

Peetu Tuominen

RAKENNEOPTIMOINNIN HYÖDYNTÄMINEN HÄVITTÄJÄLENTOKONEIDEN LENTORANGON MODIFIKAATIOSUUNNITTELUSSA

Optimointiratkaisujen ja kehityspotentiaalin
selvitys moderneille hävittäjälentokoneille

Tekniikan ja luonnontieteiden tiedekunta
Kandidaatintyö
Marraskuu 2020

TIIVISTELMÄ

Peetu Tuominen: Rakenneoptimoinnin hyödyntäminen hävittäjälentokoneiden lentorangan modifikaatiosuunnittelussa

Tampereen yliopisto

Kandidaatintyö, 27 sivua

Marraskuu 2020

Teknisten tieteiden TkK-tutkinto-ohjelma, Konetekniikka

Pääaine: Konstruktitekniikka

Tarkastaja: Tutkimuspäällikkö TKT Jussi Aaltonen

Avainsanat: menetelmäkehitys, rakenneoptimointi, hävittäjälentokoneet, runkorakenteet, lujuuslaskenta

Tässä työssä tutkitaan modernien hävittäjälentokoneiden modifikaatiosuunnittelun rakenneoptimoinnin kehityspotentiaalia. Tarkastelun kohteena ovat kuormaa kantavat metalliset lentorangan rakenteet, joille suoritetaan lentopalveluksen aikaisia elinkaarisuunnitelmaan perustuvia huoltoja ja korjauksia. Tarkemmin työssä keskitytään modifikaatioiden tuotannolliseen ja tekniseen toteutukseen, numeeristen optimointimenetelmien mahdollisuuksiin, tulevaisuuden kehityssuuntiin sekä toimintaohjeisiin modifikaatiosuunnittelun kehittämiseksi. Työn keskeisin tavoite on menetelmäkehityksen kriittinen arviointi ja sen parantaminen ilmailualan toimijoita varten. Työ suoritettiin kirjallisuustutkimuksena perehtyen ensin aiheen teknisiin teorioihin, sitten toteutuksiin ja lopuksi mahdollisuuksiin sekä kehityssuuntiin.

Taustateoriaa käsitellään kattavasti työn tulosten ymmärtämiseksi. Hävittäjälentokoneiden runkorakenteiden suunnittelufilosofioista ja vauriomekanismeista edetään lentorangan kriittisten kohteiden elinikään vaikuttavaan murtumismekaniikkaan, väsymiseen sekä elastisuus-, plastisuus- ja stabiilisuusteoriaan. Numeerisen lujuusanalysoinnin osalta käsitellään elementtimenetelmää ja rakenneoptimointia. Mahdolliseksi rakennemodifikaatiomenetelmiksi esitellään sulauttaminen, pääteporaus, kylmävasarointi, laservasarointi, loveuttaminen ja vahvikkeiden lisääminen eri liitosmenetelmillä. Kun tarkasteltiin moderneille hävittäjälentokoneille toteutettujen modifikaatioiden optimointia, löydettiin kirjallisuudesta neljä tapaustutkimusta, joiden tuloksena optimoidun rakennekohdan maksimijännitystä saatiin laskettua 16 %, 27 %, 33 % ja 53 % alkuperäiseen optimoimattomaan rakenteeseen verrattuna.

Työn tulokset saatiin selville esitellyn teorian perusteella, kun verrattiin toteutettuja rakenneoptimointiratkaisuja lujuusanalysoinnin nykyteknologian mahdollisuuksiin. Hyödyntämätöntä potentiaalia on paljon johtuen ilmailualan yleisestä vaativuudesta ja hävittäjälentokoneiden korkeista suunnittelukriteereistä. Lujuusanalysoinnin tietokoneohjelmistojen päivittämättä jättäminen havaittiin olevan yksi merkittävä tekijä hyödyntämättömässä kehityspotentiaalissa. Ohjelmistojen numeerisen laskennan nopea kehittyminen on johtanut huippuluokkaisten menetelmien löytämiseen. Lentorangan vaatimuksiin sopivaksi menetelmäksi löydettiin viime vuosina kehitetty XIGA-menetelmä, joka yhdistää perinteisten lujuuslaskentamenetelmien tärkeimmät ominaisuudet. Algoritmitasolla GP-menetelmä todettiin myös numeerisen laskennan potentiaaliseksi kehityssuunnaksi. Optimointitehtävän määrittelydatan laadun ja validoinnin parantamiseksi esitettiin TSA-menetelmää, jossa väsytytkuormituksen aikaisten rakenteiden jännityksiä pystytään tarkastelemaan mikrobolometreillä eli jäädyttämättömillä infrapunakameroilla.

