



TAMPEREEN
AMMATTIKORKEAKOULU

ILMA-ALUKSEN PAINOJAKAUMAN HALLINTA

Johannes Lappalainen

Opinnäytetyö
Marraskuu 2018
Ajoneuvotekniikka
Älykkäät koneet



TIIVISTELMÄ

Tampereen ammattikorkeakoulu
Ajoneuvotekniikka
Älykkäät koneet

LAPPALAINEN JOHANNES:
Ilma-aluksen painojakauman hallinta

Opinnäytetyö 28 sivua, joista liitteitä 2 sivua
Marraskuu 2018

Opinnäytetyön tarkoituksena oli tutkia prototyypiksi valmistetun miehittämättömän ilma-aluksen pituusvakavuutta. Tavoitteena oli määrittää optimaalinen sijainti painopisteelle, jotta aluksen lento-ominaisuudet olisivat riittävän hyvät testausta varten. Painopisteen sijainti määritettiin aluksi laskennallisesti, jonka jälkeen tuloksia testattiin kokeellisesti lennättämällä. Opinnäytetyö tehtiin ilma-aluksia kehittäväälle Lentola Logistics Oy :lle. Prototyypin liittyvät tekniset tiedot ovat luottamuksellisia, joten niitä ei ole avattu tarkemmin opinnäytetyön julkisessa osassa.

Opinnäytetyössä päästiin haluttuihin tavoitteisiin. Ymmärrys aerodynamiikasta ja lentokoneiden stabiiliteetista kasvoi aiempaan tietotaitoon nähden merkittävästi. Tätä tietotaitoa voidaan hyödyntää jatkossakin prototyyppien suunnittelussa. Tutkimuksen ja laskennan avulla määritetty painopisteen sijainti osoittautui myös lennätystesteissä toimivaksi. Ilma-aluksen pituusvakavuuden ollessa kunnossa, voidaan suunnittelussa keskittyä kehittämään muita osa-alueita.

Jatkokehityksenä voitaisiin tutkia painopisteen sijainnin vaikutusta lentokoneen tehontarpeeseen ja vaadittaviin ohjausvoimiin. Myös siipi -ja runkomallien aerodynamiikan tarkempi tutkimus tulee tuotekehityksen jatkovaiheessa tarpeeseen. Tuotekehityksen tässä vaiheessa riittää, että alus on lennettävissä kohtalaisen hyvällä hyötysuhteella.

ABSTRACT

Tampereen ammattikorkeakoulu
Tampere University of Applied Sciences
Vehicle Engineering
Intelligent Machines

LAPPALAINEN JOHANNES:
Weight distribution management in aircraft

Bachelor's thesis 28 pages, appendices 2 pages
November 2018

The purpose of this thesis was to research the longitudinal stability of an unmanned aircraft. The main target was to determine optimal location to the center of gravity of prototype aircraft, so the performance would be good enough for flying tests. The location of the center of gravity was calculated first computationally and after that results were tested experimentally by flying. This thesis was made for Lentola Logistics Oy, which develops aircrafts. Detailed technical specifications of the prototype are confidential, so they are not presented in the public part of thesis.

Desired targets of this thesis were achieved. Understanding of aerodynamics and the stability of aircrafts were increased significantly compared to the former knowledge. This knowledge can be utilized in future when developing prototypes. The location of the center of gravity which was calculated computationally proved workable also in flying tests. When the longitudinal stability of an aircraft is in order can the focus of designing be in other things.

For further development could be to research the effects of the location of the center of gravity in power consumption and required actuating forces. Later more accurate research in the aerodynamics of an airfoil and the fuselage will also be necessary. At this point of product development, it is enough that the aircraft flies with reasonably good efficiency.

Key words: unmanned aircraft, center of gravity, longitudinal stability

SISÄLLYS

1	JOHDANTO.....	6
2	LENTOKONEEN STABILITEETTI JA OHJAUS.....	7
2.1	Pitkittäissuuntainen stabiliteetti ja tasapaino	7
2.2	Painopiste.....	8
2.3	Aerodynaaminen keskijänne (MAC)	9
2.4	Painekeskio ja aerodynaaminen keskiö	11
2.5	Siipirunkoyhdistelmä	13
2.6	Neutraalipiste	14
2.7	Painopisteen sijainnin vaikutus.....	15
3	PROTOTYYPPI.....	18
4	MAC LASKENTA.....	20
5	PAINOPISTEEN SJOITTAMINEN.....	22
6	TESTAUS	23
7	POHDINTA.....	24
	LÄHTEET	26
	LIITTEET	27
	Liite 1. Prototyyppi (salattu)	27
	Liite 2. Siipi (salattu).....	28

ERITYISSANASTO

alisoninen lentonopeus	lentokoneen suhteellinen nopeus alle äänen nopeuden
MAC	Mean Aerodynamic Chord (keskijänne)
pitch axis	nyökkäysakseli
roll axis	kallistusakseli
yaw axis	kääntymisakseli
ylisoninen lentonopeus	lentokoneen suhteellinen nopeus yli äänen nopeuden

1 JOHDANTO

Tämän opinnäytetyön tarkoituksena oli tutustua ilma-alusten pituusvakavuuteen vaikuttaviin tekijöihin ja määrittää sopiva painopisteen sijainti prototyypiksi valmistetussa miehittämättömässä ilma-aluksessa. Opinnäytetyö tehtiin ilma-aluksia suunnittelevalle Lentola Logistics Oy:lle osana tuotekehitysprojektia.

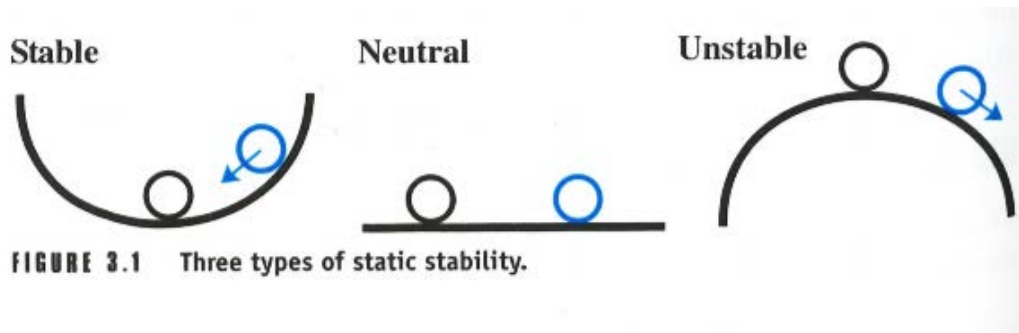
Tarve opinnäytetyön tekemiseen ilmeni testauksissa käytetyn aluksen huonojen lento-ominaisuuksien myötä. Ennen opinnäytetyön tekemistä painojakauman hallinnassa oli käytetty apuna tietokonesimulaattoria ja karkeita arvioita siipien nostovoiman jakautumisesta. Tarkempien tutkimusten myötä päästiin paremmin perille aluksen stabiliteetista ja saatujen tulosten myötä lento-ominaisuudet paranivat selkeästi.

