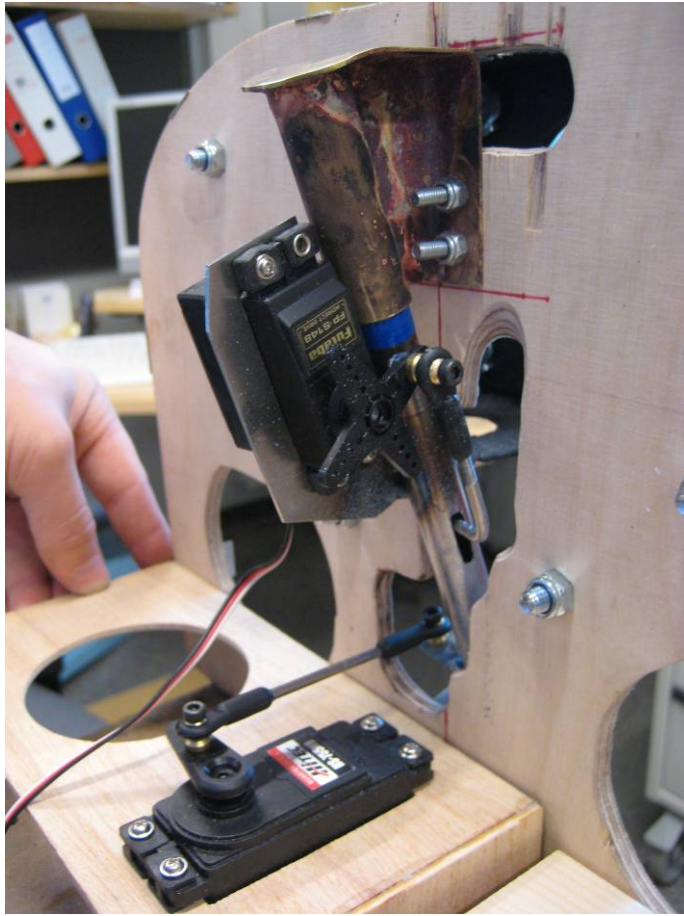
Runkoa vahvistettiin laskutelineen kohdalta laminoimalla 0,8 mm alumiinilevy ylimääräisen hiilikuitukerroksen väliin.

5.3.2 Nokkalaskuteline

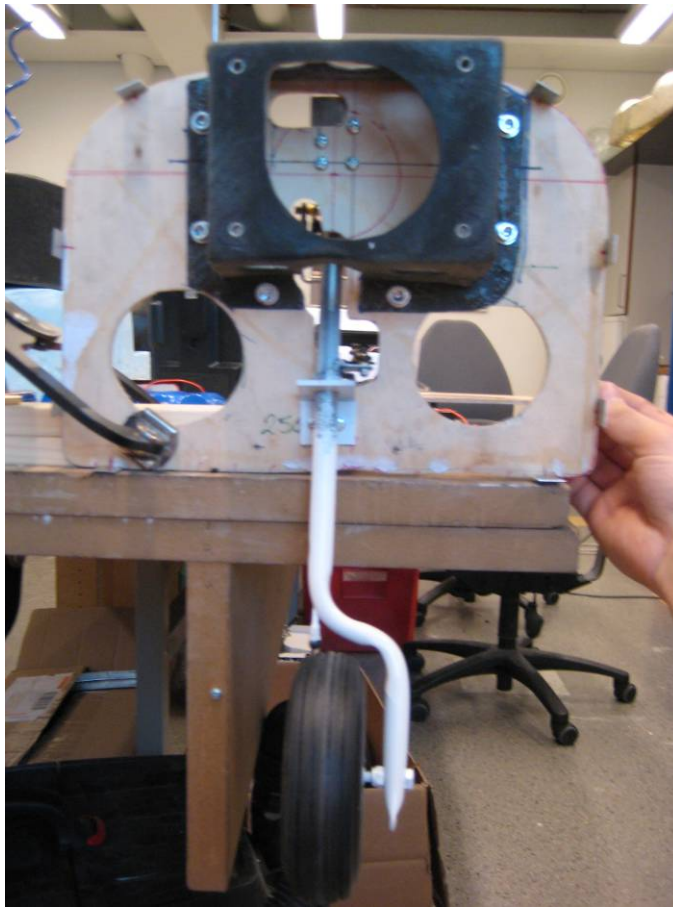
Nokkalaskuteline oli enemmän teknisessä mielessä haastava kuin lujuusteknisesti. Vaatimuksina oli ohjattavuus, jarrutoiminto, sekä sen tuli olla jousitettu. Teline taivutettiin 1 cm halkaisijaisesta teräsputkesta, johon hitsattiin teline jarruservolle. Kiinnityskorvakkeet tehtiin alumiinista ja messingistä, joista ylempään (messinkiseen) valmistettiin jousitukselle sopiva muoto. Kuvassa 29. sivukuva nokkalaskutelineestä ennen servon ja tuliseinään kiinnittämistä. Kuvassa 30. näkymä servoasennuksesta sisäpuolelta, ennen tuliseinän kiinnittämistä runkoon. Kuvassa 31. asennus valmiina kiinnitettynä tuliseinään. Tämän jälkeen osat vielä irrotettiin tuliseinästä, tuliseinä laminoitiin paikoilleen runkoon kiinni ja sitten teline asennettiin lopullisesti kiinni.



