

**MAANPUOLUSTUSKORKEAKOULU**

**HYBRIDISIIVEN VAIKUTUS LENTOKONEEN AERODYNAMIIKKAAN JA  
SUORITUSKYKYYN**

Kandidaatintutkielma

Kadetti  
Juuso Laamanen

Kadettikurssi 96  
Ilmasotalinja

Huhtikuu 2012

## MAANPUOLUSTUSKORKEAKOULU

Kurssi	Linja
Kadettikurssi 96	Ilmasotalinja
Tekijä	
Kadetti Juuso Laamanen	
Tutkielman nimi	
<b>Hybridisiiven vaikutus lentokoneen aerodynamiikkaan ja suorituskykyyn</b>	
Oppiaine, johon työ liittyy Sotatekniikka	Säilytyspaikka Kurssikirjasto (MPKK:n kirjasto)
Aika Huhtikuu 2012	Tekstisivuja 28      Liitesivuja 7
<b>TIIVISTELMÄ</b>	
<p>Useissa nykähävittäjissä käytetään siipiratkaisuna hybridisiipeä. Hybridisiivellä tarkoitetaan tässä kandidaatin tutkielmassa siipiratkaisua, joka koostuu perinteisen mallisesta, johtoreunaltaan hieman nuolimuoioisesta ja jättöreunaltaan suorasta pääsiivestä sekä pääsiiven johtoreunan tyven laajennuksesta, LEX:stä. Tässä kandidaattitutkielmassa pyritään selvittämään, miksi nykähävittäjissä käytetään hybridisiipeä ja mikä sen vaikutus on lentokoneen aerodynamiikkaan ja sen kautta suorituskykyyn. Hybridisiipi mahdollistaa lentämisen normaalsiipeä suuremmalla kohtauskulmalla. Suuresta kohtauskulmasta johtuen hybridisiiven kanssa käytetään usein laippoja siiven johtoreunassa. Tutkielmassa pyritään selvittämään, miksi näin on ja mitä etuja sillä saavutetaan.</p> <p>Tutkimusmenetelmänä on julkisiin lähteisiin perustuva kvalitatiivinen kirjallisuustutkimus. Lähteinä on käytetty aerodynamiikan kirjallisuutta, lentokoneen suoritusarvoteoriaa käsitteleviä kirjoja ja Koelentokeskuksen materiaalia sekä NASA:n ja ulkomaisten korkeakoulujen tutkimuksia. Tutkielma on rajattu käsittelemään alisoonista nopeusaluetta. Lisäksi tutkielmasta on rajattu pois hybridisiiven vaikutus ilmanottoon ja vakavuuteen.</p> <p>Päätutkimuskysymys tässä tutkielmassa on: ”Miten hybridisiipi vaikuttaa lentokoneen suorituskykyyn?”</p> <p>Alatutkimuskysymyksinä ovat: ”Mitkä ovat hybridisiiven vaikutukset lentokoneen aerodynaamisiin ominaisuuksiin?” ja ”Miksi hybridisiiven kanssa käytetään laippoja siiven johtoreunassa?”</p> <p>Hybridisiipi vaikuttaa erityisesti lentokoneen nostovoimakertoimeen ja parantaa sen kautta kaartokykyä merkittävästi. LEX:n avulla nostovoimakertoimeen on mahdollista saada jopa 50 % kasvu. Kasvu huomataan erityisesti pienentyneenä corner speed:na, kaartosäteenä ja kaartoon kuluvana aikana sekä kasvaneena kulmanopeutena. Välilliset vaikutukset ovat lyhentyneet lentoonlähtö- ja laskumatkat, pienempi polttoaineen kulutus matkalennossa ja liu’ussa sekä parantunut nousukyky.</p>	
<b>AVAINSANAT</b>	
Ilmavoimat, aerodynamiikka, hybridisiipi, nostovoima, LEX, strake, vortex	

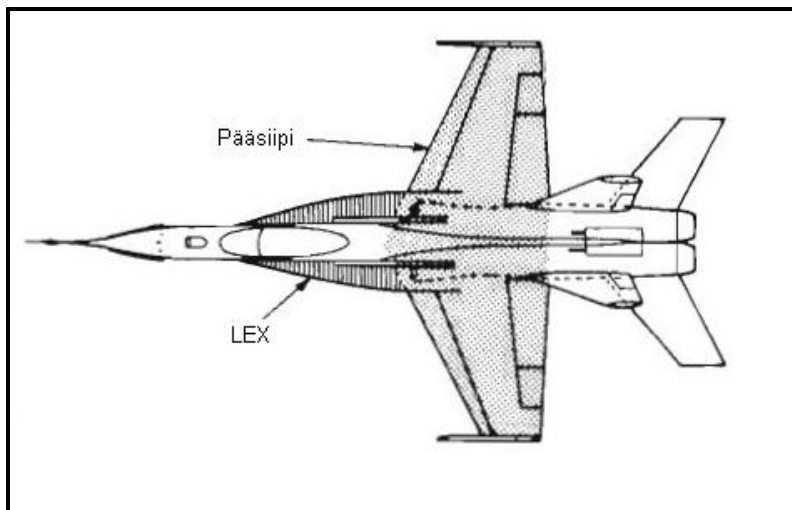
# SISÄLLYSLUETTELO

<b>1</b>	<b>JOHDANTO.....</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>TUTKIELMAN LÄHTÖKOHDAT.....</b>	<b>4</b>
2.1	TUTKIMUSONGELMA JA RAJAUS.....	4
2.2	TUTKIMUSMENETELMÄT.....	4
2.3	LÄHTEIDEN KÄYTTÖ.....	5
<b>3</b>	<b>HYBRIDISIIVEN TOIMINTA .....</b>	<b>7</b>
3.1	HYBRIDISIIVEN TOIMINTAPERIAATE .....	7
3.2	HYBRIDISIIVEN HAITTAVAIKUTUKSET .....	9
3.3	NOSTOVOIMAA LISÄÄVÄT LAITTEET.....	10
<b>4</b>	<b>SIPEEN VAIKUTTAVAT VOIMAT.....</b>	<b>12</b>
4.1	NOSTOVOIMA.....	12
4.2	VASTUS.....	14
4.3	VOIMAT KAARROSSA.....	16
<b>5</b>	<b>SUORITUSKYKY .....</b>	<b>17</b>
5.1	TAVOITE .....	17
5.2	SAKKAUSNOPEUS.....	17
5.3	KAARTOKYKY.....	18
5.4	VAAKALENTO, NOUSU JA LIUKU .....	22
5.5	LENTOONLÄHTÖ JA LASKU .....	24
<b>6</b>	<b>JOHTOPÄÄTÖKSET.....</b>	<b>26</b>
	<b>LÄHTEET .....</b>	<b>29</b>
	<b>LIITTEET.....</b>	<b>31</b>
LIITE 1	TUTKIELMAN KESKEISET KÄSITTEET.....	32
LIITE 2	KAAVOISSA KÄYTETYT LYHENTEET .....	33
LIITE 3	NOSTOVOIMAKERTOIMEN KASVUN VAIKUTUS HETKELLISEN KAARRON KAARTOSÄTEESEEN, KAARTOAIKAAN SEKÄ KAARRON KULMANOPEUTEEN .....	35

# HYBRIDISIIVEN VAIKUTUS LENTOKONEEN AERODYNAMIKKAAN JA SUORITUSKYKYYN

## 1 JOHDANTO

Hybridisiipi voidaan määritellä usealla eri tavalla. Tässä tutkielmassa hybridisiivellä tarkoitetaan siipeä, jonka johtoreuna on hieman nuolimuotoinen, mutta jättöreuna on suora sekä siiven ja rungon liitoskohtaan on lisätty voimakkaasti nuolimuotoinen siiven johtoreunan tyven pidennys, LEX (leading-edge extension) [4][23]. Hybridisiiven muoto on esitetty kuvassa 1. Tällainen siipi on muun muassa Suomen ilmavoimien torjuntahävittäjässä F-18 Hornetissa. Pääsiiven muodolla pyritään saavuttamaan hyvät vakavuusominaisuudet, syöksykierrettä vastustavat ominaisuudet sekä hyvä siiveketeho. Lisäksi hybridisiipi parantaa lentokoneen ominaisuuksia lennettäessä pienillä nopeuksilla. Tämä on tärkeää hävittäjälle, sillä suurin osa liikehtelystä tapahtuu pienillä nopeuksilla [8]. LEX:llä saavutetaan jopa 50 % lisä nostovoimakertoimen maksimiarvoon, siipipinta-alan, ja sen myötä massan kasvamatta merkittävästi [23].



Kuva 1: Hybridisiipi [23]

Tässä tutkielmassa nostovoimaa lisäävistä laitteista tarkastellaan johto- ja jättöreunan laippoja. Niiden tarkoitus on käyristää siipiprofiilia ja siten tuottaa lisää nostovoimaa. Laippoja käytetään lähes kaikissa lentokoneissa pienentämään sakkausnopeutta pientä ilmanopeutta vaativan lennonvaiheen, esimerkiksi lähestymisen ja laskun aikana. Jättöreunan laippojen käyttö lisää merkittävästi vastusta, mutta riippuen laipan tyypistä niiden tuoma hyöty on käytettävissä koko kohtauskulma-alueella [8]. Nykyisin myös johtoreunasolakot tai -siivekkeet ovat yleisessä käytössä. Johtoreunassa käytettävien nostovoimaa lisäävien laitteiden etuna on, että niiden käyttö ei merkittävästi lisää vastusta. Johtoreunan laippojen tehokkuus alkaa kuitenkin vasta suurilla kohtauskulmilla [8].

Hävittäjissä käytetään yleisesti johto- ja jättöreunassa laippoja niiden yksinkertaisen rakenteen vuoksi. Yksinkertainen rakenne parantaa toimintavarmuutta kasvattamatta lentokoneen massaa merkittävästi. Suurissa koneissa käytetään usein monimutkaisia fowler-laippoja, jotka toimivat solatyypin laskusiivekkeen tavoin. Lisäksi siivekkeen avaus työntää siivekettä ulospäin ja kasvattaa samalla siipipinta-alaa. [8][12]

Nykyhävittäjissä nostovoimaa lisääviä laitteita käytetään tietokoneavusteisesti. Tietokone ohjaa nostovoimaa lisääviä laitteita lentotilan mukaan air data computerin (ADC) kautta, joka analysoi tiedot muun muassa lentokoneen kohtauskulmasta ja ilmanopeudesta. Näiden tietojen avulla johto- ja jättöreunassa olevia laippoja ohjataan siten, että nostovoima ja vastus olisivat optimaalisia kulloiseenkin lentotilaan. Hävittäjässä optimaalisen nostovoiman tai mahdollisimman pienen vastuksen saavuttaminen on tärkeää hyvän kaartokyvyn saavuttamiseksi. Tähän tarvitaan kykyä lentää suurilla kohtauskulmilla. [7][23]

Ensimmäistä hybridisiipeä käyttävää hävittäjää alettiin suunnitella jo 1960-luvulla ja pioneerihävittäjänä on toiminut Northrop F-5 Freedom Fighter. F-5 pohjautuu T-38 Talon -harjoitushävittäjään. Kehitystyön tuloksena valmistaja Northrop lisäsi F-5A:han pienet LEX:t tavoitteenaan pienentää lentokoneen aaltovastusta. Pienet LEX:t vähensivät aaltovastusta, kuten oli odotettu, mutta samalla huomattiin 10 % kasvu nostovoimassa erityisesti suurilla kohtauskulmilla. F-5A:n kehitysversioon F-5E:en lisättiin siiven etureunajatketta 4,4 %, jonka seurauksena nostovoimamaksimi nousi 38 %. Vaikka F-5E on pieni hävittäjä, jonka työntövoima on pienempi verrattuna ilmaherruushävittäjiin, saavutettiin LEX:n avulla F-15-hävittäjää vastaava hetkellisen kaarron kulmanopeus 14°/s nopeudella Mach 0.9 4500 metrin korkeudessa.

F-15 saavuttaa vastaavan kulmanopeuden sen pienemmän siipikuormituksen ansiosta. [23] F-15 on ilmaherruushävittäjä, joten kulmanopeus on harjoitushävittäjälle merkittävä.