Opinnäytetyössä tutustutaan aluksi lentokoneen aerodynamiikkaan ja sen pituusvakavuuteen vaikuttaviin tekijöihin. Tämän jälkeen esitellään lyhyesti suunniteltavan prototyypin toimintaperiaatetta. Prototyypin tarkemmat tekniset tiedot ovat luottamuksellisia, joten niitä ei avata opinnäytetyön julkisessa osassa. Opinnäytetyön lopussa määritetään aluksen painopisteen sijainti ensin laskennallisesti, teoriatietoon pohjautuen, jonka jälkeen esitellään käytännön testeissä saatuja tuloksia.

2 LENTOKONEEN STABILITEETTI JA OHJAUS

Stabiliteetilla tarkoitetaan lentokoneen pyrkimystä palata edelliseen asemaansa, mikäli siihen on vaikuttanut jokin ulkoinen häiriö, kuten tuulenpuuska tai turbulenssi. Stabiliteettia ei tule sekoittaa tasapainoon. Lentokone on tasapainossa silloin, kun siihen vaikuttava nettovääntömomentti on nolla. Esimerkkinä tällaisesta tasapainotilanteesta on suoraviivainen lento. (Anderson & Eberhardt 2010, 85-86)

Puhuttaessa staattisesta stabiliteetista, voidaan se jakaa kolmeen eri tyyppiin. Näitä ovat staattisesti vakaa, epävakaa ja neutraali. Kuvassa 1 on havainnollistettu kolme eri tyyppistä staattista stabiliteettia palloesimerkin avulla. (Anderson & Eberhardt 2010, 85-86)

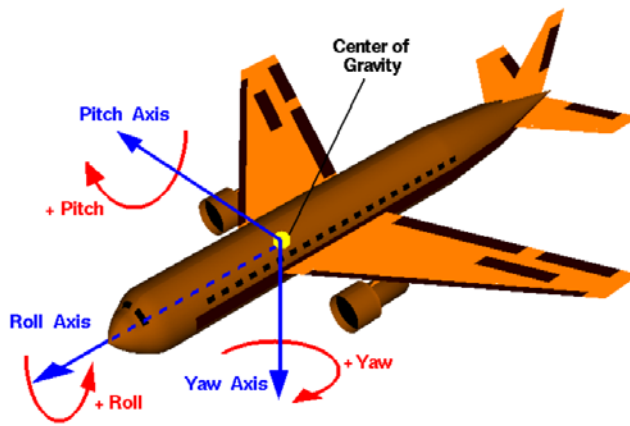


KUVA 1. Kolme staattisen stabiliteetin tyyppiä (Anderson & Eberhardt 2010, 86)

Pallo kulhon sisällä havainnollistaa vakaata systeemiä. Kun palloa poikkeutetaan asemastaan, se pyrkii palaamaan alkuperäiseen tilaansa. Kulhon seinämien jyrkkyyden kasvattaminen vastaa stabiliteetin kasvattamista. Epävakaa tilanteessa kulho on käännetty ympäri. Mikäli palloa siirretään kulhon keskipisteestä se jatkaa liikettään pois päin. Pallo pöydällä taas vastaa neutraalia tilannetta. Kun palloa liikutetaan, se pyrkii pysymään uudessa asemassaan. (Anderson & Eberhardt 2010, 86)

2.1 Pitkittäissuuntainen stabiliteetti ja tasapaino

Painopisteen hallinnan ja lentokoneen ohjattavuuden kannalta tärkeää on keskittyä tutki-
maan aluksen pituussuuntaista stabiliteettia. Eri pyörimisakselien mukaisia kiertosuun-
tia on havainnollistettu kuvan 2 avulla.



KUVA 2. Lentokoneen kääntymisakselit (NASA)

Kolmen eri akselin asennoissa pätee niin kutsuttu oikean käden sääntö. Pitch kuvaa kääntymistä lentokoneen poikkiakselin suhteen (nyökkääminen), yaw pystyakselin suhteen (kääntyminen) ja roll pituusakselin suhteen (kallistuminen). Kääntymisakselien origo sijoittuu lentokoneen painopisteeseen. Tarkastellessa lentokoneen pituusvakavuutta kallistumis- ja kääntymisakselit pysyvät paikoillaan. (NASA)

Pituussuuntainen stabiileetti kuvaa lentokoneen pyrkimystä palata tiettyyn pitch – suuntaiseen kallistuskulmaan sen muutettua asemaansa jonkin häiriön vuoksi. Lentokoneen ollessa täysin tasapainossa, se ei pyri kiertämään minkään edellä mainitun akselin suhteen. (Anderson & Eberhardt 2010, 86-87) Jotta tasapainotilanne voitaisiin saavuttaa, tulee kiinnittää huomiota siihen vaikuttaviin tekijöihin, joita esitellään seuraavaksi.

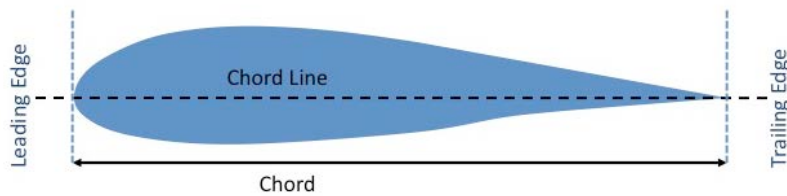
2.2 Painopiste

Lentokoneen painopiste on kuvitteellinen piste, josta ripustamalla lentokone on tasapainossa. Se on siis piste, johon koko lentokoneen painovoiman oletetaan keskittyvän. Homogeenisessä gravitaatiokentässä kappaleen painopiste on sama asia kuin sen massakeskipiste ja usein nimitystä käytetään tarkoittaen samaa asiaa. Kuten kuvasta 2 nähdään, lentokoneen pyörimisakselit sijoittuvat painopisteen kohdalle. Lentokone, kuten mikä tahansa muukin vapaasti gravitaatiokentässä liikkuva kappale pyörii siis painopisteensä ympäri. (Saarnio 2015, 1-3)

Painopisteen tulee sijaita tietyllä alueella, jotta lento olisi turvallista ja ylipäätään mahdollista. Sekä sivuttais- että pitkittäissuuntainen tasapaino ovat tärkeitä, mutta ensisijaisesti keskitytään pitkittäissuuntaiseen tasapainoon. (SKYbrary 2017)