Kuva 29. Nokkapyörän laskuteline. /8/



Kuva 30. Nokkalaskutelineen asennus tuliseinän sisäpuolelta katsottuna. Ylempi servo käyttää jarrun työntötankoa ja alempi ohjauksen työntötankoa. Jousitus on messinkisen korvakkeen sisällä. /8/



Kuva 31. Laskuteline asennettuna tuliseinään. Ylempänä nähtävissä myös hiilikuituinen moottoripukki. /8/

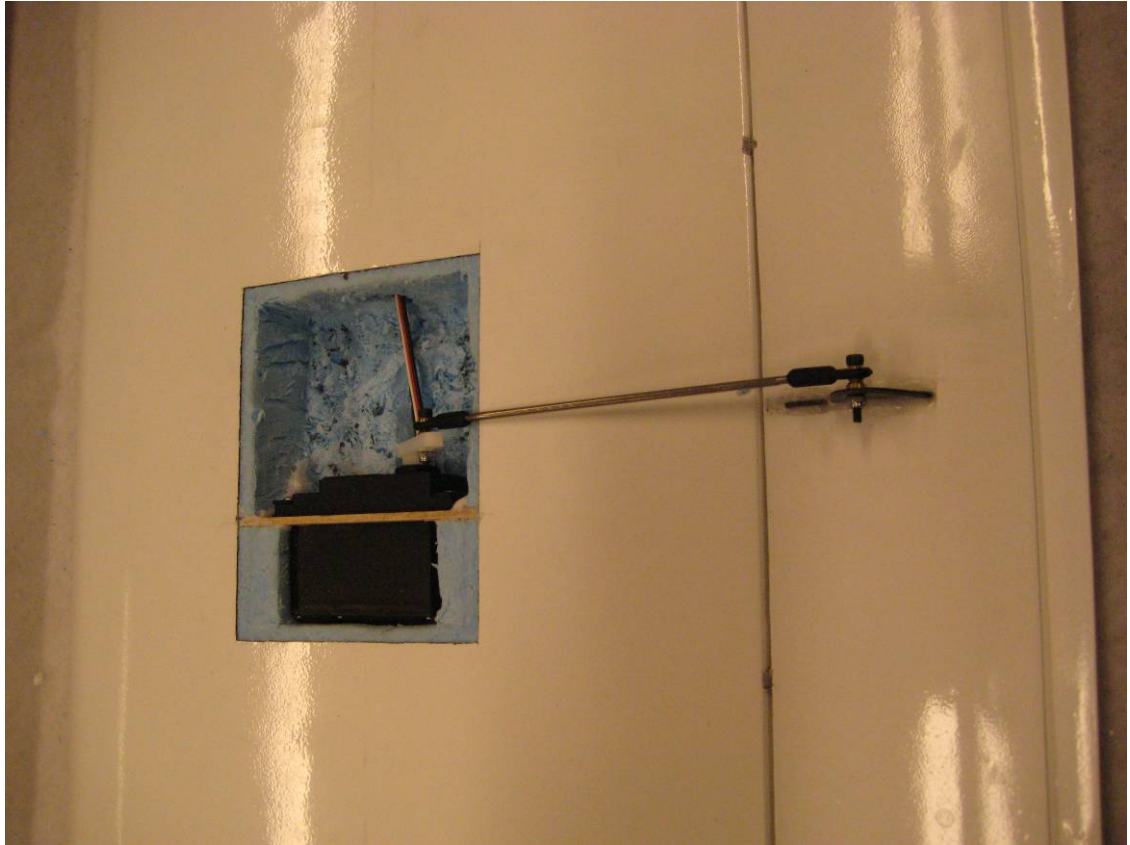
5.4 Elektroniikan järjestely ja asennus

Elektroniikan asennus piti sisällään servojen ja niiden johdotuksen asentamisen, järjestelmän keskuksen eli vastaanottimen sijoittelun runkoon, akkujen kokoamisen ja sijoittelun, sekä johdotuksen tekemisen hehkutulpille. Lisäksi lennokkiin asennettiin esikuvanmukaiset valot.

5.4.1 Servojen ja vastaanottimen asennus

Servot asennettiin niille tehtyihin pukkeihin ja työntötangot ohjainpinnoille tehtiin sopivan mittaisiksi. Kaikissa ohjainpinnoissa, paitsi sivuperäsिमessä, välittyy voima servolta ohjainpinnalle työntötangon välityksellä. Sivuperäsिमessä toteutettiin pull-pull

–tyyppinen ratkaisu, jossa voima ohjainpinnalle välittyy kahden vaijerin kautta. Kuvassa 32. laskeutumislaippaservon asennus.



Kuva 32. Näkymä siiven alapuolelta, jossa laippaservon kansi on asentamatta. /8/

Vastaanottimen asennuksessa otettiin huomioon koneen rakennusmateriaali, hiilikuitu, joka sähköä johtavana materiaalina pyrkii aiheuttamaan häiriöitä signaalin vastaanotolle.