ALKUSANAT

Pitkän uurastuksen jälkeen kandidaatintyöni on vihdoin valmis. Ilman haasteita en työn kirjoittamisesta selvinnyt, kuten niitä pelkäämättömän luonteeni pohjalta olettaa saattaa. Aito kehittyminen ja eteenpäin jatkaminen tapahtuu kuitenkin vain haasteet omistamalla. Terveen itsekritiikin puitteissa voidaan aina keskustella siitä, onko työni onnistunut sisällöllisesti, johdonmukaisesti tai tuloksellisesti toivomallani tavalla. On selvää, että aina parantamisen varaa löytyy ja siksi oman suorituskyvyn ja tuloksen parantamiseen tuleekin aina tähdätä. Olen kuitenkin tyytyväinen ja ylpeä työn tietyistä osa-alueista, esimerkiksi dokumentaatiosta, jonka automatisoinniksi sekä tehostamiseksi loin työkaluja VBA-ohjelmoinnilla. Jääköön tämä työ kandidaatintyön tarkoituksen mukaisesti opetteluksi tieteellisestä kirjoittamisesta ja siirtyköön tavoitteeni laadullisesti erinomaisen tieteellisen kokonaisuuden tuottamisesta tulevaan diplomityöhöni ja sen jälkeisiin julkaisuihin.

Työn aihetyypiksi valikoitui useiden iteraatioiden jälkeen itseäni suuresti kiehtova menetelmäkehitys. Lujuuslaskentaan liittyvien menetelmien kehittäminen on jatkuvan kehityksen luonteeni pohjalta paljon mielenkiintoisempi aihe verrattuna esimerkiksi tuotekehitykseen. Koneenrakennuksen menetelmät ovat kivijalka kaikelle suunnittelutyölle. Savesta valmistetulla jakoavaimella ei pultteja saa kovin kireälle tai metallivartisella ja puuteräisellä kirveellä halkoja hakattua – Ei se mitä tehdään, vaan millä se tehdään.

Haluan kiittää läheisiä ystäviäni kaikesta avusta tämän työn tekemisessä. Heiltä olen vuosien varrella oppinut mittavissa määrin uusia näkemyksiä, työkaluja ja kekseliäitä menettelyjä haasteiden edessä. Lisäksi haluan kiittää heitä yleisessä kasvussa ja kehityksessä elämässäni, koska sen vaikutusta työni tulokseen ei voi sivuuttaa.

Tampereella, 18.11.2020



Peetu Tuominen

SISÄLLYSLUETTELO

1.	JOHDANTO	1
1.1	Työn aihe ja tutkimusongelma	1
1.2	Työn tavoitteet ja rakenne	2
2.	LENTORANGON LUJUUSANALYSOINTI JA RAKENNEOPTIMOINTI	4
2.1	Hävittäjälentokoneiden runkorakenteet	4
2.2	Lentorangon lujuusanalysoinnin taustäsitteet ja -teoriat	6
2.2.1	Murtumismekaniikka ja väsyminen	8
2.2.2	Elastisuus-, plastisuus- ja stabiilisuusteoria	10
2.3	Lentorangon numeerinen lujuusanalysointi	11
2.3.1	Elementtimenetelmä	12
2.3.2	Rakenneoptimointi	12
3.	HÄVITTÄJÄLENTOKONEIDEN RAKENNEOPTIMOINTIRATKAISUT	15
3.1	Numeeriset rakenneoptimointimenetelmät ja niiden rajoitusehdot	16
3.2	Modernit optimoidut rakennemodifikaatiot	17
4.	TULEVAISUUDEN KEHITYSSUUNNAT	20
4.1	Rajoitteet nykyisissä menetelmissä	20
4.2	Numeerisen laskennan kehittyminen	21
4.3	Rakenneoptimoinnin potentiaali	21
5.	YHTEENVETO	23
	LÄHTEET	25