Hybridisiipeä käytetään siipiratkaisuna muun muassa F-5-, F-16-, F-18-, MiG-29- ja Su-27-lentokoneissa. F-5 on toiminut Yhdysvaltain ilmavoimien harjoitushävittäjänä, muut edellä mainitut koneet ovat maidensa ensilinjan hävittäjiä. Hybridisiivelliset hävittäjät ovat yleisesti pienempiä kooltaan ja kevyempiä massaltaan kuin ilmaherruushävittäjät ilman hybridisiipeä. Pienentyneen massan ansiosta työntövoima/paino-suhde saadaan paremmaksi ilman suuria ja tehokkaita moottoreita. Täten hybridisiivelliset hävittäjät ovat yhtä suorituskykyisiä kuin suuremmat ilmaherruushävittäjät, mutta pystyvät toimimaan pienemmiltä lentopaikoilta, kuten lentotukialuksilta.

## 2 TUTKIELMAN LÄHTÖKOHDAT

### 2.1 Tutkimusongelma ja rajaus

Tutkielman tarkoituksena on selvittää, miksi useissa nykyhävittäjissä käytetään hybridisiipeä ja mitä vaikutuksia sillä on lentokoneen suoritusarvoihin ja aerodynamiikkaan. Lisäksi tutkitaan nostovoimaa lisäävistä laitteista johto- ja jättöreunan laippojen käyttöä yhdessä hybridisiiven kanssa suurta nostovoimakerrointa tarvitsevilla lennon vaiheilla.

Päätutkimuskysymys on: Miten hybridisiipi vaikuttaa lentokoneen suorituskykyyn?

Alatutkimuskysymyksiä ovat:

- Mitkä ovat hybridisiiven vaikutukset lentokoneen aerodynaamisiin ominaisuuksiin?
- Miksi hybridisiiven kanssa käytetään laippoja siiven johtoreunassa?

Hybridisiipi vaikuttaa ensisijaisesti aerodynamiikkaan, mutta lentokoneen toimintakyvyn kannalta suoritusarvot ovat merkityksellisempiä. Tästä syystä aerodynamiikkaan liittyvä kysymys on alakysymyksenä ja suorituskyky pääkysymyksenä.

Tutkielman sivumäärän rajallisuuden vuoksi lukijalta odotetaan aerodynamiikan ja suoritusarvoteorian perustietämystä. Tutkielmassa käytetyt käsitteet ovat määriteltynä liitteessä 1. Tämä tutkielma on rajattu käsittelemään vain alisoonista nopeusaluetta. Tämän seurauksena käytetyt yhtälöt käsittelevät kokoonpuristumatonta ilmaa. Lisäksi tutkielmasta on rajattu pois hybridisiiven vaikutus ilmanottoon sekä lentokoneen vakavuuteen. Tutkielmassa keskitytään käsittelemään lennon niitä vaiheita, joihin hybridisiivellä on vaikutusta.

Tutkielmaa voitaisiin käyttää opetusmateriaalina tuleville ohjaajakadeteille heidän ATPL-opintojensa tueksi. Tutkielma sopisi myös opetusmateriaaliksi Ilmavoimien lennonopettajakurssille.

### 2.2 Tutkimusmenetelmät

Tutkimusmenetelmänä on julkisiin lähteisiin perustuva kvalitatiivinen kirjallisuustutkimus [17]. Sen tavoitteena on syventää tutkijan tietämystä aiheeseen, joka on tärkeässä roolissa ny-

kyisen ja tulevan koulutuksen kannalta. Tietoa etsitään ja analysoidaan siten, että saadaan käsitys hybridisiiven toiminnasta ja vaikutuksista lentokoneen aerodynamiikkaan ja suorituskykyyn [17]. Lähteenä käytetään aerodynamiikkaa ja lentokonetekniikkaa käsitteleviä alan kirjoja, lehtiä ja julkaisuja. Tutkielmassa käytetty aerodynamiikan kirjallisuus käsittelee aerodynamiikkaa yleisilmailun kannalta. Lentokonetekniikan kirjat keskittyvät sotilaslentokoneiden suunnitteluun ja teknisiin ratkaisuihin. Tutkielmassa on pyritty välttämään suoria internet-lähteitä. Internetistä poimitut lähteet ovat tallennettuna sähköisesti virallisten organisaatioiden artikkelipankeissa ja suurin osa niistä on julkaistu myös fyysisinä dokumentteina. Lähteiden luotettavuutta on tarkasteltu kriittisesti ja lähteinä on käytetty vain virallisten organisaatioiden nimissä julkaistuja artikkeleita. Tutkielmassa käsitellään sotilaskoneita, joiden tarkat tekniset tiedot ovat osittain salaisia, mutta lähteet ovat julkista materiaalia. Tämän tyyppisissä tutkielmissa käytetään usein myös vertailua tutkimusmenetelmänä. Tässä tutkielmassa vertailun käyttäminen ei ole tarkoituksenmukaista, koska hybridisiiven vaikutus ei korostu, jos vertailtavat lentokoneet ovat teholtaan ja massaltaan erilaiset. Tällöin vertailun tuloksia ei pystytä kohdentamaan tarkasti juuri hybridisiipeen.

Tutkielmassa käytetään aerodynamiikkaan ja suorituskykyyn liittyviä kaavoja osoittamaan tarkasteltavaan asiaan vaikuttavia suureita. Kaavoissa käytetyt lyhenteet ovat esitettyinä liitteessä 2. Tutkielmassa suorituskyvyn muutosta todennetaan prosentuaalisella tarkastelulla. Tämä tarkastelu on esitetty liitteessä 3.

## 2.3 Lähteiden käyttö

Aerodynamiikkaa koskeva kirjallisuus käsittelee yleistä aerodynamiikkaa, mutta lentokoneen rakenteellisia ominaisuuksia käsittelevät teokset keskittyvät sotilaskoneiden suunnitteluun ja niissä käytettäviin rakenteellisiin ratkaisuihin. Tutkielmaa varten tietoa on etsitty monesta eri lähteestä ja vertailtu keskenään, jotta lopputulokseen ei tulisi yksipuolista arviota tutkittavan kohteen ominaisuuksista. Tutkielmassa käytetyt lähteet ovat julkista materiaalia. Monet lähteistä sisältävät koelennoilla havaittuja asioita, joten niiden ei pitäisi olla puolueellisia verrattuna valmistajan itse antamiin tietoihin. Lähteet ovat muutamaa teosta lukuun ottamatta englanninkielisiä ja niitä on tulkittu tähän tutkielmaan suomeksi. Lisäksi vastaavanlaista tietoa on etsitty suomeksi sekä vertailtu eri lähteiden sisältöä mahdollisten käänkövirheiden välttämiseksi. Huomautettakoon, että strakella ja LEX:llä (leading-edge extension) tarkoitetaan samanlaista siiven johtoreunan laajennusta. Vaihtelevan suomennoksen vuoksi tässä tutkielmas-



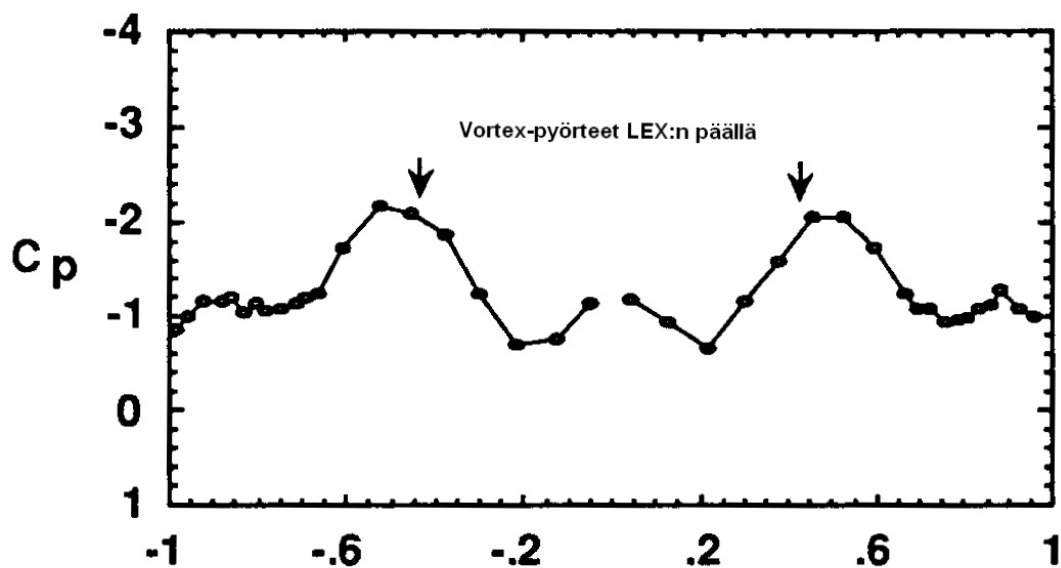
sa käytetään englanninkielistä lyhennettä LEX. Lisäksi lähteestä riippuen kuormitusmonikerasta on käytetty termiä  $n$  tai  $n_z$  ja ilmanopeudesta termiä  $V_1$  tai  $v$ .

Aiheesta ei ole tehty aiempaa suomenkielistä akateemista tutkimustyötä Suomessa. Tässä tutkielmassa lähteenä käytettävä J. Hipelin tutkielma ”Nykyaikaisten sotilaskoneiden ohjausjärjestelmät ja aerodynaamiset ratkaisut sekä niiden vaikutukset suoritusarvoihin ja lent ominaisuuksiin” käsittelee hybridisiipeä ja sen vaikutusta lentokoneen arvoihin, mutta vain osana tutkielmaa. Se on tehty esiupseerikurssille vuonna 1987. Aihetta on tutkittu ulkomaisten organisaatioiden kuten NASA:n ja Suomessa Koelentokeskuksen toimesta. NASA:n tutkimukset ovat myös lähteenä tähän tutkielmaan. Koelentokeskuksen tutkimukset ovat pääasiasa koelentoja F-18 Hornetilla ja keskittyvät suoritusarvoihin.