Vastaanotin asennettiin ohjaamotilan takaseinään, missä se ei sijaitse minkään kotelorakenteen sisäpuolella. Antenni johdettiin kuomun takaosan läpi sivuperäsimen kärkeen ja loppuosa jätettiin roikkumaan vapaana ilmavirrassa. Antennia jatkettiin yhdestä metristä kahden metrin pituuteen, jolloin koneen rungon ja siipien aiheuttama katvealue jää mahdollisimman pieneksi. Kuvassa 33. vastaanottimen ja antennin asennus.



Kuva 33. Vastaanotin on pehmustettu ja kiinnitetty ohjaamon takaseinään. Antennin jaiko-osa roikkuu sivuperäsimestä. /8/

5.4.2 Akkujen asennus

Järjestelmän virransaanti pyrittiin varmistamaan kaksiakku-järjestelmällä, jossa vastaanottimelle kytkettiin kaksi erillistä akkua. Nämä akut varustettiin diodeilla siten, että toisen akun vikaantuessa, toinen akku syöttää edelleen virtaa järjestelmälle, eikä esimerkiksi oikosulkuun mennyt akku vie tehoa koko järjestelmältä. Samalla diodien käyttö saa aikaan positiivisen ominaisuuden, jossa aina se akku on käytössä, millä on enemmän virtaa.

Akkupaketit juotettiin irtonaisista kennoista ja päällystettiin kutistesukalla. Akut asennettiin moottorikopan pohjalle, moottorin alapuolelle. Akut ovat painavimmat liikuteltavissa olevat osat, joten ne sijoitettiin mahdollisimman lähelle koneen keulaa, painopisteen kohdalleen saamiseksi.

5.4.3 Valojen ja hehkutulppien johdotuksen asennus

Metanolikäyttöisissä hehkutulppamoottoreissa ei moottori tarvitse jatkuvaa sytytysjärjestelmää, vaan tulppia on hehkutettava vain käynnistysvaiheessa. Tässä tapauksessa rakennettiin moottorille ns. etähehku, jossa asennettiin johdot hehkutulpille ja hehkutuksen liitin sijoitettiin taaemmas rungon kylkeen. Näin saatiin käynnistysenaikaisen hehkutuslaitteiston käyttö kauemmas pyörivästä potkurista.