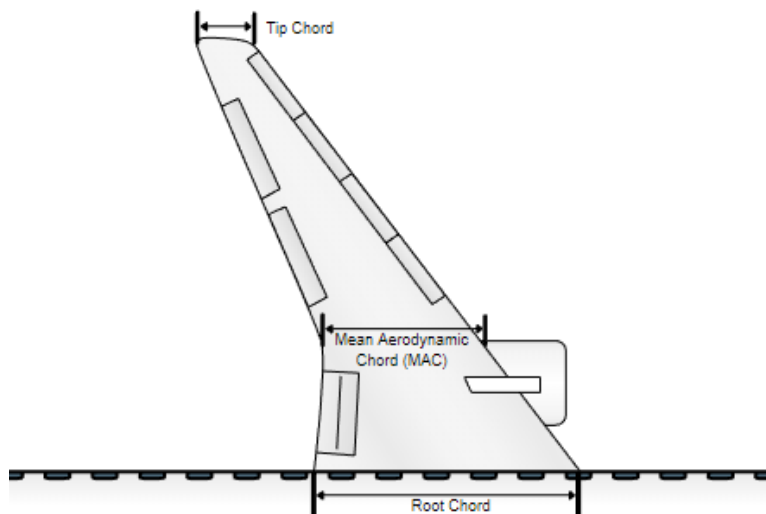
2.3 Aerodynaaminen keskijänne (MAC)

Siiven aerodynaaminen keskijänne, josta käytetään myös lyhennettä MAC (Mean Aerodynamic Chord), tarkoittaa siipiprofiilin tietyllä tapaa laskettua keskimääräistä jännettä. Siipiprofiilin jänne (chord), on suora, normaalin ilmvirtauksen suuntainen mitta siiven etureunalta sen jättöreunalle (kuva 3). (SKYbrary 2017)



KUVA 3. Siipiprofiilin jänne (SKYbrary 2017)

Muodoiltaan suorissa siivissä keskijänne on sama kuin siiven jänne joka kohdassa. Useimmissa lentokoneissa siipi on kuitenkin kärkeä kohti kapeneva tai jänteen pituus vaihtelee muuten, jolloin lasketaan jänteen keskimääräinen pituus (kuva 4). (SKYbrary 2017)



KUVA 4. Aerodynaaminen keskijänne MAC (Antilived 2006)

Keskijänteen mittaa käytetään lentokoneissa määrittäessä painopisteen sijaintia ja sille asetettuja rajoja. Painopisteen sijainti ilmoitetaan tuolloin prosenttiosuutena keskijänteestä.

Siiven keskijänteen pituus ja sijainti voidaan laskea matemaattisesti, kun siiven mitat ovat tiedossa. Kaikki tässä kappaleessa esitetyt kaavat (1-7) on lainattu Tomáš Vogeltanzin työstä ” Application for Calculation of Mean Aerodynamic Chord of Arbitrary Wing Planform”. Lähdeviittaus on myös luvun lopussa.

Siipiprofiilin keskijänteen pituus voidaan laskea kaavalla 1, jossa S on siiven pinta-ala, b siipiväli, y koordinaatti siipivälillä ja c jänteen pituus kohdassa y .

$$MAC = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{b/2} c^2 dy \quad (1)$$

Usein siipi on muodoltaan kapeneva tai viistetty. Linearisesti kapenevalle siivelle pätee myös kaava 2, jossa λ on siiven trapetsisuus, c_r siiven tyvijänne ja c_t siiven kärkijänne.

$$MAC = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (2)$$

Kaavassa 2 esitetty siiven trapetsisuus λ on siiven tyvijänteen ja kärkijänteen välinen suhdeluku, joka lasketaan kaavan 3 mukaisesti.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3)$$

Keskijänteen sijainti voidaan osoittaa sekä pituus – että sivusuunnassa. Mitta keskilinjasta, eli useimmissa tapauksissa aiemmin mainitulla y -akselilla, voidaan laskea kaavalla 4, jossa y_r on y -koordinaatti siiven tyvijänteelle.

$$y_{MAC} = y_r + \frac{b}{2} \cdot \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{3 + 3 \cdot \lambda} \quad (4)$$

Keskijänteen etureunan sijainti x -akselilla, eli lentokoneen rungon pituussuunnassa voidaan laskea kaavalla 5, jossa x_r on siiven tyven etureunan koordinaatti ja x_t siiven kärjen etureunan koordinaatti.

$$x_{MACLE} = x_r + (x_t - x_r) \cdot \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{3 + 3 \cdot \lambda} \quad (5)$$

Näin ollen keskijänteen x -ja y -suuntaiset koordinaatit voidaan esittää kaavan 6 avulla.

$$(x_{MAC}, y_{MAC}) = (x_{MACLE} + 0,25 \cdot MAC, y_{MAC}) \quad (6)$$

Joissain tapauksissa siipi koostuu useammasta erillisestä osasta, joilla on eri kapenevuus. Kun tiedetään jokaisen erillisen siipipalasan keskijänne erikseen, voidaan koko siiven keskijänne laskea integroimalla kaavan 7 mukaisesti.

$$MAC = \frac{\sum_{i=1}^n MAC_i \cdot S_i}{\sum_{i=1}^n S_i} = \frac{MAC_1 \cdot S_1 + MAC_2 \cdot S_2 + MAC_3 \cdot S_3 + \dots + MAC_n \cdot S_n}{S_1 + S_2 + S_3 + \dots + S_n} \quad (7)$$

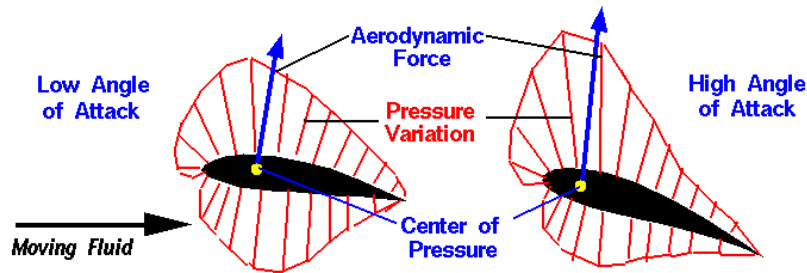
Kaavaa 7 voidaan hyödyntää myös, kun määritetään useasta palasta koostuvan siiven keskijänteen sijaintia x – ja y -akseleilla. Tällöin MAC tilalle sijoitetaan vastaavasti joko yksittäisen siivenosan y_{MAC} tai x_{MACLE} . (Vogeltanz 2016, 2-3)