### 3 HYBRIDISIIVEN TOIMINTA

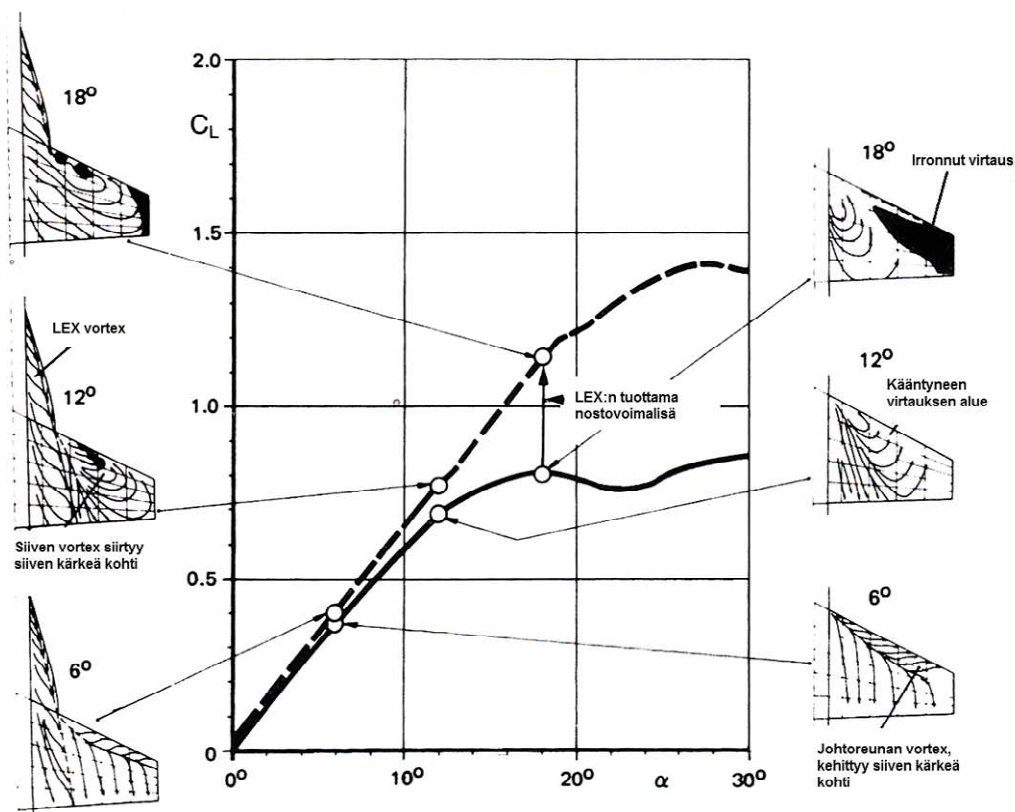
#### 3.1 Hybridisiiven toimintaperiaate

Hybridisiiven tuomat hyödyt perustuvat LEX:n muodostamaan vortex-pyörteeseen. Vortex-pyörre on samanlainen, mikä muodostuu deltasiivestä. Näin ollen vortex-pyörteen syntyminen liittyy olennaisesti LEX:n suuri nuolikulma ja terävä etureuna. Suuri nuolikulma aiheuttaa vortex-pyörteen ja terävä etureuna kontrolloi sen irtoamista siten, että vortex-pyörre on stabiili. [23] Hybridisiiven kehityksessä on haluttu saada aikaiseksi deltasiiiven hyvät sakkusominaisuudet perinteisempään siipimalliin. LEX tuottaa stabiilin pyörteen aina pääsiiven takaosaan saakka ja tuo pääsiiven rajakerrokseen korkeaaenergiaa ilmaa. Tämä lisäenergia auttaa kiinnittynyttä virtausta pysymään siiven pinnalla suuremmilla kohtauskulmilla. Huomattavaa hybridisiiven toiminnassa on, että LEX:n tuottama vortex-pyörre on irronnutta virtausta. Pyörre ei itsessään tuota nostovoimaa, vaan se tuo lisäenergiaa kiinnittyneelle virtaukselle kasvattaen siiven yläpinnan alipainekenttää. Yleisesti puhutaan kuitenkin pyörrenostovoimasta, jolla tarkoitetaan LEX:n tuottaman pyörteen antamaa lisänostovoimaa erityisesti siiven tyvialueelle.[8][19][23] Hybridisiiven painekenttä siiven pinnalla on esitetty kuvassa 2. Kuvassa esiintyvä suure  $C_p$  on painekerroin. Se on dimensioton suure, jota käytetään ilmaisemaan painejakaumaa. Painekerroin kuvaa suhteellista painetta siiven pinnalla. [16] Kuvasta nähdään, että yläpinnan alipaine on suurimmillaan vortex-pyörteen kohdalla siiven tyvialueella.



Kuva 2: Painejakauma LEX:n yläpinnalla [5]

Tarkasteltaessa virtauksen pysymistä siiven pinnalla huomataan ero jo kohtuullisilla kohtauskulmilla ( $\alpha = 6^\circ, 12^\circ$  ja  $18^\circ$ ). Tarkastelussa on samanlainen siipi kuin F-18 Hornetissa. Kohtauskulman ollessa  $6^\circ$  virtauksessa siiven pinnalla ei ole vielä merkittävää eroa. Molemmissa siivissä terävän johtoreunan ja pienen sivusuhteen tuottama luonnollinen pyörrevirtaus on samankaltainen. Eroavaisuus ilman virtauksessa siiven pinnalla huomataan selvästi kuitenkin  $12^\circ$  kohtauskulmalla. Ilman LEX:iä olevassa siivessä virtaus on jo kääntynyt merkittävässä osassa siiven pituudesta vastakkaiseen suuntaan johtuen kitkavoimasta rajakerroksessa. Sama huomataan siivessä, jossa on LEX, mutta virtauksen takaisinkääntymä on siirtynyt ulommas. Molemmat siivet tuottavat tällä kohtauskulmalla nostovoimaa. Kohtauskulmalla  $18^\circ$  tavallisen siiven virtaus on jo irronnut merkittävästä osasta siiven ulkoreunaa. Samalla siiven ulkoreunalla olevien siivekkeiden (esimerkkitapaus F-18 Hornet) siiveketeho on pienentynyt, koska virtaus ei kulje normaalisti siiven pintaa pitkin. Siiven, jossa on LEX, virtaus on kuitenkin vielä kiinnittynyt suurimmalla osalla siipeä, eikä virtauksen kääntyminen ole merkittävä siiven uloimmillakaan osilla. Virtauskentät on esitetty kuvassa 3. Näin ollen myös siiveketeho säilyy. Kuvan 3  $C_L/\alpha$ -kuvaajasta nähdään, kuinka nostovoimakerroin  $C_L$  on noin 50 % suurempi siivellä, jossa on LEX. [8]



Kuva 3: Virtauskentät hybridisiivessä ja tavallisessa siivessä sekä nostovoiman lisäys esitettynä  $C_L/\alpha$ -kuvaajassa [8]

### 3.2 Hybridisiiven haittavaikutukset

Hybridisiiven suorituskykyä parantavia ominaisuuksia rajoittavana tekijänä on vortex-pyörteen purkautuminen, niin kutsuttu vortex bursting. Tämän ilmiön seurauksena pyörre purkautuu tietyssä pisteessä lähtöpisteensä takana menettäen vakavuutensa ja samalla aerodynaamisen arvonsa. Vortex bursting voi tapahtua symmetrisesti tai epäsymmetrisesti. Symmetrisesti purkautuessaan vortex-pyörteen purkautumiskohta siirtyy eteenpäin. Purkautumiskohdan takana menetetään nostovoimaa ja suurin osa jäljellä olevasta nostovoimasta suuntautuu aerodynaamisen keskiön etupuolelle. Lisäksi purkautunut vortex-pyörre saattaa häiritä korkeusvakaajan virtausta. Tällöin saattaa tapahtua nokkaa nostava pituusmomentti, niin sanottu ”pitch-up”-ilmiö. Tämä kasvattaa kohtauskulmaa entisestään ja saattaa aiheuttaa lentotilan hallinnan menetyksen. [23]

Epäsymmetrinen purkautuminen tapahtuu sivuluisissa. Tällöin sivuluisun puoleisen siiven tehollinen nuolikulma pienenee ja vastaavasti vastakkaisen siiven tehollinen nuolikulma kasvaa. Jos sivulaisu kasvaa riittävän suureksi, tapahtuu samanlainen ilmiö kuin symmetrisessä purkautumisessa, mutta vain toiselle siivelle. Tästä voi seurata poikittaisvakavuuden heikkeneminen ja jos purkautuminen tapahtuu sivuperäsimen läheisyydessä, voidaan myös suuntavakavuus menettää. Jotta parantunutta kohtauskulman kestävyyttä voitaisiin käyttää tehokkaasti, on hybridisiivellisen lentokoneen poikittais- ja suuntavakavuuden parannuttava kohtauskulmaa kasvatettaessa. Eräs keino tähän on siiven johtoreunan siivekkeiden suuret poikkeutukset. [23]

Vortex burstingia voidaan ehkäistä siiven johtoreunan laipoilla. Käyristämällä siiven johtoetureunaa parannetaan johtoreunan imua ja saadaan virtaus pysymään kiinni siivessä suuremmalla kohtauskulmalla. Tulevaisuudennäkymänä on tehdä LEX:stä muuttuva käyristeinen lisäämällä siihen edellä mainittu laippa. Näin saadaan tietoisesti viivästettyä vortex-pyörteen syntymistä ja vastaavasti pidettyä se stabiilina entistä suuremmalle kohtauskulmalle. [23]

Lentokoneen lentäessä LEX:n mahdollistamalla suurella kohtauskulmalla siiveketeho pienenee merkittävästi ja katoaa kokonaan riittävän suurella kohtauskulmalla, koska pääsiiven virtaus on irronnut. LEX:n tuottama pyörrevirtaus osuu kuitenkin sivuperäsimeen. Näin ollen sivuperäsimellä voidaan ohjata lentokonetta myös suurella kohtauskulmalla. Esimerkiksi F-18 Hornetissa tarvittava ohjausteho on mahdollistettu kahdella sivuperäsimellä. F-18 Hornetissa

kuitenkin huomattiin, että pyörrevirtaus aiheuttaa sivuperäsimiin haitallista värinää, joka rasittaa lentokoneen koko takarunkoa. Tätä värinää pyrittiin vähentämään asentamalla rajakerrosaita LEX:n päälle. Rajakerrosaita jakaa vortex-pyörteen kahteen osaan, jolloin jakautunut pyörre ohittaa sivuperäsimen ja vähentää takarungon rasisusta. LEX:n aiheuttama pyörrevirtaus sivuaa kuitenkin sivuperäsimiä siten, että ohjainteho säilyy riittävänä lennettäessä suurella kohtauskulmalla. [21]

### 3.3 Nostovoimaa lisäävät laitteet

Lentokoneissa on perinteisesti käytetty monenlaisia nostovoimaa lisääviä laitteita, jotka mahdollistavat lentämisen pienemmällä nopeudella. Tällaiset laitteet ovat tärkeitä suorituskyvyn ääri rajoilla. Nykyaikaisissa lentokoneissa on käytäntönä käyttää nostovoimaa lisäävinä laitteina laippoja sekä siiven jättö- että johtoreunassa. Näin siipiprofiilia voidaan muuttaa kahdesta eri kohdasta, jolloin optimaalinen käyristys on helpompi löytää. Johtoreunan käyristys lisää siiven tuottamaa nostovoimaa siten, että siipi tuottaa nostovoimaa entistä isommalla kohtauskulmalla, eli sakkauskohtauskulma kasvaa [8]. Jättöreunan käyristys vaikuttaa positiivisesti myös lennettäessä pienellä kohtauskulmalla. Jättöreunan käyristyksen myötä lentokoneen kohtauskulmaa ei tarvitse kasvattaa, vaan jättöreunan siiveke muuttaa siiven jännettä siten, että siivellä on suhteellista kohtauskulmaa ilmapirtaan nähden. Näin ollen lentokoneella voidaan lentää pienemmällä nopeudella kasvattamatta kohtauskulmaa, jolloin näkyvyys etusektoriin ohjaamosta säilyy hyvänä. [19]

Nostovoimaan saatava lisä korostuu lennon kriittisimmissä vaiheissa eli lentoonlähdössä ja laskussa. Lentoonlähdössä suuremmalla nostovoimalla saadaan lentoonlähtö tapahtumaan pienemmällä ilma- ja maanopeudella, jolloin lähtökiidon pituus lyhenee. Laskussa ilmanopeuden pienentyessä myös maanopeus pienenee, jolloin istuminen tapahtuu pienemmällä nopeudella vähentäen lentokoneen rakenteisiin kohdistuvaa voimaa ja samalla pienentäen laskukiittoon tarvittavaa matkaa. Lyhentyneet lentoonlähtö- ja laskumatkat mahdollistavat hävittäjän toimimisen lyhyemmiltä kiitoteiltä sekä lentotukialukselta. Lyhentynyt kiitotien tarve mahdollistaa myös F-18 Hornetin käytön maantietukikohdista, joissa kiitoteinä käytettävät maantiet ovat lyhyempiä ja kapeampia kuin normaalit kiitotiet.[7][16]

Hybridisiipeen yhdistetään usein siiven johtoreunan laipat. Johtoreunan laippojen tarkoitus on kumota vortex-pyörteen lisäämää induoitua vastusta pienillä nostovoimakertoimilla [8]. LEX

muodostaa vortex-pyörteen jo pienillä nostovoimakertoimen arvoilla, siis pienellä kohtauskulmalla. Tällöin pyörre vaikuttaa negatiivisesti pääsiiven johtoreunan virtauskenttään aiheuttaen indusoitua vastusta ja nostovoimahäviötä. Johtoreunan laippa lisää siipiprofiilin käyritystä laskemalla siiven johtoreunaa alaspäin, jolloin siiven johtoreunan kohtaava ilmavirta ei häiriinny LEX:n tuottamasta pyörteestä [23]. Johtoreunan laipat auttavat myös suurella kohtauskulmalla pääsiipeä säilyttämään virtauksensa. Käyristämällä johtoreunaa kohtaavan ilmavirran ei tarvitse taipua niin lyhyellä matkalla ja näin ollen sen energia riittää pysyäkseen kiinnittyneenä siiven yläpinnalla. [8]