Valot tehtiin esikuvaa vastaaviksi, eli siiven kärkiin tuli punainen vasemmalle ja vihreä oikealle. Lisäksi asennettiin pohjaan, päälaskutelineen taakse, kirkas vilkkuva valo esikuvan mukaisesti. Valonlähteinä käytettiin superkirkkaita LED:jä (Light Emittet Diode) ja näille tehtiin oma, erillinen akku. Valojen skaalamaisen toteutuksen suhteen valotyöryhmä oli poikkeuksellisen etuoikeutettu, sillä sama ryhmä asensi valot myös täysikokoiseen esikuvakoneeseen.

6 Koelennot

Ennen kuin lennokka saatiin taivaalle, kului aikaa paljon koneen viimeistelyssä, viallisten osien, kuten laskutelineen, uudelleen rakentamisessa, sekä mm. moottorin koekäytöissä.

Erityisesti moottorin säätäminen oikeille asetuksille osoittautui haasteelliseksi. Moottori on varustettu kahdella kaasuttimella, sekä polttoaineensyöttöä lisäksi säädetään polttoainetankin ylipainetta kontrolloivan neulaventtiilin avulla. Yhdessä kaasuttimessa on erikseen tyhjäkäyntialueen seoksen neulaventtiili sekä seoksen pääneulaventtiili, joten moottorissa on siis yhteensä viisi eri säädettävää muuttujaa. Esimerkiksi tästä syystä lennokin ensilento jäi paljon suunniteltua lyhyemmäksi, koska moottorin toinen sylintereistä sammui ilmassa, johtuen liian ”rikkaasta” polttoaine-ilmaseoksesta keskikierrosalueella. Tässä yhteydessä kokeneempien harrastajien apu onkin ollut todella arvokasta, koelentoja tehdessä.

Projekti saavutti 20.7.2008 yhden tärkeimmistä pisteistä, kun lennokka lensi ensilentonsa Jämijärven lentopaikalla. Ensimmäinen lento jäi jo mainitusta syystä lyhyeksi, mutta kuitenkin ensilentoa voi pitää onnistuneena. Myöhemmin jatketuilla lennoilla voitiin todeta kokemusten tukevan laskelmien tietoja. Lennokki käyttäytyi ilmassa odotetulla tavalla, eli ollen vakaa, rauhallinen ja hyvin hallittavissa. Lennokin ohjainpintojen trimmaamisen tarve keskiasennosta osoittautui myös yllättävän vähäiseksi, joka kertoo osaltaan rakenteiden suoruudesta ja symmetrisyydestä, sekä moottorin vetokulman ja painopisteen sopivasta asetuksesta. Kuvassa 34. lennokki ilmassa Hämeenkyrön lentopaikalla.



Kuva 34. Lennokki hitaassa ohilennossa, laipat avattuina. /8/

7 Yhteenveto

Projekti oli moniulotteisuudessaan hyvin opettavainen, palkitseva sekä hyödyllinen. Käytännön tutustuminen komposiittiosien valmistukseen on ollut mielestäni hyvin tehokasta oppimisen muotoa ja antanut samalla tuntumaa eri valmistusmenetelmien tuomista haasteista.

Lopulta projekti muistutti kokonaisuudessaan tyypillistä ”oikean” lentokoneen rakennusprojektia. Alkuperäisestä ensilennon tavoitepäivämäärästä myöhästyttiin lähes vuodella, budjetti ylitettiin alkuperäisestä yli puolella, sekä työmäärä osoittautui moninkertaiseksi suunnitellusta. Tästä huolimatta, sekä opiskelijatyöryhmä että ammattikorkeakoulun henkilökunta, on ollut tyytyväinen projektiin. Kuvassa 35. ydintyöryhmä valmiin projektin sekä esikuvan äärellä.