2.4 Painekeskiö ja aerodynaaminen keskiö

Lentäessä voidaan kuvitella lentokoneen siiven olevan paikoillaan, sen kohdatessa ilmapvirtauksen jolla on tietty nopeus. Nostovoimaa tuottava siipi kohdistaa Newtonin 2. lain mukaisesti ilmassaan voimaa ja pakottaa sitä kääntymään paikallisesti alaviistoon. Newtonin 3. lain eli reaktioperiaatteen mukaan voimalla on oltava vastavoima, joka tässä tapauksessa on lentokoneen nostovoima. (Laine, Hoffren & Renko 2006, 58)

Nostovoiman vaikuttaessa, ilmanpaine siiven yläpuolella on keskimäärin pienempi kuin siiven alapuolella. Bernoullin lain mukaisesti ilman nopeus on vastaavasti yläpuolella suurempi kuin alapuolella, joka on seurausta virtauksen kääntymisestä alaspäin. (Laine

ym. 2006, 59) Nopeus pintojen eri kohdissa ei ole myöskään sama kaikkialla vaan vaihtelee. Nopeuden vaihtelu aiheuttaa taas painevaihteluita, kuten kuvassa 5 on esitetty punaisin viivoin. Viivan pituus on verrannollinen vaikuttavan paineen suuruuteen. Pistettä (kuvassa 5 keltaisella), johon painevaihtelu keskittyy, kutsutaan painekeskiseksi (center of pressure). (Hall 2015)



KUVA 5. Siiven painejakauma ja painekeskio (Hall 2015)

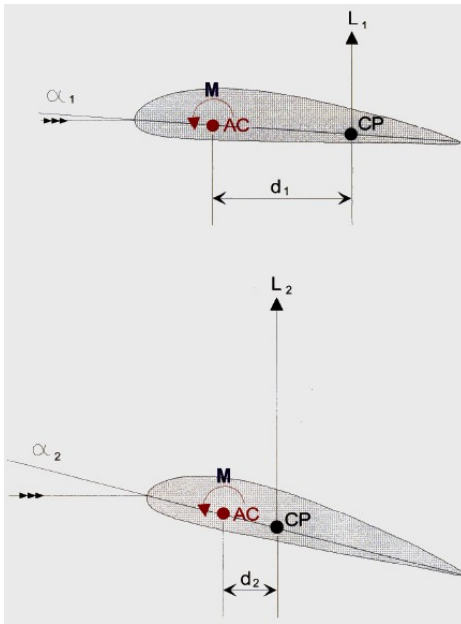
Painekeskion määrittäminen on melko monimutkainen ja hankala prosessi, sillä laskentaa varten tulee tietää paineen suuruus siiven joka kohdassa. Painekeskion sijainti ei ole myöskään vakio joka tilanteessa vaan se vaihtelee siiven kohtauskulman muuttuessa. Kuten kuvasta 5 nähdään, kohtauskulmaa kasvattaessa painevaihtelu on erilainen ja painekeskio siirtyy kohti siiven etureunaa. (Hall 2015)

Mikäli paineen suuruus siiven eri kohdissa tiedetään, voidaan painekeskion (cp) sijainti laskea integroimalla kaavan 8 avulla

$$cp = \frac{\int x \cdot p(x) dx}{\int p(x) dx} \quad (8)$$

jossa p on paineen suuruus siiven poikkijänteen suunnassa kohdassa x . (Hall 2015)

Siiven kehittämä nostovoima, joka on esitetty kuvassa 6 suurena L_l , vaikuttaa painekeskion kautta. Nostovoiman vaikutuksesta syntyy siipeä kiertävä voima, jota kutsutaan pituuskallistusmomentiksi M . Kohtauskulman ollessa positiivinen, momentti pyrkii painamaan lentokoneen nokkaa alaspäin. Pistettä, jossa pituuskallistusmomentti pysyy muuttumattomana, riippumatta kohtauskulmasta, kutsutaan taas aerodynaamiseksi keskiökseksi. (Kuosmanen 2018, 66-67)



KUVA 6. Aerodynaaminen keskiö AC (Aviation StackExchange 2015)

Lennettäessä alisoonisessa alueessa aerodynaamisen keskiön paikka ei siis muutu kohtauskulman muutoksista huolimatta, toisin kuin painekeskiön. Tämän vuoksi on selkeämpää käyttää aerodynaamista keskiötä apuna pituusvakavuuteen liittyvissä analyyseissä. Aerodynaamisen keskiön paikka ilmaistaan yleensä aerodynaamisen keskijänteen avulla. Tällöin ilmoitetaan prosenttilukuna kuinka kaukana aerodynaaminen keskiö keskijänteen etureunasta mitattuna. Symmetrisillä siipiprofileilla alisoonisessa nopeusalueessa aerodynaamisen keskiön sijainti on 25 % keskijänteen etureunasta. Siirryttäessä alisoonisesta ylisooniseen alueeseen keskiö siirtyy taaksepäin ja on erittäin pitkällä suoralla siivellä keskijänteen puolivälissä. (Laine ym. 2006, 2017)

2.5 Siipirunkoyhdistelmä

Tarkasteltaessa koko lentokoneen pituusvakavuutta, tulee siiven aerodynamiikkaan lisätä rungon ja mahdollisen korkeusvakaajan vaikutukset. Siiven ja rungon ollessa kiinteästi yhdistettynä muuttavat ne toistensa aerodynaamisia ominaisuuksia.

Siipi voidaan kiinnittää rungon korkeussuunnassa katsottuna eri kohtiin. Mikäli siipi on rungon keskellä, puhutaan keskitasosta (mid wing), alaosaan kiinnitetyn siiven tapauksessa puhutaan alatasosta (low wing), ja yläosaan vastaavasti ylätasosta (high wing). (Laine ym. 2006, 150)

Siipi tuottaa rungolle nostovoimaa. Tämä nostovoima on jonkin verran pienempi kuin rungon sisälle jäävän kuvitellun siiven nostovoima olisi. Mikäli siipi on keskitaso, runko lisää siiven nostovoimaa sen tyvessä, johtuen runkoa kiertävästä poikittaisvirtauksesta. Ala – ja ylätasolla rungon vaikutus siiven nostovoimaan jää keskitasoa pienemmäksi. Runko vaikuttaa myös lentokoneen V – kulmavakavuuteen. (Laine ym. 2006, 150)

Siipi vaikuttaa myös runkoon lisäten nokkaa ylöspäin kääntävää pituusmomenttia. Kun siivellä on nostovoimaa, kääntää se virtausta rungon etuosassa ylöspäin ja takaosassa alaspäin. Näin ollen siiven edessä rungolle syntyy lisää nostovoimaa ja takana alaspäin vaikuttavaa voimaa, jotka yhdessä pyrkivät kääntämään nokkaa ylöspäin. (Laine ym. 2006, 150)

Edellä mainittujen tekijöiden vuoksi siipirunkoyhdistelmässä aerodynaaminen keskiö on pelkän siiven aerodynaamisen keskiön etupuolella. Keskiöiden välinen etäisyys on yleensä muutamia prosentteja siiven keskijänteestä. (Laine ym. 2006, 218) Mahdollinen korkeusvakaaja taas siirtää koko lentokoneen aerodynaamista keskiötä siipirunkoyhdistelmän keskiön taakse.