## 4 SIIPEEN VAIKUTTAVAT VOIMAT

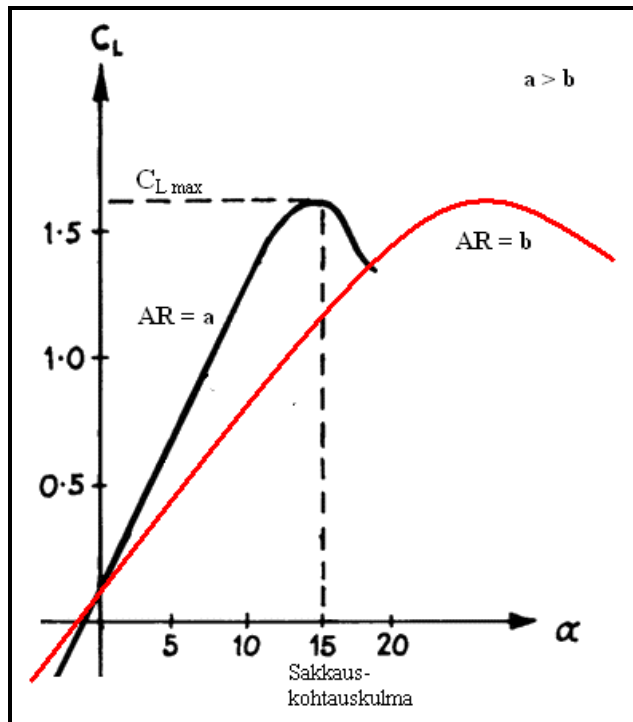
### 4.1 Nostovoima

Nostovoima on lentokoneen ilmassa pitävä voima. Sen tarkoitus on kumota lentokoneen oma paino. Nostovoima syntyy siiven ja suhteellisen ilmapirran kohdatessa. Siipiprofiili taivuttaa kohtaamaansa ilmapirtaa alaspäin ja aiheuttaa tälle kiihtyvyyttä. Newtonin toisen lain mukaan (kaava 1) massalle aiheutettu kiihtyvyys synnyttää voiman. Newtonin kolmannen lain mukaan tälle alaspäin kohdistuvalle voimalle syntyy vastavoima, joka on nostovoima. Nostovoima kohdistuu aina suhteellista ilmapirtaa vasten kohtisuoraan, jolloin sen suunta on riippuvainen lentokoneen kallistuskulmasta. [1][16]

$$(1) \quad F = ma \quad [16]$$

$$(2) \quad L = C_L \frac{1}{2} \rho V_i^2 S \quad [16]$$

Nostovoiman kaavasta (kaava 2) voidaan nähdä, että nostovoimaan vaikuttavat ilman tiheys, lentokoneen nopeus, siipipinta-ala sekä nostovoimakerroin  $C_L$ .  $C_L$  on siipiprofiilista ja siiven kohtauskulmasta suhteelliseen ilmapirtaan riippuva dimensioton suure. [2] Kun lentotilaa muutetaan eli tässä tapauksessa ilmanopeuden pienentyessä, on nostovoimakerroimen  $C_L$  kasvettava samassa suhteessa samansuuruisen nostovoiman säilyttämiseksi. Nostovoimakerroimen kasvun saa aikaan lentokoneen muuttuva asento, jolloin siipiprofiilin kohtauskulmaa kasvatetaan. Lisääntynyt kohtauskulma lisää nostovoimakerrointa ja lentokone kykenee säilyttämään vaakalennon pienemmällä nopeudella.



Kuva 4: Pelkistetty  $C_L/\alpha$ -kuvaaja hieman käyrästetylle siipiprofiilille kahdella eri sivusuhteella [12][23]

Kuten kuvasta 4 nähdään, nostovoimakertoimen  $C_L$  kasvaa lähes lineaarisesti maksimiarvoonsa ( $C_{L \max}$ ) asti, jonka jälkeen nostovoimakertoimen arvo lähtee pieneneään.  $C_{L \max}$  arvolla lennettäessä lentokone lentää suurimmalla mahdollisella kohtauskulmalla, jossa ilmavirta on vielä kiinnittynään siipeen. Kohtauskulmaa tästä arvosta lisättäessä virtaus irtoaa siivestä ja nostovoimakertoimen pienenee. Tällöin siipi ei tuota enää vaakalentoa tarvittavaa nostovoimaa ja siipi sakkaa. [1][16] Kuvassa 4 on esitetty käyrä kahdelle eri sivusuhteelle. Huomioitavaa kuvassa on, että sivusuhte  $b$  on merkittävästi pienempi kuin sivusuhte  $a$ . LEX:n sivusuhte on pieni. Pieni sivusuhte muuttaa  $C_L/\alpha$ -kuvaajaa siten, että sakkauskohtauskulma siirtyy kuvaajassa oikealle, kuten kuvassa 4 on esitetty. Pienen sivusuhteen myötä sakkaus tapahtuu suuremmalla kohtauskulmalla. Lentokone kestää siis suurempaa kohtauskulmaa sakkaamatta. LEX:n pienen sivusuhteen myötä lentokoneen ”pitch-rate” paranee eli nokkaa voidaan kääntää hetkellisesti suuremmalle kohtauskulmalle. [12] Tämä on tarpeen esimerkiksi hakeuduttaessa ilmataistelussa laukaisusektoriin.

Newtonin kolmannen lain avulla nostovoiman syntyminen voidaan yksinkertaistaa helpommin ymmärrettäväksi. Newtonin lakien mukaisten voimien syntyminen puolestaan perustuu siiven ylä- ja alapinnan välille syntyvään paine-eroon. Siipiprofiilista johtuen ilman on kuljettava siiven yläpinnalla pitempi matka kuin alapinnalla. Massavirran siiven etu- ja takapuolella ol-



lessa vakio, on ilman liikuttava nopeammin yläpinnalla kuin alapinnalla. Ilmavirran kiihtyvyydestä johtuen siiven pinnalle muodostuu Bernoullin lain mukaan venturi-ilmiö. Ilman kiihtyessä sen massavirta pysyy vakiona, joten ilmanpaineen on pienennettävä. Näin siiven yläpinnalle syntyy alipainekenttä ja vastaavasti alapinnalle ylipainekenttä. Tämä paine-ero synnyttää nostovoimaa ylöspäin. [3] LEX vaikuttaa tähän siiven yläpinnan alipainekenttään. LEX:n tuottama stabiili vortex-pyörre tuo lisää energiaa kiihdytetylle ilmalle, jolloin alipainekenttä suurenee ja nostovoima kasvaa. [8][23] Tämä lisäys on merkittävä lennettäessä suurella kohtauskulmalla, jolloin pääsiiven virtaus on jo suurimmaksi osaksi irronnut, mutta LEX tuottaa edelleen nostovoimaa. Tämä nostovoimakertoimeen tuotettu lisäys on esitettyinä luvun 3.1 kuvassa 3. Vortex-pyörteen ytimessä alipaine kasvaa usein niin suureksi, että liikehdittäessä erityisesti korkealla ilmakehässä muodostuu näkyviä tiivistysjuovia [8].

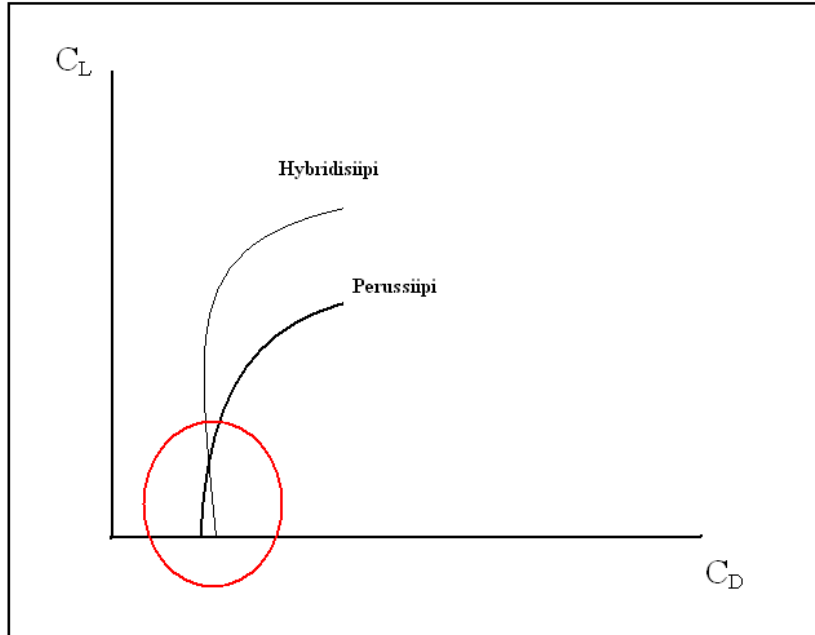
LEX tuottaa nostovoimaa aerodynaamisen keskiön etupuolella kuten etusiipi. Tästä seuraa, että tarvittava korkeusperäsimen poikkeutus pienenee. Korkeusperäsimen tuottaessa vähemmän negatiivista nostovoimaa, tarvitsee pääsiiven kumota vähemmän alaspäin suuntautuvia voimia. Kokonaisnostovoiman pienentyessä myös indusoitu vastus pienenee. Tämän seurauksena nostovoima/vastus-suhde paranee. [7] Tämä parantaa lentokoneen liitosuhdetta, toimintamatkaa sekä nousukykyä.

## 4.2 Vastus

Toinen merkittävä voima on aerodynaaminen vastusvoima. Vastusvoima voidaan jakaa kahteen osaan, jotka ovat indusoitu ja parasiittinen vastus. Lisäksi yläääninopeudella vaikuttaa aaltovastus. Kaartolennossa nostovoimakertoimen ollessa suuri, suurin osa kokonaisvastuksesta muodostuu indusoidusta vastuksesta [23]. Luvun 4.1 mukaan nostovoiman synnyttää paine-ero siiven ylä- ja alapinnalla. Paine-eron yrittäessä tasoittua siiven kärjen kautta syntyy kärkipyörre, joka aiheuttaa vastusta. Tätä vastusta kutsutaan indusoiduksi vastukseksi ja se aiheutuu nostovoiman syntymisestä. Kaavasta 3 nähdään, kuinka indusoitu vastus riippuu merkittävästi nostovoima kertoimesta  $C_L$ . Toinen vaikuttava suure on siiven sivusuhte  $AR$  [2][8]. Hävittäjään on kuitenkin mahdotonta suunnitella suuren sivusuhteen omaavaa siipeä, koska se heikentää siiveketehoa merkittävästi ja lisää parasiittistä vastusta lennettäessä suurilla nopeuksilla. [12]

$$(3) C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A R \epsilon} [2]$$

Kuten luvussa 3.1 todettiin, LEX tuottaa lisää nostovoimaa, ja kuten tässä luvussa mainittiin, nostovoiman lisääntyessä myös indusoitu vastus kasvaa. Kokonaisvastukseen LEX vaikuttaa kuitenkin pienentävästi, koska sen tuottama nostovoima kohdistuu selvästi nostovoimakeskien etupuolelle. Näin ollen pääsiiven tarvitsee tuottaa vähemmän nostovoimaa kumotakseen korkeusperäsimen tuottaman nokkaa laskevan momentin. Koska pääsiiveltä tarvittava nostovoima on pienempi, voidaan pääsiipi rakentaa hieman pienemmäksi. Tämä vähentää indusoidun vastuksen määrää. Lisäksi nokkaa nostettaessa korkeusperäsimen tarvitsee tuottaa vähemmän negatiivista nostovoimaa, jolloin pienempi korkeusperäsimen poikkeutus riittää. Tämä myös vähentää indusoidun vastuksen määrää poikkeutuksen aikana. [7] Indusoitu vastus kasvaa kuitenkin pienillä nostovoimakertoimen arvoilla, koska LEX tuottaa pyörrenostovoimaa myös pääsiiven nollanostovoiman kohtauskulmalla. Kuvasta 5 nähdään nostovoiman ja kokonaisvastuksen periaatteellinen suhde ja vastuslisä nollanostovoimalla.