Kuva 35. Työryhmän ydinhenkilöt vasemmalta alkaen: Ville Kanninen, Harri Laakso, Markus Paukkunen ja Arttu Kaikkonen. /8/

Komposiittirakenteiden käytön lisääntyessä ilmailuteollisuudessa, sekä myös muilla teollisuuden aloilla, on valmistusmenetelmien ja käyttömuotojen tuntemus mielestäni erittäin hyödyllistä. Työllistyttyäni projektin jälkeen Patria Aerostructures Oy:lle, joka valmistaa komposiittiosia ilmailuteollisuuteen, olen havainnut projektin kautta saadun kokemuksen erittäin tarpeelliseksi. Toisaalta olen myös saanut huomata suuren tarpeen lisätä lentokonetekniikan opiskelijoiden tiedon ja opetuksen määrää komposiittitekniikassa. Suosittelenkin Tampereen ammattikorkeakoululle komposiittitekniikan kurssien määrän lisäämistä, sekä alaan liittyvän laboratoriotekniikan, esimerkiksi autoklaavin hankkimista. Kannatan myös työelämän yhteyksien, sekä tätä projektia vastaavien hankkeiden tukemista opetuksessa.

Lähteet

1. Saarela, Airasmaa, Kokko, Skrifvars, Komppa: Komposiittirakenteet, 2007
2. Laine, Hoffren ja Renko, Lentokoneen aerodynamiikka ja lentomekaniikka. WSOY 2006
3. Haapanen, Aerodynamiikka. Suomen Ilmailuliitto ry. 1984
4. Pazmany, Light Airplane Design, 1963
5. Internet sivu, Naca:n raportti Clark Y –siipiprofiilin aerodynaamisista ominaisuuksista.
<http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1933/naca-report-427.pdf>
(14.12.2009)
6. Internet sivu, Hexcel Corporation:in materiaalitiedote 193g/m² hiilikuitukomposiitin ominaisuuksista.
www.hexcel.com/NR/rdonlyres/B3F3476E-44CE.../HexPly_M47_eu.pdf
(14.12.2009)
7. Kuva, omistaja: Tampereen ammattikorkeakoulun ilmailukerho. (2006)
8. Kuvat 3-7 ja 9-35, omistaja: Arttu Kaikkonen. (2007 – 2008)
9. Kuva, omistaja: Futaba product photos (2007)
10. Tammertekniikka: Tekniikan kaavasto, 2005

Liitteet

1. 1-3 Eurostar saavutusarvot.xls

1:3 Eurostar saavutusarvot

Kärkiväli (m)	Jänne (m)	Siipiprofiili
2,7	0,42	Clark Y

CD0 (nollanostovastuskerroin)	e (Oswaldin kerroin)	L (N) (nostovoima)
0,065	0,8	160

IV (ilman viskositeetti)	ρ (ilmanpaine)	Emax Paras liitoluku
0,000015	1,225	7,883

V Nopeus (m/s)	Re (Reynoldsin luku) (Jänne*V)/IV	CL (nostovoimakerroin) $L/(0,5*\rho*V^2*S)$	CDL (nostovoimasta riippuva vastuskerroin) $CL^2/(e*\pi*AR)$
10	280000	2,304	0,328
11	308000	1,904	0,224
12	336000	1,600	0,158
13	364000	1,363	0,115
14	392000	1,175	0,085
15	420000	1,024	0,065
16	448000	0,900	0,050
17	476000	0,797	0,039
18	504000	0,711	0,031
19	532000	0,638	0,025
20	560000	0,576	0,021
21	588000	0,522	0,017
22	616000	0,476	0,014
23	644000	0,435	0,012
24	672000	0,400	0,010
25	700000	0,369	0,008
26	728000	0,341	0,007
27	756000	0,316	0,006
28	784000	0,294	0,005
29	812000	0,274	0,005
30	840000	0,256	0,004
31	868000	0,240	0,004
32	896000	0,225	0,003
33	924000	0,212	0,003
34	952000	0,199	0,002
35	980000	0,188	0,002
36	1008000	0,178	0,002
37	1036000	0,168	0,002
38	1064000	0,160	0,002
39	1092000	0,151	0,001
40	1120000	0,144	0,001

Paksuussuhde (%)	S Siipipinta-ala (m ²)	m Paino (kg)	P Moottorin teho (W)
13,8	1,134	16	3500

AR Aspect Ratio	K	T Työntövoima V=0 (N)	C Max. Nousunopeus (m/s)
6,429	0,062	129,860	-0,915