KUVALUETTELO

Kuva 1.	<i>4. sukupolven hävittäjälentokoneen runkorakenteet havainnollistettuna koko lentorangan osalta. [4]</i>	2
Kuva 2.	<i>Suomen Ilmavoimien F/A-18 Hornet -hävittäjälentokoneen kriittisten runkorakenteiden eliniät. [25, s. 16]</i>	6
Kuva 3.	<i>Kanadan kuninkaallisten ilmavoimien käyttämä säröjen ydintymisen teoriakonsepti CF-18 Hornet -hävittäjälentokoneelle. [2]</i>	7
Kuva 4.	<i>7050-T7451 alumiiniseoksesta valmistetun lovittamattoman 25,4–152,4 mm paksun levyrakenteen aksiaalikuormituksen S-N-kuvaaja. [5, s. 3-557]</i>	8
Kuva 5.	<i>Tyypillinen sitkeän materiaalin, esimerkiksi metallin, jännitysvenymä-kuvaaja. [8, s. 88]</i>	10
Kuva 6.	<i>Esimerkki optimoinnin vaikutuksesta rakennesuunnitteluun. Väriskaalat eivät vastaa toisiaan. Muokattu lähteestä [15, s. 19]</i>	14
Kuva 7.	<i>Kaaviokuva rakenneoptimoinnin kohteista ja sen sijoittumisesta hävittäjälentokoneen elinkaareen. Mukailtu lähteestä [6, s. 280]</i>	15
Kuva 8.	<i>F/A-18 Hornet -hävittäjälentokoneen LAU-7-laukaisinlaitteeseen toteutetun modifikaation muodon optimoinnin määrittely. [7, s. 740]</i>	17
Kuva 9.	<i>F-111-hävittäjälentokoneeseen optimoitu sulautus verrattuna alkuperäiseen rakenteeseen ja tyypilliseen modifikaatioon. [6]</i>	18
Kuva 10.	<i>F/A-18 Hornet -hävittäjälentokoneen FS470-runkokaaren alalappaan toteutetun optimoidun modifikaation tulokset. [12, s. 499–503]</i>	18
Kuva 11.	<i>Lockheed Martin F-35 -hävittäjälentokoneen FS496-runkokaaren alalappaan jännitysten TSA- ja FEA-tulokset. Muokattu lähteestä [20, s. 16]</i>	22

LYHENNE- JA SYMBOLILUETTELO

Lyhenteet

BEM	Boundary Element Method
DEM	Discrete Element Method
FDM	Finite Difference Method
FEA	Finite Element Analysis
FEM	Finite Element Method
FH	Flight Hours
FVM	Finite Volume Method
GP	Geometric Programming
IGA	Isogeometric Analysis
MTO	Monitavoiteoptimointi
OLMS	Operational Loads Measurement System
RA	Rauhan ajan
TSA	Thermoelastic Stress Analysis
XFEM	Extended Finite Element Method
XIGA	Extended Isogeometric Analysis

Latinalaiset symbolit

a	Neuberin vakio [m]
A	Särön pituus [m]
$\frac{dA}{dN}$	Särön kasvunopeus [$\frac{m}{sykli}$]
c	Vaimennusvakio [–]
C	Materiaalivakio [–]
F_D	Kappalesysteemin sisäisen voiman komponentti [N]
F_{ext}	Kappalesysteemin ulkoinen voima [N]
F_{int}	Kappalesysteemin sisäinen voima [N]
F_I	Kappalesysteemin sisäisen voiman komponentti [N]
F_S	Kappalesysteemin sisäisen voiman komponentti [N]
k	Kuormitustasojen lukumäärä [–]
k	Jousivakio [–]
K_f	Lovivaikutusluku [–]
K_t	Loven muotoluku [–]
m	Massa [kg]
n	Materiaalivakio [–]
n_i	Kuormitussyklien määrä i :ttä kuormitustasoa kohden [–]
N	Kuormitussyklien lukumäärä [–]
N_i	Väsymismurtumaan johtavien kuormitussyklien lukumäärä [–]
q	Loviherkkyysluku [–]

r	Loven juuren säde [m]
u	Siirtymä [m]
\dot{u}	Nopeus [$\frac{m}{s}$]
\ddot{u}	Kiihtyvyys [$\frac{m}{s^2}$]