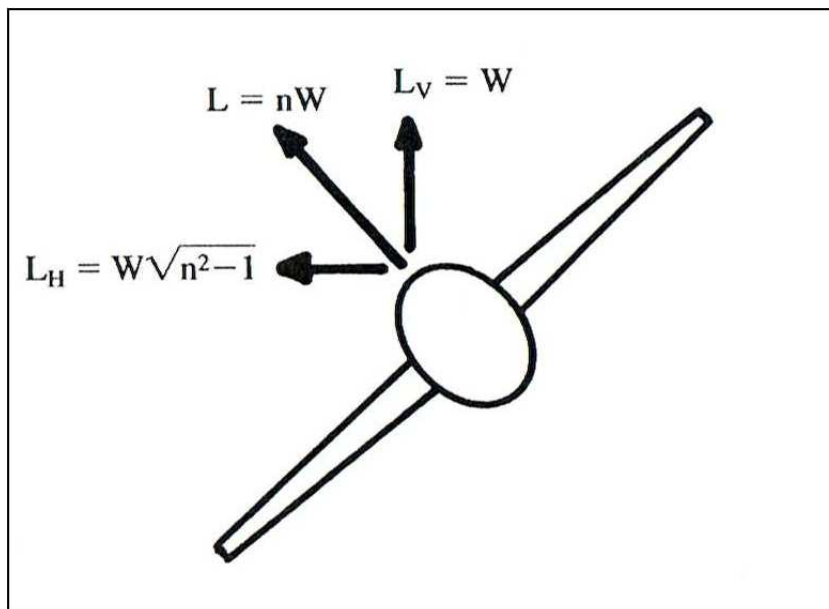
Kuva 5:  $C_L/C_D$ -kuvaaja [4]

Kuvan 5 mukaista indusoidun vastuksen lisääntymistä pienillä nostovoimakertoimen arvoilla on pyritty ehkäisemään käyristämällä LEX:n laajennuksen etureunaa alaspäin. Käyristyksen seurauksena, lennettäessä nollanostovoiman kohtauskulmalla, LEX tuottaa mahdollisimman pienen vortex-pyörteen ja indusoitu vastus on pienempi. Näin ollen suorassa, kiihtymättömäs-

sä lennossa tarvittava työntövoima pienenee. [4] LEX:ä ei voida kuitenkaan käyristää tiettyä rajaa enempää, koska se aiheuttaa virtauksen irtoamisen siiven alapinnalta jo pienellä kohtauskulman arvolla. [23]

### 4.3 Voimat kaarrossa

Lentokoneen kaartaessa sen siiven kehittämän nostovoiman suunta muuttuu. Nostovoima ei suuntaudu enää kohtisuoraan ylöspäin. Näin ollen nostovoimaa täytyy kasvattaa, jotta sen y-akselin suuntainen komponentti kumoaisi lentokoneen painon. Kokonaisnostovoiman suuruus on lentokoneen paino  $W$  kerrottuna kuormitusmonikerralla  $n$ . Nostovoiman jakaantuminen ja sen komponenttien suunnat ovat esitetty kuvassa 6.



Kuva 6: Nostovoiman jakaantuminen vaakakaarrossa [19]

Kuvasta 6 huomataan, että kaartoon vaikuttava osa nostovoimasta on Pythagoraan lauseen mukaisesti  $\sqrt{n_z^2 - 1}$ . Kuormitusmonikerta  $n_z$  määräytyy lentokoneen kallistuskulman  $\phi$  mukaan seuraavasti:

$$(4) \quad n_z = \frac{1}{\cos \phi} \quad [22].$$

Kaavasta 4 nähdään, että kaartoon tarvittava kuormitusmonikerran arvo ei riipu lentokoneen ominaisuuksista, vaan ainoastaan kallistuskulmasta [22]. Tämän kuormitusmonikerran arvon saavuttaminen riippuu kuitenkin lentokoneen aerodynaamisista ominaisuuksista ja rakenteellisesta rajasta.

## 5 SUORITUSKYKY

### 5.1 Tavoite

Hävittäjältä vaadittavat ominaisuudet riippuvat sen tarkoituksesta. Hybridisiivelliset hävittäjät ovat usein pienempiä ja kevyempiä kuin konventionaalisemmat hävittäjät. Nykyaikaiset ilmaherruushävittäjät ovat suuria ja niiden moottoreista saadaan enemmän työntövoimaa. Hybridisiivelliset hävittäjät ovat usein kevyitä multi-role-hävittäjiä. Tavoitteena on, että yksi kone-tyyppi kykenee suorittamaan mahdollisimman hyvin kaikki lentotehtävään sisältyvät tehtävät. Ne kykenevät siis taistelemaan tiensä kohteeseen, pommittamaan ja lentämään takaisin tukikohtaan. Lisäksi pienen massansa ansiosta niillä kyetään toimimaan lyhyemmältä kiitotieltä ja lentotukialukselta. [19]

Hävittäjälle tärkeä ominaisuus on hyvä liikehtimiskyky. Ilmataistelussa puhutaan hyökkäyksellisestä ja puolustuksellisesta liikehdinnästä. Puolustuksellisessa liikehdinnässä pyritään saavuttamaan mahdollisimman suuri hetkellinen kulmanopeus ja pieni kaartosäde, jolloin voidaan väistää tiukasti. Hyökkäyksellisessä liikehdinnässä pyritään vastaavasti saavuttamaan mahdollisimman suuri jatkuvan kaarron kulmanopeus. [13][20]

### 5.2 Sakkausnopeus

Sakkauksella tarkoitetaan nostovoiman merkittävää äkillistä pienenemistä. Se aiheutuu siiven yläpinnan virtauksen irtoamisesta. Sakkaus tapahtuu alisoonisella nopeusalueella tietyllä siipiprofiililla aina samalla kohtauskulmalla. Kohtauskulmaa kasvatettaessa ilmavirran maksiminopeus siiven yläpinnalla kasvaa, mutta jättöreunan nopeusminimi pysyy ennallaan. Ilmavirran on siis hidastuttava kohti jättöreunaa. Voimakkaasti hidastuva ilmavirta ei enää pysy kiinni siipiprofiilissa, vaan irtoaa. Tällöin tapahtuu sakkaaminen. [2][16] Sakkauskohtauskulma on sama kuin kohtauskulma, jolla saavutetaan  $C_{L\max}$  [2].

Sakkausnopeus on nopeus, jolla sakkauskohtauskulma saavutetaan. Se on myös pienin nopeus, jolla voidaan lentää suoraa vaakalentoa. [2] Kuten aiemmin mainittiin, sakkauskohtauskulma on tietyllä siipiprofiililla vakio, mutta sakkausnopeus vaihtelee. Kaavasta 5 voidaan laskea sakkausnopeus. Kaavasta 5 myös nähdään, että sakkausnopeuteen vaikuttaa merkittä-

västi lentokoneen paino sekä  $C_{L \max}$ . Kun paino pienenee tai  $C_{L \max}$  kasvaa, sakkausnopeus pienenee.

$$(5) \quad V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L \max}}} \quad [2]$$

Kaarrossa  $C_{L \max}$  on sama kuin suorassa vaakalennossa, joten sakkaus tapahtuu samalla kohtauskulmalla molemmissa lentotiloissa. Sakkausnopeus kuitenkin kasvaa kaarrossa kaavan 6 mukaisesti. Kaavasta 6 nähdään, että sakkausnopeus kaarrossa muuttuu kuormitusmonikerran neliöjuuren mukaisesti. [6]

$$(6) \quad V_{sk} = V_s \sqrt{n_z} \quad [6]$$

Luvussa 4.1 todettiin, että LEX kasvattaa nostovoimakertoimen  $C_L$  maksimiarvoa mahdollistamalla lentämisen suuremmalla kohtauskulmalla. Näin ollen sakkausnopeus pienenee. Sakkausnopeuden pienentyessä myös sakkausnopeus kaarrossa pienenee, jolloin liikehtimisraja ja velocity corner siirtyvät pienemmälle nopeudelle. Tällöin suurin kuormitusmonikerta saavutetaan pienemmällä nopeudella. Tämän seurauksena lentokoneella saavutetaan suurempi hetkellisen kaarron kulmanopeus, pienempi kaartosäde ja pienempi kaartoon kuluva aika.[12][13]

### 5.3 Kaartokyky

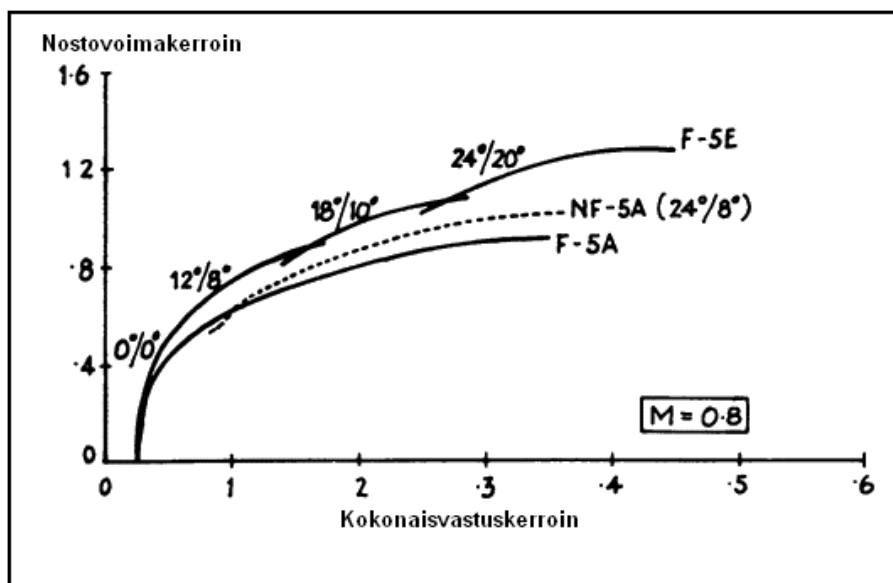
Kaartokyvyllä tarkoitetaan lentokoneen kykyä muuttaa liikkeensä suuntaa. Tämä suunta kuvataan nopeusvektorina, jonka suunta osoittaa lentosuuntaa ja pituus osoittaa lentokoneen ilmanopeutta. [16][20] Kaartokyky korostuu erityisesti hävittäjässä, joka on suunniteltu ilmataisteluun. Ilmataistelussa on tavoitteena luoda lentogeometrialla itselleen sellainen asema viholliskoneeseen nähden, että siihen voidaan kohdistaa asevaikutus. Tämän aseman saavuttamiseksi on kyettävä kaartamaan tiukemmin tai kauemmin kuin viholliskone menettämättä liikaa energiaa.[20] Kaartokyvyllä voidaan tarkoittaa joko jatkuvaa kaartokykyä tai hetkellistä kaartokykyä. Kaartokykyä mitataan kuormitusmonikerralla, kulmanopeudella tai kaartosäteellä. [16]

Jatkuvalla kaartokyvyllä tarkoitetaan lentokoneen suorittamaa kaarta vakionopeudella ja vaikiokorkeudessa. Näin ollen lentokone ei menetä energiaansa.[15][19] Jatkuvassa kaarrossa

koneen työntövoiman on kumottava kaarresta aiheutuva vastus ja nostovoiman on oltava yhtä suuri kuin koneen massa kerrottuna kuormituskerroimella. [19] Jatkuvaan kaartoon vaikuttaa merkittävästi lentokoneen liikehtimisvara. Jotta jatkuvassa kaarrossa olisi mahdollisimman pieni säde ja suuri kulmanopeus, on lennettävä suurimmalla mahdollisella kuormitusmonikeralla, joka säilyttää hidastumattoman vaakakaarron. Kaavasta 7 saadaan suurin mahdollinen kuormitusmonikerta jatkuvassa kaarrossa. Kaavasta 7 huomataan, että jatkuva kaartokyky riippuu työntövoimaylijäämästä (SEP) ja nostovoima/vastus-suhteesta [7][15].

$$(7) \quad n_{z \max} = \frac{Tu_{\max}}{mg} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{\max} \quad [7]$$

Nostovoima/vastus-suhdetta voidaan kasvattaa myös nostovoimaa lisäävillä laitteilla siiven johto- ja jättöreunassa. Nykyhävittäjissä näitä käytetään lähes poikkeuksetta, koska ne ovat helpoin tapa saavuttaa paras nostovoima/vastus-suhte kulloiseenkin lentotilaan. Nykyhävittäjissä tietokoneavusteisesti toimivat laipat laskevat automaattisesti lentoarvojen perusteella tarvittavan nostovoiman määrän ja taivuttavat johto- ja jättöreunan laippoja tarvittavan määrän. Tämä voidaan todeta kuvasta 7, jossa on esitetty F-5E:n laippojen toiminta ja sen vaikutus nostovoima/vastus-polaariin. [23] Myös F-18 Hornetin siivekkeitä käytetään automaattisesti [18].