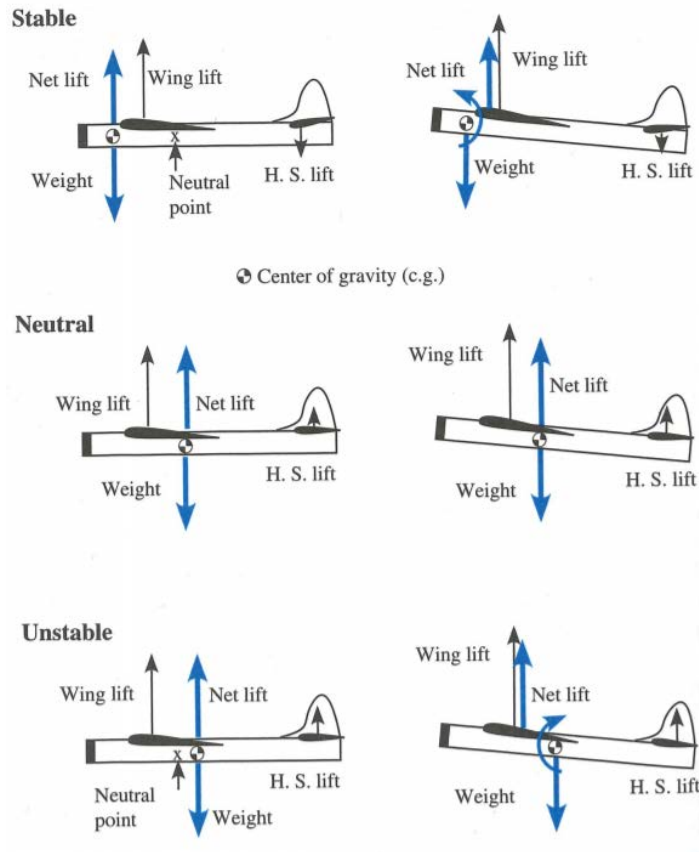
2.6 Neutraalipiste

Neutraalipisteeksi kutsutaan pistettä, jossa koko lentokoneen aerodynaaminen keskiö sijaitsee. Se on myös piste, joka määrittää, missä painopiste voi taimpana olla. Jos lentokoneen painopiste sijaitsee neutraalipisteessä, on tasapanotilanne myös pisteeseen viitaten neutraali. Mikäli painopiste siirtyy neutraalipisteen taakse, muuttuu lentokone epävakaksi. Stabiliateetin vuoksi painopiste pyritään saamaan sopivan etäisyyden päähän neutraalipisteen eteen. Lentokoneen neutraalipiste voidaan määrittää laskennallisesti, lentokokeilla tai tuulitunnelikokeilla. (Laine ym. 2006, 225-227)

Neutraalipisteen ja painopisteen välistä etäisyyttä kutsutaan staattiseksi marginaaliksi. Mitä suurempi staattinen marginaali on, sitä vakaampi lentokone on. Staattinen marginaali ei saa kasvaa kuitenkaan liian suureksi, sillä muuten ohjauksesta tulee liian raskas. (Laine ym. 2006, 226)

2.7 Painopisteen sijainnin vaikutus

Kuvassa 7 on havainnollistettu yksinkertaisen lennokin avulla painopisteen paikan vaikutuksia lentokoneen stabiileettiin. Tarkastellaan ensimmäisenä tilannetta, jossa lentokone on staattisesti vakaa (stable).



KUVA 7. Painopisteen vaikutus lentokoneen stabiileettiin (Anderson & Eberhardt 2010, 88)

Staattisesti vakaassa lentokoneessa painopiste sijaitsee neutraalipisteen edessä. Kuvan 7 esimerkissä ylimmässä tilanteessa painopiste onkin sijoitettu kauas neutraalipisteen eteen. Siiven tuottama nostovoima aiheuttaa painopisteen kautta vaikuttavan momentin, joka pyrkii painamaan lentokoneen nokkaa alaspäin. Jotta lentokone saataisiin tasapainotettua, tuotetaan korkeusvakaajalla alaspäin vaikuttava voima, muuttamalla sen kohtauskulmaa. Korkeusvakaajan ollessa kaukana takana sillä on pitkä vipuvarsi, jolloin voiman ei tarvitse olla suuri. Korkeusvakaajan voimaksi riittää yleensä alle 10 % siiven tuottaman nostovoiman suuruudesta. Vastakkaiseen suuntaan vaikuttavan voiman vaikutuksesta

koko lentokoneen nettonostovoima siirtyy painopisteen kohdalle, jolloin nettovääntömomentti on nolla. Näin ollen lentokone on tasapainotilassa. (Anderson & Eberhardt 2010, 87)

Korkeusvakaajalla tuotettava voima voi olla myös suunnaltaan positiivinen vaikka lentokone olisikin edelleen stabiileetiltaan vakaa. Tällainen tilanne syntyy, jos painopiste sijaitsee neutraalipisteen edessä, mutta siipirunkoyhdistelmän aerodynaamisen keskiön takana. (Laine ym. 2006, 228)

Kuvan 7 oikeanpuoleisessa tilanteessa lentokonetta on poikkeutettu sen trimmaussäädöstä kasvattamalla kohtauskulmaa. Tämä voi olla todellisessa lentotilanteessa seurausta esimerkiksi kovasta tuulenpuuskasta. Kohtauskulmaan kasvaessa siiven nostovoima kasvaa, kun taas korkeusvakaajan alaspäin vaikuttava voima heikkenee. Tällöin nettonostovoima siirtyy taaksepäin. Lentokone ei ole enää tasapainossa, mutta taaksepäin siirtyvä nostovoima aiheuttaa palauttavan nokka alas – momentin, jolloin lentokone pyrkii luonnostaan palautumaan takaisin trimmattuun asentoonsa. Painopisteen maksimietäisyyteen neutraalipisteestä vaikuttaa olennaisesti korkeusperäsimen teho, eli kyky vakauttaa lentokone syöksystä. (Anderson & Eberhardt 2010, 88-89)

Keskimmäisessä tilanteessa lentokoneen painopiste sijaitsee täsmälleen neutraalipisteessä. Siiven tuottama nostovoima pyrkii nostamaan keulaa, joka tasapainotetaan korkeusperäsimellä tuotettavalla positiivisella nostovoimalla. Lentokoneen nettonostovoima sijaitsee neutraalipisteessä eli koko koneen aerodynaamisessa keskiössä. Nettonostovoimalla ei ole tällöin vipuvartta painopisteen suhteen, jolloin se ei vaikuta lentokoneen pituusmomenttiin.