Emax CL	Emax V (m/s)	Nopeusalue alle sakkausnopeuden	Sakkausnop. laipoilla 45°
1,025	14,993		

CD (Vastuspolaari)	Di (indusoitu vastus)	CDi (indusoitu vkerroin)	D0
$CD_0 + (K \cdot CL^2)$	$K \cdot L^2 / (1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S)$	$C \cdot L^2 (e \cdot \pi \cdot AR)$	$0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot CD_0 \cdot V^2$
0,393	22,812	85,735	4,515
0,289	18,853	58,558	5,463
0,223	15,842	41,346	6,501
0,180	13,498	30,018	7,630
0,150	11,639	22,317	8,849
0,130	10,139	16,935	10,158
0,115	8,911	13,082	11,558
0,104	7,893	10,265	13,048
0,096	7,041	8,167	14,628
0,090	6,319	6,579	16,298
0,086	5,703	5,358	18,059
0,082	5,173	4,408	19,910
0,079	4,713	3,660	21,851
0,077	4,312	3,064	23,883
0,075	3,960	2,584	26,005
0,073	3,650	2,195	28,217
0,072	3,375	1,876	30,520
0,071	3,129	1,613	32,912
0,070	2,910	1,395	35,396
0,070	2,713	1,212	37,969
0,069	2,535	1,058	40,633
0,069	2,374	0,928	43,387
0,068	2,228	0,818	46,231
0,068	2,095	0,723	49,165
0,067	1,973	0,642	52,190
0,067	1,862	0,571	55,306
0,067	1,760	0,510	58,511
0,067	1,666	0,457	61,807
0,067	1,580	0,411	65,193
0,066	1,500	0,371	68,669
0,066	1,426	0,335	72,236

Potkurin pinta- ala (m ²)
0,203

π
3,14159265

Sakkausnop. Ilman laippoja	Maksimi vaakalentonopeus
-------------------------------	-----------------------------

§

D (kokonaisvastus)	Polaari	E Liitoluku	η (hyötysuhde)
D0+Di	CD/CL	1/Polaari	
27,327	0,171	5,855	
24,316	0,152	6,580	
22,343	0,140	7,161	
21,128	0,132	7,573	
20,488	0,128	7,810	
20,297	0,127	7,883	
20,469	0,128	7,817	
20,941	0,131	7,640	
21,669	0,135	7,384	
22,617	0,141	7,074	
23,762	0,149	6,733	
25,083	0,157	6,379	
26,565	0,166	6,023	0,8
28,195	0,176	5,675	0,8
29,965	0,187	5,340	0,8
31,867	0,199	5,021	0,8
33,894	0,212	4,721	0,8
36,042	0,225	4,439	0,8
38,305	0,239	4,177	0,8
40,681	0,254	3,933	0,8
43,167	0,270	3,707	0,8
45,760	0,286	3,496	0,8
48,459	0,303	3,302	0,8
51,260	0,320	3,121	0,8
54,164	0,339	2,954	0,8
57,168	0,357	2,799	0,8
60,271	0,377	2,655	0,8
63,473	0,397	2,521	0,8
66,773	0,417	2,396	0,8
70,169	0,439	2,280	0,8
73,662	0,460	2,172	0,8

$$((0,8*P)/L)-((\rho*(V^3)*S)/(2*L))*(CD0+K*(((2*L)/(\rho*(V^2)*S))^2))$$



T (työntövoima) ($\eta*P$)/V	C (kohoamisnopeus)
129,860	15,792
129,860	15,828
129,860	15,824
129,860	15,783
129,860	15,707
129,860	15,597
129,860	15,453
129,860	15,275
129,860	15,062
129,860	14,814
129,860	14,530
129,860	14,208
127,273	13,847
121,739	13,447
116,667	13,005
112,000	12,521
107,692	11,992
103,704	11,418
100,000	10,797
96,552	10,126
93,333	9,406
90,323	8,634
87,500	7,808
84,848	6,928
82,353	5,990
80,000	4,995
77,778	3,939
75,676	2,822
73,684	1,642
71,795	0,396
70,000	-0,915

CL	CD	
1		0,127
1,1		0,140
1,2		0,154
1,3		0,170
1,4		0,186