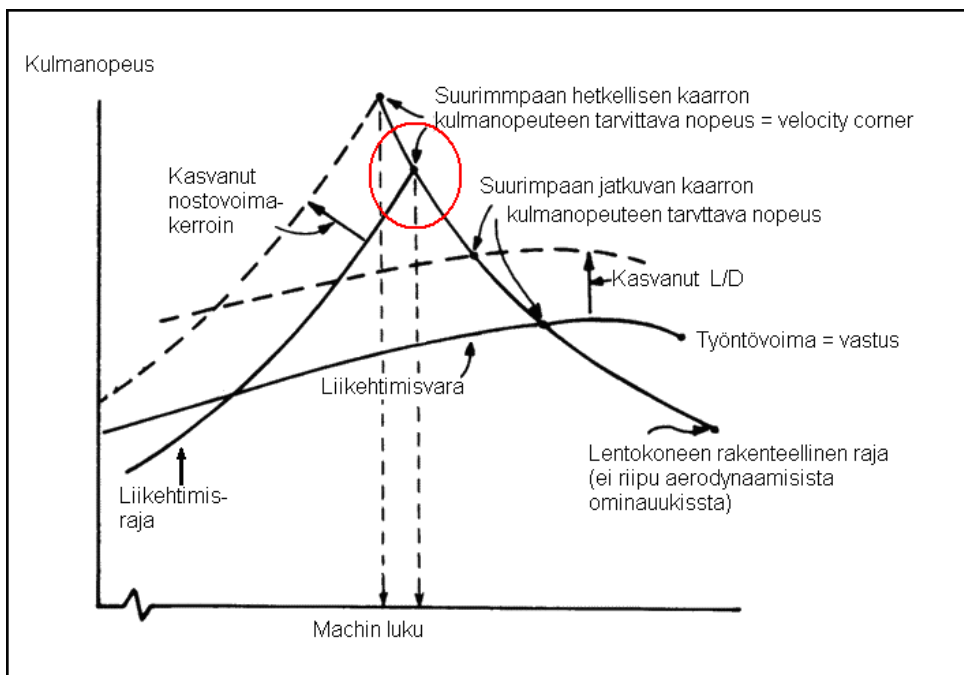
Kuva 7: Automaattisten laippojen toiminta [23]

Hetkellisellä kaartokyvyllä tarkoitetaan liikehtimisrajan rajoittamaa kaarta, jossa lentokoneen sallitaan menettävän nopeusenergiaansa. Liikehtimisraja rajoittaa lentokoneen suurin sallittu

rakenteellinen kuormitusmonikerta sekä nostovoimakerroin [19]. Hetkellisen kaarron suurin mahdollinen kuormitusmonikerta saadaan kaavasta 8. Siitä huomataan, että hetkelliseen kaartokyykyyn vaikuttavat ensisijaisesti siipikuormitus ja aerodynaamiset ominaisuudet, jotka vaikuttavat nostovoimakertoimen maksimiarvoon  $C_{L\max}$  [7]. Hetkellisen kaartokyvyn kuormitusmonikerran suurimman arvon antaa nopeus, jolla lentokoneen liikehtimisraja ja rakenteellinen raja leikkaavat. Tätä pistettä kutsutaan nimellä velocity corner ja vastaava nopeus on corner speed [14]. Nämä ovat esitettyinä kuvassa 8. Antony Kutcheran tutkimuksen mukaan paras hetkellinen kaartokyyky saavutetaan hieman suuremmalla nopeudella kuin corner speed. Kun hetkellinen kaarto aloitetaan suuremmalta nopeudelta,  $180^\circ$  kaarrossa keskimääräinen kulmanopeus oli suurempi kuin aloitettaessa corner speed:lta. Tarkka aloitusnopeus riippuu kuitenkin korkeudesta, suunnanmuutoksen määrästä ja lentokoneen muista ominaisuuksista. [14]

$$(8) \quad n_z = \frac{0,7}{mg} p_s S C_{L\max} M^2 \quad [7]$$

Kuten tutkielman luvussa 4.1 todettiin, LEX kasvattaa nostovoimakertoimen arvoa, erityisesti lennettäessä suurella kohtauskulmalla. Näin ollen LEX on edullinen nimenomaan kaartolennossa. Kasvaneen nostovoimakertoimen ansiosta liikehtimisrajan huippu siirtyy pienemmälle nopeudelle. Liikehtimisvaran huipun kuormitusmonikertaan LEX:llä ei ole merkittävää vaikutusta. Toisaalta, koska LEX tuottaa nostovoimaa nostovoimakeskiön etupuolelle, tarvittava korkeusperäsin poikkeutus pienenee ja näin ollen minimityöntövoiman nopeus pienenee. Tämän seurauksena myös liikehtimisvaran huipun nopeus pienenee. [6][7][23] Luvun 4.2 kuvasta 5 nähdään hybridisiivellisen ja perussiivellisen lentokoneen välinen ero vastuspolaarissa. Paras nostovoima/vastus-suhde saadaan piirtämällä tangentti kuvaajan nollakohdasta. Tangentin pisteestä voidaan lukea arvo, joka on parhaan liitoluvun arvo. [19] Vastuspolaaria parannetaan nykyhävittäjissä entisestään automaattisilla laipoilla siiven johto- ja jättöreunassa. Erityisesti johtoreunan laipat ovat merkittävässä roolissa lennettäessä suurilla kohtauskulmilla, kuten luvussa 3.3 todettiin. Kuten luvussa 4.2 todettiin, LEX parantaa nostovoima/vastus-suhdetta ja siten parantaa myös jatkuvan kaarron suorituskykyä. Kuvasta 8 huomataan, miten liikehtimisraja ja -vara muuttuvat LEX:n vaikutusten myötä.



Kuva 8: Liikehtimisraja ja -vara [23]

Kaavoista 7 ja 8 saaduilla kuormitusmonikerroilla voidaan laskea  $360^\circ$  kaartoon kuluva aika ( $t_{360^\circ}$ ), kaarron säde ( $R$ ) sekä kaarron kulmanopeus ( $\omega$ ). Nämä suureet voidaan laskea kaavoista 9, 10 ja 11. [7][22]

$$(9) \quad t_{360^\circ} = 2\pi \frac{v}{g\sqrt{n_z^2 - 1}} \quad [7]$$

$$(10) \quad R = \frac{v^2}{g\sqrt{n_z^2 - 1}} \quad [7]$$

$$(11) \quad \omega = \frac{g\sqrt{n_z^2 - 1}}{v} \quad [22]$$

Kuten luvussa 5.2 todettiin, LEX pienensi liikehtimisvaran huipun nopeutta. Tämän vaikutus voidaan todeta kaavoista 9, 10 ja 11, että pienempi nopeus pienentää jatkuvaan kaartoon kuluva-aikaa ja sen kaartosädettä, ja lisää jatkuvan kaarron kulmanopeutta. Hetkellistä kaartokykyä tarkasteltaessa huomataan, että velocity corner saavutetaan pienemmällä nopeudella. Tämä tarkoittaa, että suurin mahdollinen kuormitusmonikerta saavutetaan pienemmällä nopeudella.



Nostovoiman lisäyksen vaikutus corner speed:iin, ja sen myötä kaartosäteeseen ja -aikaan sekä kulmanopeuteen on esitetty tutkielman liitteessä 3.

#### 5.4 Vaakalento, nousu ja liuku

Vaakalento, nousu ja liuku ovat aerodynaamisesti samankaltaisia lentotiloja, joten niitä on järkevä käsitellä rinnakkain. Kuten luvussa 4.2 todettiin, hybridisiipi-ratkaisu parantaa lentokoneen nostovoima/vastus-suhdetta. Samassa luvussa todettiin, että parantunut nostovoima/vastus-suhte vaikuttaa lentokoneen nousukykyyn, toimintamatkään sekä liukuun.

Vaakalennossa työntövoiman on kumottava lentokoneen vastus ja nostovoiman on kumottava lentokoneen paino [16]. Vaakalentoon tarvittavalle työntövoimalle saadaan johdettua kaava 12.

$$(12) T = mg \frac{D}{L} \quad [6][16]$$

Vaakalentoon tarvittava työntövoima riippuu siis lentokoneen painosta sekä vastuksen ja nostovoiman suhteesta. Mitä pienempi vastus ja paino ovat, sitä pienempi on tarvittava työntövoima. Luvussa 4.2 todettiin, että hybridisiipi pienentää lentokoneen vastusta ja kasvattaa näin ollen koneen liitolukua  $L/D$ . Vastuksen optimoituessa lentokoneen työntövoimaylijäämä (specific excess power - SEP) kasvaa [7]. Tällöin toiminta-aika ja -matka pitenevät sekä vaakakiihtyvyys paranee [6][7].

Tarkastellaan lentokoneen nousukykyä vakioilmanopeudella  $V_i$ . Vakioilmanopeudella lentokone voi nousta vain, jos sen työntövoima on suurempi kuin vastus [6][10][16]. Kun ilmanopeus ja ratakulma  $\gamma$  ovat vakioita, kutsutaan nousua stationaariseksi [16]. Tällöin lentokoneeseen vaikuttavien voimien tasapainon perusteella saadaan yhtälöt 13 ja 14.

$$(13) L = mg \cos \gamma \quad [16]$$

$$(14) T - D = mg \sin \gamma \quad [16]$$

Kaavasta 13 nähdään, että lentokoneen nostovoima on tällöin pienempi kuin koneen paino. Kaavasta 14 voidaan johtaa ratakulman kaava 15.

$$(15) \sin \gamma = \frac{T - D}{mg} \quad [16]$$

Kaavasta 15 nähdään, että ratakulma on sitä suurempi, mitä suurempi on työntövoiman ja vastuksen erotus ja mitä pienempi on lentokoneen massa. Luvussa 4.2 todettiin, että hybridisiipi pienentää lentokoneen vastusta ja massaa. Näin ollen hybridisiivellä on suora vaikutus lentokoneen ratakulman suuruuteen.

Ratakulma vaikuttaa lentokoneen kohoamisnopeuteen, joka voidaan laskea kaavasta 16.

$$(16) C = V_i \sin \gamma = \frac{TV_i - DV_i}{mg} \quad [16]$$

Kaavasta 16 nähdään, että kohoamisnopeuteen vaikuttavat vaakasuoranopeus ja ratakulma. Ohjaajan kannalta helpointa on seurata ilmanopeutta, koska nousukulmaan vaikuttaa myös ilman tiheys. Vakio ilmanopeudella nousunopeus on vallitseville olosuhteille optimaalinen. Lentokoneelle käytetään nousuun kahta eri nousuprofiilia vastaavaa ilmanopeutta: parhaan nousukulman nopeutta ja parhaan nousunopeuden nopeutta.

Liu'ussa lentokoneen moottorin tuottaman työntövoima on pienempi kuin vaakalentoa tarvittava työntövoima [16]. Tällöin lentokoneen on nopeuden säilyttääkseen muutettava sen potentiaalienergiaa kineettiseksi energiaksi. Toisin sanoen lentokone muuttaa saavutettua korkeutta nopeudeksi. Liukumatkaan ja nopeuteen vaikuttaa lentokoneen liitoluku. Liitoluvun ja liukukulman yhteys on esitetty kaavassa 17.

$$(17) E = \frac{L}{D} = \frac{-1}{\tan \gamma} \Rightarrow \tan \gamma = -\frac{D}{L} \quad [6][16]$$

Kaavasta 17 huomataan, että mitä parempi liitoluku on, sitä pienempi on ratakulma ja sitä loivempi on liuku [16]. Luvussa 4.2 todettiin, että hybridisiipi parantaa liitolukua E optimoimalla vastusta ja kasvattamalla nostovoimakerrointa. Tällöin hybridisiipi siis pienentää myös liukukulmaa. Kaavassa 17 oletetaan työntövoima nollassa, jolloin se on käyttökelpoinen vain moottori sammuneena.

Taloudellisessa liu'ussa moottorissa pyritään säilyttämään sellainen vakio kierrosluku, jolla taataan koneen järjestelmille riittävä toiminta [9]. Koelentoilla on todettu, että taloudellisessa liu'ussa polttoaineen kulutus on pienimmillään pienimmällä nopeudella, joka on tarvittavan työntövoimakäyrän vakaalla puolella [9]. Tämä tarkoittaa siis mahdollisimman pientä liukukulmaa. Kuten edellisessä kappaleessa todettiin, hybridisiipi parantaa liitolukua, jolloin liukukulma pienenee ja tällöin polttoaineen kulutus pienenee taloudellisessa liu'ussa.