Kun tällä tavoin kuormattua lentokonetta poikkeutetaan kasvattamalla kohtauskulmaa kasvavat siiven ja korkeusperäsimen tuottamat voimat tasapainossa, nettonostovoiman pysyessä paikoillaan neutraalipisteessä. Ilman palauttavaa momenttia neutraali lentokone jatkaisi ilman ohjausta tässä lentotilassa eteenpäin. Tästä johtuen ulkoisia voimia tulisi lentäessä pystyä korjaamaan jatkuvasti, mikä tekee lennosta hyvin hankalaa ja vaatien vähintään ohjaustietokoneen. Lentokone ei näin ollen ole enää staattisesti vakaa. (Anderson & Eberhardt 2010, 89)

Kuvan 7 alimmassa esimerkissä painopiste sijaitsee neutraalipisteen takana. Vaakasuo-
raan lennettäessä siiven nostovoiman tuottama nokka ylös – momentti korjataan korkeus-
peräsimen positiivisella nostovoimalla. Kohtauskulman kasvaessa siiven nostovoima
kasvaa korkeusperäsimen nostovoimaa nopeammin, johtuen korkeusperäsimen heikom-
masta tehokkuudesta ja siipien alas taittamasta virtauksesta. Nostovoiman kasvaminen
siivessä tehostaa lentokoneen keulaa nostattavaa kiertoliikettä. Lentokone on staattisesti
epävakaa eikä ole ohjattavissa. (Anderson & Eberhardt 2010, 89)

3 PROTOTYYPPI

Suunniteltava prototyyppi on kauko-ohjattava miehittämätön ilma-alus, joka kykenee vaakalennon lisäksi nousemaan ja laskeutumaan pystysuoraan. Aluksen on tarkoitus myös pystyä kuljettamaan hyötykuormaa ja pudottamaan lastia haluttuun kohteeseen mahdollisimman tarkasti. Prototyyppi on suunniteltu alusta asti Lentola Logistics Oy:n toimesta vastaamaan sille asetettuja toimintavaatimuksia. Rungon ja siipien rakenneratkaisut on toteutettu kompromissina ajatellen parasta toimivuutta sekä pystyleijunnassa, että vaakalennossa. Lisäksi mittoihin on vaikuttanut saatavien kaupallisten osien, kuten erityisesti akkujen, ja halutun rahtitilan koko.

Tuotekehityksen ollessa vasta alkuvaiheessa ilma-aluksen tarkkoja teknisiä ominaisuuksia ei kuvailla julkisesti. Ilma-aluksen strategiset mitat esitetään opinnäytetyön liitteissä. Liitteessä 1 on esitetty tietokonemallinnus prototyypistä.

Prototyypin toiminta voidaan siis jakaa kahteen eri lentotilaan, joita ovat pystyleijunta ja vaakalento. Lisäksi prototyypillä tulee hallita siirtymät pystylennosta vaakalentoon sekä päinvastoin.

Eri lentotiloissa aluksen optimaalisen painopisteen sijainti eroaa toisistaan. Pystyleijunnassa paras vakavuus saavutetaan, kun painopiste on mahdollisimman alhaalla potkurilinjaan nähden. Vaakalennossa painopisteen tulee taas sijaita perinteisten lentokoneiden tapaan sille määritellyllä alueella, jotta paras vakavuus saavutetaan. Tässä opinnäytetyössä keskitytään tutkimaan painopisteen sijainnin vaikutuksia yksinomaan vaakalennossa.

Ilma-aluksen aerodynaamisen keskiön paikka pyritään aluksi määrittämään mahdollisimman tarkasti laskennallisin keinoin. Tämän jälkeen painopiste sijoitetaan mahdollisimman edulliseen paikkaan aerodynaamiseen keskiöön nähden, tukeutuen lentämisen teorian lähteisiin. Todellinen vaikutus ilma-aluksen käyttäytymiseen vaakalennossa todennetaan lennätystestien avulla.

Manuaalisen käsiohjauksen tukena aluksen ohjaamisessa käytetään kaupallista Pixhawk autopilotti -järjestelmää. Pixhawk hoitaa aluksen vakautuksen trimmattuun asentoon lennättäjän antaessa ohjaukset halutulle pitch/yaw/roll – suunnalle ja moottorien pyörittänopeudelle. Tietokoneohjattu vakautus tekee lennättämisestä huomattavasti helpompaa niin vaakalennossa, kuin erityisesti pystyleijunnassa, jossa ohjausliikkeiden tulee olla erittäin nopeita. Prototyypistä ei pyritä tekemään tässä vaiheessa vielä niin vakaata, että se olisi helposti täysin manuaalisesti ohjattavissa, vaan toimivaa autopilotin avustuksella. Myöhemmässä vaiheessa aluksella tulee pystyä suorittamaan täysin automaattisia lentoja.

4 MAC LASKENTA

Painopisteen sijainnin määrittäminen aloitetaan siiven keskijänteen laskennalla. Laskentaan tarvitaan siiven mitat, jotka on esitetty siipikuvassa, liitteessä 2. Prototyypissä ei ole erillistä korkeusvakaajaa, vaan korkeusperäsimenä toimivat ohjauspinnat ovat varsinaisen siiven jatkeena. Siiven aerodynaamisen keskiön laskennassa ohjauspinnat kuvitellaan siiven jatkeeksi niiden ollessa suorassa. Ohjauspintojen liikuttaminen siirtää siiven tuotaman nostovoiman keskiötä sen rungon pituussuunnassa.

Siiven mitat otettiin rakennetusta siivestä, käyttäen apuna rullamittaa. Siiven materiaalin ja valmistustoleranssien vuoksi mittaamisessa päästiin 1 cm tarkkuuteen. Lopullisen painopisteen määrittämisen epätarkkuuden vuoksi tämä mittaustarkkuus todettiin riittäväksi.