## 5.5 Lento-ohjelmointi ja lasku

Lento-ohjelmointimatka on maan pintaa pitkin mitattu etäisyys, joka lento-ohjelmointissa kuluu jarrujen vapauttamisesta lento-ohjelmointin alussa tietyn esteen ylityskorkeuden saavuttamiseen [16]. Tämä matka koostuu kiihdytyksestä irtoamisnopeuteen eli maakiitomatka ja kohoamisesta esteen yli. Sotilaskoneille on määritetty estekorkeudeksi 50 jalkaa eli noin 15 metriä. Näistä kahdesta vaiheesta hybridisiipi vaikuttaa maakiitomatkaan, joten tarkastellaan sitä.

Kaavasta 18 nähdään, että maakiitomatkaan vaikuttavat merkittävästi siipikuormitus, nostovoimakertoimen maksimiarvo sekä työntövoimaylijäämä. Maakiitovaiheessa hybridisiivillä ei ole vaikutusta työntövoimaylijäämään. Kuten luvussa 3.1 todettiin, LEX kasvattaa nostovoimakertoimaa vain vähän pienellä kohtauskulmalla. Näin ollen se ei suoraan vaikuta lento-ohjelmointimatkaan. Välillisesti tarkasteltuna LEX kuitenkin mahdollistaa lentokoneen rakentamisen kevyemmäksi [7]. Pienentynyt massa ilman pienentynyttä siipipinta-alaa pienentää siipikuormaa. Siipikuorman pienentymisellä vastaavasti on suora yhteys maakiitomatkaan. Massan merkitys lento-ohjelmointissa on merkittävä, koska se on toisessa potenssissa. Jos lento-ohjelmointimassa kasvaa 10 %, kiitomatka kasvaa noin 20 %. Nostovoimakertoimen tai ilmantiheyden pienentyessä 10 %, kiitotiematka kasvaa vain noin 10 %. [16]

$$(18) S_{LO} = \frac{k^2 m}{\rho C_{L \max} S} \frac{mg}{(T - D_G)} \quad [16]$$

Laskeutumismatka koostuu liu'usta estevarakorkeudesta kiitotien pintaan, jossa tapahtuu istuminen, ja maakiitomatka, jonka aikana lentokoneen nopeus hidastetaan nolliin. [16] Liukukulma on usein käytetyn lähestymismenetelmän mukainen, eli siihen ei lentokoneen ominaisuuksilla voida vaikuttaa. Merkittävä osa laskeutumismatkasta koostuu istumisesta ja sen jälkeisestä maakiidosta. Tämä matka voidaan laskea kaavasta 19.

$$(19) S_{FR} + S_B = t_{FR} V_{TD} + \frac{k^2 m^2 g}{\rho S C_{L_{\max}} D_G} \quad [16]$$

Kaavasta 19 nähdään, että maakiitomatkaan vaikuttavat istumisnopeus sekä lentokoneen massa. Kaava 19 on esitetty sellaisessa muodossa, että maakiitomatassa on korostettu nostovoimakertoimen maksimiarvon merkitystä [16]. LEX:llä saataisiin aikaan nostovoimakertoimen maksimiarvon paraneminen ja siten kynnysnopeuden pieneneminen, jos lennettäisiin suurella kohtauskulmalla. Näin tehtiinkin aikaisemmilla delta-siipisillä hävittäjillä, joissa ei ollut nostovoimaa lisääviä laitteita [23]. Suuri kohtauskulma kuitenkin heikentää ohjaajan näkyvyyttä kiitotielle, koska lentokoneen nokka on pystyssä. Tästä syystä hybridisiivestä ei ole merkittävää etua kynnysnopeuden suhteen. Vaikutus laskeutumismatkaan on kuitenkin välillinen, kuten nousukiidossa. Hybridisiivellisestä lentokoneesta voidaan tehdä rakenteellisesti kevyempi ja pienentynyt massa on merkittävässä roolissa laskeutumisen maakiito-vaiheessa. Lisäksi sotilaslentokoneissa käytetään usein aerodynaamista jarrutusta, varsinkin kiitotien ollessa liukas ja näin ollen jarruista ei saada maksimaalista tehoa. Aerodynaamisella jarrutuksella tarkoitetaan lentokoneen nokan pitämistä korkeusperäsimen avulla ilmassa niin pitkään kuin se on aerodynaamisesti mahdollista ilman nokan voimakasta putoamista maahan. LEX kasvattaa vastusta lisääntyneellä siipipinta-alalla ja parantaa aerodynaamisella jarrutuksella saatavaa hidastuvuutta. [19]

## 6 JOHTOPÄÄTÖKSET

Tässä kandidaatintutkielmassa oli tavoitteena tutkia hybridisiiven vaikutusta lentokoneen aerodynamiikkaan ja sen kautta suorituskykyyn. Suorituskyvyn ollessa näkyvämpi ja konkreettisesti edellä mainituista asioista, tutkielman painopiste asetettiin suorituskyvyn tarkasteluun. Päättökysymykseksi muodostui: ”Miten hybridisiipi vaikuttaa lentokoneen suorituskykyyn?” Parantuneen suorituskyvyn taustalla ovat muuttuneet aerodynaamiset ratkaisut, joten alatutkimuskysymyksenä olivat: ”Mitkä ovat hybridisiiven vaikutukset lentokoneen aerodynaamisiin ominaisuuksiin?” ja ”Miksi hybridisiiven kanssa käytetään laippoja siiven johtoreunassa?” Tutkielmassa ei pyritty tuottamaan uutta tietoa aiheesta, vaan syventämään tutkijan perehtyneisyyttä aiheeseen ja muodostamaan useita lähteitä yhdistämällä kattava kokonaisuus hybridisiiven toimintaperiaatteista ja vaikutuksista. Aiheesta ei ollut aiemmin tehty suomenkielistä tutkimustyötä, vaikka hybridisiipeä on kehitetty ja käytetty jo 1960-luvulta asti.

Hybridisiivellä saavutettava nostovoimakertoimen lisä perustuu siiven yläpinnan alipaineen kasvamiseen. Kuten luvussa 3.1 todettiin, LEX indusoi korkeaenergistä ilmaa siiven yläpinnalle, mikä auttaa kiinnittynyttä virtausta pysymään kiinnittyneenä suuremmalla kohtauskulmalla lennettäessä. Kasvanut kohtauskulma kasvattaa nostovoimakertoimen maksimiarvoa. Kuten luvussa 5.3 todettiin, nostovoimakertoimen maksimiarvon suureneminen pienentää sakkausnopeutta. Sakkausnopeuden pienentyessä lentokoneen corner speed pienenee ja suurin mahdollinen kuormitusmonikerta saavutetaan pienemmällä nopeudella. Luvun 1 mukaan Northrop F-5E Freedom figteriin LEX:n lisäyksellä saavutettiin 38 % kasvu nostovoimakertoimessa siipipinta-alan kasvaessa vain 4,4 %. Liitteessä 3 tarkasteltujen prosenttilaskujen mukaan 38 % kasvulla nostovoimakertoimessa saavutettiin 15 % pienempi nopeus velocity corner:ssa. Tällä nopeudella saavutetaan hetkellisessä kaarrossa 28 % pienempi säde, 15 % pienempi kaartoon kuluva aika ja 17 % suurempi kulmanopeus. Nämä luvut ovat merkittäviä, koska LEX:n lisäyksen myötä lentokoneen muut arvot, kuten massa, eivät muuttuneet merkittävästi.

Luvussa 3.2 todettiin hybridisiiven aiheuttavan lisää vastusta lennettäessä vaakalentoa, koska LEX:n indusoima nostovoima kasvattaa indusoitua vastusta. LEX:n vaikuttaa kuitenkin lentokoneeseen epävakavoivasti, jolloin korkeusperäsimestä voidaan tehdä pienempi ja vaakalennossa trimmivastus pienenee. Pientynyt trimmivastus parantaa luvun 5.4 mukaan lentokoneen nousukykyä, pienentää vaakalentoa tarvittavaa työntövoimaa ja pienentää polttoaineen kulutusta liu'ussa. Nämä parantavat lentokoneen taloudellisuutta ja mahdollistavat pidemmän toiminta-ajan ja -matkan. Pientynyt korkeusperäsin vaikuttaa pienentävästi lentokoneen massaun. Luvun 5.5 mukaan pientynyt massa lyhentää lentokoneen lentoonlähtö- ja laskumatkaa. Pientyneen massan ansiosta hybridisiivelliset hävittäjät kykenevät toimimaan lyhyemmiltä kiiroteiltä, kuten lentotukialuksilta. Tämä mahdollistaa maailmanlaajuisen toiminnan kaukana kotitukikohdasta.

LEX:n vaikutuksesta lentokoneesta voidaan tehdä epävakaata painopisteensä suhteen. Epävakaata painopiste pienentää tarvittavaa ohjainpoikkeutusta, jolloin trimmausvastus pienenee. Pientynyt trimmausvastus vaikuttaa tarvittavaan työntövoimaan. Lisäksi pientyneen ohjainpoikkeutuksen ansiosta korkeusperäsimestä voidaan tehdä pienempi. Näiden kahden seurauksena lentokoneesta voidaan tehdä kevyempi. Kevyempi lentokone tarvitsee vähemmän työntövoimaa saavuttaakseen hyvän työntövoima/vastus-suhteen. Kuten luvussa 5.4 ja 5.5 todettiin, lentokoneen massa vaikuttaa merkittävästi lentoonlähtö- ja laskumatkoihin sekä kohoamisnopeuteen. Pienemmällä massalla saavutetaan lyhyempi lentoonlähtö- ja laskumatka sekä suurempi kohoamisnopeus.

Luvussa 4.2 tarkasteltiin LEX:n vaikutusta lentokoneen vastukseen. Kuten edellisessä kappaleessa mainittiin, LEX vaikuttaa trimmausvastukseen pienentävästi. Vastuksen optimoituessa lentokoneen liitoluku E paranee. Liitoluvulla on suora vaikutus vaakalentoa ja liukuun tarvittavaan työntövoimaan. Työntövoiman tarpeen pienentyessä lentokone kuluttaa vähemmän polttoainetta. Tämä vaikuttaa suoraan lentokoneen toimintamatkkaan ja -aikaan parantavasti.

Tutkielman luvussa 3.3 ja 5.3 tutkittiin siiven johtoreunan laippojen käyttöä hybridisiiven kanssa. Johtoreunan laipat parantavat nostovoima/vastus-suhdetta. LEX aiheuttaa vortex-pyörteen pienelläkin kohtauskulmalla. Tämä vortex-pyörre aiheuttaa häiriötä pääsiiven johtoreunan virtauskenttään. Taivuttamalla pääsiiven johtoreunaa alaspäin säilyy virtauskenttä häiriöttömämpänä ja nostovoimahäviö pienenee. Siiven johtoreunan laipoilla on myös vaikutus kaartokykyyn. Kaarrossa lennettäessä suurella kohtauskulmalla johtoreunan taivuttaminen alaspäin lyhentää matkaa, jonka aikana ilmapirran täytyy taipua siipiprofiilin mukaiseksi. Näin ollen virtauksen energia ei kulu taipumiseen ja virtaus säilyy kiinnittyneen siiven yläpinnalla pidempään.

Tutkielman perusteella hybridisiipeä käyttävien hävittäjien yleisin yhteinen piirre on niiden pienempi koko verrattuna ilmaherruushävittäjiin. Suorituskyky hybridisiivellisillä koneilla on kuitenkin samalla tasolla. Lisäksi hybridisiivelliset hävittäjät pystyvät yleisemmin toimimaan multi-role-hävittäjinä. Niiden tehtävänkuvaan kuuluvat niin ilmasta ilmaan -torjunnat ja rynnäkointi, kuin ilmatankkaus ja ilmaherruuden turvaaminen.

Tutkielmassa käytetyt lähteet ovat valittu siten, että tutkija saisi mahdollisimman kattavan faktapohjan aihealueeseen. Myös tutkimusmenetelmä palvelee tutkielman tekoa. Vertailu eri hävittäjien välillä olisi palvellut tutkielman lopputulosta hyvin, koska siitä olisi saatu yksiselitteinen vastaus kysymykseen, pärjääkö hybridisiivellinen hävittäjä suorituskyvyllisesti tarkastelussa muun tyyppisiä hävittäjiä vastaan. Toisaalta hävittäjien välillä olisi ollut vaikea tehdä selvää vertailua, koska tässä tutkielmassa tarkasteltuihin suoritusarvoihin vaikuttavat monet eri tekijät. Jotta vertailu antaisi oikeellisen lopputuloksen, tulisi verrattavien hävittäjien olla suunnilleen samanpainoisia ja niillä pitäisi olla saman tehoiset moottorit.