Siipi koostuu paloista, joilla on eri kapenevuus, joten se on jaettu laskentaa varten neljään eri osaan (1-4) (liite 2). Osat 1 ja 3 ovat suorina, joten niissä keskijänne on sama kuin jänteen pituus. Osissa 2 ja 3 taas on kapenevuutta, joten määritellään niille aluksi trapetsisuuskerroin sijoittamalla mitat kaavaan 3. Laskuesimerkeissä on esitetty osan 2 laskenta, osassa 3 on sovellettu samoja laskukaavoja.

$$\lambda_2 = \frac{55 \text{ cm}}{111 \text{ cm}} = 0,495 \dots \quad (9)$$

Kun trapetsisuuskerroin on laskettu, voidaan kunkin siivenosan keskijänne laskea sijoittamalla tiedetyt arvot kaavaan 2.

$$MAC_2 = \frac{2}{3} \cdot 111 \text{ cm} \cdot \left(\frac{1 + 0,545 + 0,545^2}{1 + 0,545} \right) = 86,148 \dots \approx 86 \text{ cm} \quad (10)$$

Koko siiven keskijänne saadaan sijoittamalla eri osien keskijänteiden pituudet kaavaan 7. Lisäksi kaavaan on sijoitettu kunkin osan pinta-ala, jotka saadaan laskettua siiven mittojen perusteella.

$$\begin{aligned}
 MAC & & (11) \\
 &= \frac{111 \text{ cm} \cdot 1554 \text{ cm}^2 + 86,1 \text{ cm} \cdot 2145 \text{ cm}^2 + 43,7 \text{ cm} \cdot 1275 \text{ cm}^2 + 30 \text{ cm} \cdot 1050 \text{ cm}^2}{1554 \text{ cm}^2 + 2145 \text{ cm}^2 + 1275 \text{ cm}^2 + 1050 \text{ cm}^2} \\
 &= 73,793 \dots \approx 74 \text{ cm}
 \end{aligned}$$

Koko siiven keskijänteen pituudeksi saadaan noin 74 cm.

Keskijänteen sijainti sivusuunnassa rungon keskilinjasta saadaan laskemalla kaavan 4 avulla. Tällöin lasketaan arvo y_{MAC} jokaiselle siipipalalle erikseen.

$$y_{MAC_1} = 12 \text{ cm} + \frac{14}{2} \cdot \frac{1 + 2 \cdot 1}{3 + 3 \cdot 1} = 15,5 \text{ cm} \quad (12)$$

Kun kaikkien siipipalojen y_{MAC} on laskettu, sijoitetaan ne kaavaan 7 muuttujan MAC tilalle.

$$\begin{aligned}
 y_{MAC} & & (13) \\
 &= \frac{15,5 \text{ cm} \cdot 1554 \text{ cm}^2 + 31,7 \text{ cm} \cdot 2145 \text{ cm}^2 + 55,1 \text{ cm} \cdot 1275 \text{ cm}^2 + 85,5 \text{ cm} \cdot 1050 \text{ cm}^2}{1554 \text{ cm}^2 + 2145 \text{ cm}^2 + 1275 \text{ cm}^2 + 1050 \text{ cm}^2} \\
 &= 41,887 \dots \approx 42 \text{ cm}
 \end{aligned}$$

Keskijänne sijaitsee noin 42 cm päässä rungon pitkittäissuuntaiselta keskiakselilta.

Siiven etureunan ollessa suora, voidaan sitä käyttää helposti mittauspisteenä painopisteen etäisyyden määrittämisessä. Näin ollen keskijänteen etureunan pituussuuntaista x-koordinaattia ei ole tarpeellista laskea.

5 PAINOPISTEEN SJOITTAMINEN

Kun siiven keskijänteen pituus on tiedossa, saadaan selville siiven aerodynaamisen keskiön sijainti. Siiven aerodynaaminen keskiö sijaitsee noin 25 % keskijänteen etureunasta mitattuna.

$$x_{AC} = 0,25 \cdot MAC = 0,25 \cdot 73,793 \text{ cm} = 18,448 \text{ cm} \approx 18 \text{ cm} \quad (14)$$

Prototyypin siivellä aerodynaaminen keskiö sijaitsee siis likimain 18 cm päässä siiven etureunasta. Siivet on kiinnitetty rungon keskitasoon. Viitaten teoriaan, on siipirunkoyhdistelmässä aerodynaaminen keskiö muutama prosentti keskijänteestä laskettuna siiven keskiötä edellä. Erillinen kiinteä korkeusvakaaja aluksen perässä tuo tavanomaisissa lentokoneissa koko koneen aerodynaamista keskiötä niiden siipien keskiöön nähden taaksepäin. Korkeusperäsimet ovat prototyypissä suoraan siiven jatkeina, joten niiden vaikutus sisällytettiin siiven aerodynaamisen keskiön laskentaan.

Runkojen ollessa erilaisia ja siipirunkoyhdistelmien aerodynaamiset ominaisuudet monimutkaisia tyydytään arvioon muutaman prosentin vaikutuksesta siipirunkoyhdistelmän aerodynaamisen keskiön siirtymässä. 4% siirtymä tarkoittaisi sitä, että koko aerodynaaminen keskiö sijaitsisi noin 15,5 cm päässä siiven etureunasta.

Tarkkaa sijaintia aluksen neutraalipisteelle ei laskennallisesti voitu määrittää vaan tähän tarvittiin oikeata lentotestiä. Jotta staattinen marginaali ei kasvaisi liian suureksi, päätettiin painopiste sijoittaa 14 cm päähän siiven etureunasta.

6 TESTAUS

Kun laskenta oli suoritettu, voitiin saatuja tuloksia testata käytännössä. Lennätyksessä painopiste sijoitettiin rungon pituussuunnassa 14 cm päähän siiven etureunasta ja leveys-suunnassa rungon keskiakselille.

Lennätyksessä aiempiin testeihin pohjaten kriittisin vaihe on siirtymä pystyleijunnasta vaakalentoon. Vaakalentoon päästyä on voitu tarkkailla aluksen käyttäytymistä ja reagointia annettuihin ohjauuskäskyihin.

Mikäli alus on ollut aivan liian takapainoinen, on keula noussut saman tien ylös, johtaen sakkaustilanteeseen ja ohjauksen menetykseen. Lähellä neutraalipistettä aluksen ohjaaminen on ollut edelleen hankalaa ja tällöin alus on erittäin häiriöherkkä. Liian etupainoisella aluksella ohjauksesta tulee taas liian raskas tai jopa mahdoton korjata liian vähäisen ohjausvoiman vuoksi.

Lennätystestissä aluksen siirtymä vaakalento onnistui hyvin. Vaakalennossa lento oli aiemmilla aluksilla tehtyihin testeihin nähden vakaampaa ja pitch-suunnassa alus reagoi hyvin korjausliikkeisiin. Heikon näkyvyyden vuoksi lennon seuraaminen maasta käsin oli hankalaa, mutta käyttäytymistä voitiin havainnoida tämän lisäksi alukseen asennettujen kameroiden videotallenteiden perusteella. Tärkein testauksesta saatu havainto oli kuitenkin se, että alus oli ohjattavissa, ja etenkin pituusvakavuus oli lentämiseen riittävä.