Jatkotutkimuksena aiheesta voidaan tutkia hybridisiiven vaikutusta lentokoneen vakavuuteen, ilmanottoon sekä vaikutusta ylisoonisella nopeusalueella lentämiseen. Lisäksi jatkotutkimuksessa, mahdollisesti pro gradu -tutkielmassa, voidaan tutkia LEX:iin integroituja lisälaitteita. LEX:iin voidaan esimerkiksi lisätä lisää käyritystä tuottavia siivekkeitä, jotka parantavat ilmapirran kiinnipysymistä entistä suuremmilla kohtauskulmilla. Periaate on sama kuin siiven johtoreunan laippojen toiminnassa.

## LÄHTEET

- [1] Anderson, John D., Jr., Fundamentals of Aerodynamics 4<sup>th</sup> edition, McGraw-Hill 2007.
- [2] Anderson, John D., Jr., Introduction to Flight 4<sup>th</sup> edition, McGraw-Hill 2000.
- [3] Barnard R. H., Philpott D. R.: Aircraft flight, A description of the physical principles of aircraft flight, Longman Scientific and Technical 1989.
- [4] Chambers, Joseph R., Partners in Freedom: Contributions of the Langley Research Center to U.S. Military Aircraft of the 1990's, NASA: Office of Policy and Plans 2000.
- [5] Del Frate, John H., Fisher, David F., Zuniga, Fanny A., In-Flight flow visualization with pressure measurements at low speeds on the NASA F-18 high alpha research vehicle, NASA Ames research center 1990.
- [6] Harjunen, Mikael, Aerodynamiikka, Ilmavoimien esikunta 1994.
- [7] Hipeli, J., Nykyaikaisten sotilaskoneiden ohjausjärjestelmät ja aerodynaamiset ratkaisut sekä niiden vaikutukset suoritusarvoihin ja lento-ominaisuuksiin, Tuusula 1987.
- [8] Huenecke, Klaus, Modern Combat Aircraft Design, Naval Institute Press 1987.
- [9] Keinänen, Vesa, Suoritusarvoteoriaa koelentokurssille (1. korjattu versio), Koelentokeskus 1994.
- [10] Kermode, A.C., Mechanics of Flight, 10<sup>th</sup> edition, Longman Group Limited 1996.
- [11] KoelK 10, Lyhenteet, Koelentokurssilla käytettävät symbolit, lyhenteet ja merkinnät sekä joitain kaavoja 2003.
- [12] Koelentokeskuksen materiaali, materiaali everstiluutnantti evp. Ilkka Kohon hallussa.
- [13] Koelentokeskuksen materiaali, materiaali insinööriyliluutnantti Mika Niemisen hallussa.
- [14] Kutchera, Antony, Corner speed versus optimum turning speed, Aeronautical Journal 2003.
- [15] Kutchera, Antony, Performance Assessment of Fighter Aircraft Incorporating Advanced Technologies, Loughborough University 2000.
- [16] Laine, Hoffren, Renko, Lentokoneen aerodynamiikka ja lentomekaniikka, WSOY 2006.
- [17] Lappalainen, Esa, Jormakka, Jorma, Tekniset tutkimusmenetelmät Maanpuolustuskorkeakoulussa, Maanpuolustuskorkeakoulu, Tekniikan laitos, Edita Prima Oy 2004.
- [18] NATOPS A1-F18AC-NFM-000, Naval Air System Command, Department of the Navy 2008.
- [19] Raymer, Daniel P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics inc. 1989.



- [20] Shaw, Robert L., *Fighter Combat tactics and maneuvering*, Naval Institute Press 1985.
- [21] Thompson, D. H., *Effect of the Leading-edge Extension (LEX) Fence on the Vortex Structure over the F/A-18*, DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory 1997.
- [22] USAF Test Pilot School, *Performance Phase Textbook Volume 1*, Edwards AFB 1986.
- [23] Whitford, Ray, *Design for Air Combat*, Jane's 1987.

## **LIITTEET**

### Liiteluettelo

Liite 1 Tutkielman keskeiset käsitteet

Liite 2 Kaavoissa käytetyt lyhenteet

Liite 3 Nostovoimakertoimen kasvun vaikutus hetkellisen kaarron kaartosateeseen, kaartoaikaan sekä kaarron kulmanopeuteen

## Tutkielman keskeiset käsitteet

Alisooninen nopeusalue	Nopeusalue, joka on alle Machin luvun 1.
Kohtauskulma	Siiven jänteen ja suhteellisen ilmavirran välinen kulma, merkitään kreikkalaisella kirjaimella $\alpha$ .
LEX	Siiven johtoreunan tyven jatke. Lyhenne tulee sanoista leading-edge extension.
Siiven jänne	Siiven johto- ja jättöreunan väliin kuviteltu jana.
Sivusuhte	Siiven kärkivälin ja keskimääräisen siipiprofiilin jänteen välinen suhde. Lyhennetään AR.
Työntövoimaylijäämä	Kuvaa tarvittavan ja saatavan työntövoiman suhdetta. Lyhennetään SEP (specific excess power).
Vortex-pyörre	Pyörivä, spiraalimainen ja usein turbulenttinen virtaus. Syntyy, kun paine-ero siiven ala- ja yläpinnalla pyrkivät tasoittumaan siiven kärjen kautta.

## Kaavoissa käytetyt lyhenteet [11]

a	kiihtyvyys
AR	Sivusuhte
$C_D$	Vastuskerroin
$C_{Di}$	Indusoidun vastuksen vastuskerroin
$C_{L\max}$	Nostovoimakertoimen maksimiarvo
$C_L$	Nostovoimakerroin
D	Vastus
E	Liitoluku
F	Kokonaisvoima
g	Maan putoamiskiihtyvyys
k	Nostovoimasta riippuva vastuskerroin
L	Nostovoima
m	Massa
M	Machin luku
$mg/(T-D_G)$	Painon ja työntövoimaylijäämän suhde
$n_z$	Kuormituskerroin
$p_s$	Staattinen paine
R	Kaartosäde
S	Siipipinta-ala
$S_B$	Maakiidon pituus jarrituksen aloittamisesta
$S_{FR}$	Pyörien kosketuksen ja jarrituksen aloituksen välinen matka
$S_{LO}$	Maakiidon pituus lentoonlähdössä
$T_{360^\circ}$	360° käännöksen käytettävä aika
$t_{FR}$	Jarrituksen aloitukseen kuluva aika
$T_{u\max}$	Suurin saatava työntövoima
v	Ilmanopeus
$V_i$	Ilmanopeus
$V_s$	Sakkausnopeus
$V_{sk}$	Sakkausnopeus kaarrossa

$V_{TD}$	Nopeus pyörien osuessa maahan
$W$	Lentokoneen paino
$\alpha$	Kohtauskulma
$\gamma$	Ratakulma
$\varepsilon$	Oswaldin tehokkuusluku
$\phi$	Lentokoneen kallistuskulma
$\rho$	Ilmantiheys
$\omega$	Kaarron kulmanopeus

Nostovoimakertoimen kasvun vaikutus hetkellisen kaarron kaartosäteeseen, kaartoaikaan sekä kaarron kulmanopeuteen

Luvussa 3.1 todettiin, että Northrop F-5E Freedom fighterissä LEX:llä saatiin aikaiseksi jopa 38 % lisä nostovoimakertoimeen. Tässä liitteessä on laskettu nostovoimakertoimen kasvun vaikutus hetkellisen kaarron kaartosäteeseen, kaartoaikaan ja kaarron kulmanopeuteen.

Tarkasteluissa alaindeksillä 1 tarkoitetaan alkuperäistä arvoa ja alaindeksillä 2 muuttunutta arvoa. Tarkastelussa käytetään tutkielman kaavoja 6, 7, 8 ja 9. Tarkastelu on normitettu käyttäen lukua 1 kuvaamaan alkuperäistä arvoa, jotta saadaan prosentuaalinen suhde.

Hetkellisen kaarron nostovoimakerroin on hävittäjän rakenteellisen rajan rajoittama ja se saavutetaan velocity corner:ssa. Hetkellisen kaartokyvyn kaavasta  $n_z = \frac{0,7}{mg} p_s SC_{L_{\max}} M^2$  voidaan johtaa nopeudelle kaava.

$$n_z = \frac{0,7}{mg} p_s SC_{L_{\max}} M^2 \Rightarrow M^2 = \frac{n_z mg}{0,7 p_s C_{L_{\max}}}$$

Oletetaan, että muut arvot pysyvät vakiona, jolloin voidaan muodostaa verranto. Nopeus ja nostovoimakerroin ovat kääntäen toisiinsa verrannollisia.

$$\Rightarrow \frac{M_2^2}{M_1^2} = \frac{1}{1,38} \left\| \text{Otetaan verrannosta neliöjuuri puolittain} \right.$$

$$\Rightarrow \frac{M_2}{M_1} = \frac{1}{\sqrt{1,38}}$$

$$\Rightarrow M_2 = \frac{M_1}{\sqrt{1,38}} \approx 0,85 M_1$$

Tästä huomataan, että nostovoimakertoimen maksimiarvon kasvaessa 38 % hetkelliseen kaartoon tarvittava kuormitusmonikerta saavutetaan noin 15 % pienemmällä nopeudella. Tätä nopeutta käytetään kaartosäteen, kaartoajan ja kulmanopeuden tarkasteluissa.

Jos kaartto suoritetaan matalalla, eikä ilman kokoonpuristuvuutta oteta huomioon, voidaan Machin luku muuntaa suoraan ilmanopeudeksi  $v$ .

Seuraavaksi tarkastellaan pienentyneen nopeuden vaikutusta kaartosäteeseen.

Kuormitusmonikerta  $n_z$  ja maan putoamiskiihtyvyys  $g$  pysyvät vakioina.

$$R = \frac{v^2}{g\sqrt{n_z^2 - 1}}$$

Nostovoimakertoimen kaavasta saadaan suhde pienentyneelle ilmanopeuden  $v$  arvolle.

Tästä saadaan johdettua verranto:

$$\Rightarrow \frac{R_1}{R_2} = \frac{v_1^2}{v_2^2} = \frac{1^2}{0,85^2}$$

$$\Rightarrow R_2 = 0,85^2 R_1 \approx 0,72 R_1$$

Tarkastelun mukaan nostovoimakertoimen kasvaessa 38 % kaartosäde pienenee noin 28 %.

Tarkastellaan nopeuden vaikutusta kaartoon kuluvaan aikaan.

$$t_{360^\circ} = 2\pi \frac{v}{g\sqrt{n_z^2 - 1}}$$

Tästä saadaan johdettua verranto:

$$\Rightarrow \frac{t_{360^\circ 1}}{t_{360^\circ 2}} = \frac{v_1^2}{v_2^2} = \frac{1}{0,85}$$

$$\Rightarrow t_{360^\circ 2} = 0,85 t_{360^\circ 1}$$

Tarkastelun mukaan nostovoimakertoimen kasvaessa 38 %, laskee kaartoon kuluvaa aikaa noin 15 %.

Viimeisenä tarkastellaan nopeuden muutoksen vaikutusta hetkellisen kaarron kulmanopeuteen. Kulmanopeuden kaavassa voidaan olettaa maan putoamiskiikkyvyys  $g$  ja kuormitusmonikerta  $n_z$  vakioiksi.

Kulmanopeuden kaava:

$$\omega = \frac{g \sqrt{n_z^2 - 1}}{v}$$

Kaavasta saadaan johdettua verranto. Verrannossa kulmanopeus ja ilmanopeus ovat kääntäen verrannolliset keskenään. Ilmanopeuden pienentyessä kulmanopeus kasvaa.

$$\Rightarrow \frac{\omega_1}{\omega_2} = \frac{v_2^2}{v_1^2} = \frac{0,85}{1}$$

$$\Rightarrow \omega_2 = \frac{\omega_1}{0,85} \approx 1,17 \omega_1$$

Tarkastelusta nähdään, että nostovoimakertoimen kasvaessa 38 % kulmanopeus vastaavasti kasvaa noin 17 %.