7 POHDINTA

Miehittämättömien ilma-alusten testilennätyksissä ohjausvirhe tai aluksen huonot lento-ominaisuudet johtavat usein aluksen putoamiseen maahan ja näin ollen hajoamiseen. Tämä luo haasteita tuotekehitykseen, sillä aluksen korjaaminen ja uudelleen rakentaminen tulee ensinnäkin kalliiksi ja vie myös paljon aikaa. Tarve aluksen painojakauman ja staattisen stabiiliteetin tarkempaan tutkimiseen tuli juuri tästä syystä.

Ensimmäisissä lennätystesteissä aluksen painopisteen sijoittamisessa oltiin käytetty apuna X-Plane – lentosimulaattoria, johon on mahdollista mallintaa suoraan oma lentokonetyyppi. Simuloinnilla saadut tulokset eivät kuitenkaan vastanneet todellisuutta, sillä niiden perusteella valittu painopisteen sijainti ei ollut oikeassa lennossa optimaalinen. Tämän lisäksi painopisteen sijoittamisessa käytettiin karkeaa arviointia ilman tarkempaa pohjatietoa, jonka vuoksi lento-ominaisuudet eivät olleet riittävän hyvät. Tämä oli osasy siihen, että prototyypeillä ei oltu saavutettu riittävän hyviä lentoja.

Kaikkien tehtyjen lennätyksien perusteella on kuitenkin saatu käsitystä siitä, miten painopisteen sijoittaminen vaikuttaa todellisuudessa lentokoneen käyttäytymiseen ja stabiiliteettiin. Kaikissa lennätyksissä ei ole käytetty samaa runkoa ja siipiprofiilia, kuin tämän opinnäytetyön yhteydessä testatussa aluksessa oli, mutta painopisteen sijainnin vaikutukset olivat kussakin alustyyppissä havaittavissa, etenkin kun aihetta tuli opinnäytetyön myötä opiskeltua. Tuotekehityksen tässä vaiheessa prototyypin lento-ominaisuuksissa ei haettu täydellisyyttä vaan ainoastaan riittävän luotettavaa suorituskykyä halutun lento-suorituksen saavuttamiseksi.

Opinnäytetyössä päästiin hyvin sille asetettuihin tavoitteisiin. Ymmärrys lentokoneiden aerodynamiikkaan ja stabiiliteettiin kasvoi merkittävästi, aiemman kokemuksen oltua lähes tulkoon olematonta. Opinnäytetyö edisti myös tuotekehitysprojektia prototyypin lento-ominaisuuksien parantumisen myötä. Saavutettu tietotaito on arvokasta, kun ajatellaan omaa ammatillista osaamista ja yrityksen tuotekehityksen jatkumista.

Opinnäytetyön menetelmää painopisteen määrittämisessä voidaan käyttää apuna minkä tahansa muunkin kiinteäsiipisen ilma-aluksen suunnittelussa. Tulee kuitenkin ottaa huo-

mioon, että laskenta on osittain melko suurpiirteistä ja aerodynamiikan monimutkaisuuden vuoksi ilman testausta joudutaan turvautumaan paljon yleistyksiin. Eri lentokonetyppejä on lukemattomia ja niiden aerodynamiikkaan vaikuttaa muotojen lisäksi mm. materiaalien pinnanlaatu ja useat muut tekijät. Lennätystesteissä painopiste osui heti hyvään paikkaan. Laskennan luotettavuuden arvioinnissa voitiin hyödyntää kokemusta aiemmista testeistä.

Prototyypin lennätystesteissä on aina olemassa aluksen putoamisen riski. Suunnittelussa erinomainen apu olisi tuulitunnelikokeet, joissa aluksen aerodynamiikkaa voitaisiin tutkia entistä tarkemmin ja turvallisesti. Tällaista mahdollisuutta kuitenkin ole saatavilla, joten ainoaksi vaihtoehdoksi jää nostaa alus ilmaan.

Lennon tarkempi tutkiminen vaatisi lisää erilaisia mittalaitteita ja tarkkaa lentodatan analysointia. Jatkokehityksenä ja aluksen optimoinnissa lentoa voisi analysoida paremmin mm. mittaamalla jatkuvaa tehontarvetta ja ohjausliikkeiden suuruutta eri painojakaumilla.

LÄHTEET

Anderson, D. & Eberhardt, S. 2010. Understanding Flight. 2. painos. USA: McGraw-Hill Companies.

Antilived. 2006. Chords on a swept-wing. Kuva.

https://commons.wikimedia.org/wiki/User:Antilived#/media/File:Aircraft_chord.svg

Aviation StackExchange. 2015. What is the difference between centre of pressure, aerodynamic centre and neutral point? Keskustelu. Kuva.

<https://aviation.stackexchange.com/questions/19388/what-is-the-difference-between-centre-of-pressure-aerodynamic-centre-and-neutra>

Hall, N. 2015. Center Of Pressure – cp. Nasa. Glenn Research Center. Luettu 24.09.2018

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/cp.html>

Kuosmanen, M. 2018. Aerodynamiikka - peruskäsitteet ja määritelmät. Kevytilmailukurssi 2018 luentomateriaali. Luettu 27.09.2018.

<http://auster.dyndns.info/UPL/Aerodynamiikka.pdf>

Laine, S., Hoffren, J. & Renko, K. 2006. Lentokoneen aerodynamiikka ja lentomekaniikka. Helsinki: WSOY Oppimateriaalit Oy.

NASA. Beginner's Guide to Aerodynamics. Aircraft Rotations. Body Axes. Opas. Luettu 13.09.2018

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/rotations.html>

Saarnio, P. 2015. Painopiste ja massakeskipiste. Diaesitys. Luettu 13.09.2018

<https://docplayer.fi/1059263-Painopiste-ja-massakeskipiste.html>

SKYbrary. 2017. Chord. Artikkel. Luettu 18.09.2018

<https://www.skybrary.aero/index.php/Chord>

SKYbrary. 2017. Mean Aerodynamic Chord (MAC). Artikkel. Luettu 18.09.2018

[https://www.skybrary.aero/index.php/Mean_Aerodynamic_Chord_\(MAC\)](https://www.skybrary.aero/index.php/Mean_Aerodynamic_Chord_(MAC))

SKYbrary. 2017. Theory of Flight. Centre of Gravity (CG). Artikkel. Luettu 13.09.2018

https://www.skybrary.aero/index.php/Centre_of_Gravity

Vogeltanz, T. 2016. Application for Calculation of Mean Aerodynamic Chord of Arbitrary Wing Planform. American Institute of Physics. Luettu 18.09.2018

https://publikace.k.utb.cz/bitstream/handle/10563/1006661/Fulltext_1006661.pdf?sequence=1&isAllowed=y

LIITTEET

Liite 1. Prototyyppi (salattu)

Liite 2. Siipi (salattu)