Kreikkalaiset symbolit

σ	Loven juuren jännitys [Pa]
σ_{nom}	Rakennekohdan nimellisjännitys ilman lovea [Pa]
ΔK	Intensiteettikertoimen vaihteluväli [$Pa\sqrt{m}$]

1. JOHDANTO

Ilmailualaa voidaan pitää yhtenä vaativimmista teknologiateollisuuden aloista. Lentokonesuunnittelulla ja -valmistuksella on ollut historiallisesti suunnannäyttäjän rooli modernin teollisuuden aikakaudella. Sodan, kriisiajat ja erilaiset maiden väliset jännitteet, kuten maailmansotien aikaiset ilmaherruustaistot ja kylmän sodan aikainen kilpavarustelu, ovat toimineet pakottavina kannustimina ajamaan lentokoneteknologiaa eteenpäin kiihtyvällä nopeudella, jolle on vaikea löytää vertaista. Edelleen lentotekniset ratkaisut luovat uusia innovaatioita ja pysyvät keihäänkärkiteknologioina mekaniikan alalla maailmanlaajuisesti.

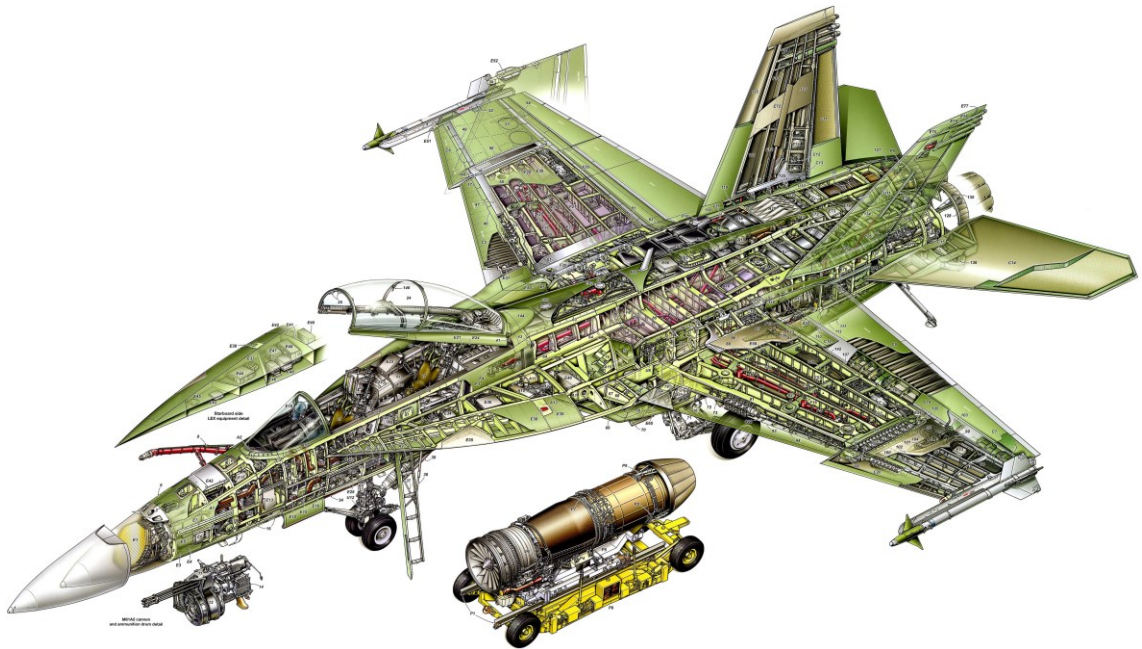
Nykypäivän koneenrakennus pohjautuu näihin lentoteknisiin ratkaisuihin ja innovaatioihin. Esimerkiksi numeerisen lujuuslaskennan perustana oleva elementtimenetelmä on alun perin kehitetty lentokoneenrakennuksen tarpeisiin ja ensimmäiset elementtimenetelmään perustuvat lujuuslaskentaohjelmistot on luotu ilmailualan yrityksiä varten [16], [26, s. 17–20]. Edellä mainittujen tekijöiden johdosta lentotekniikan merkitystä teknologiateollisuudelle voidaan pitää hyvin suurena, mikä on tämänkin työn yksi keskeisistä motivaattoreista.

1.1 Työn aihe ja tutkimusongelma

Tämä kandidaatintyö keskittyy tarkastelemaan hävittäjälentokoneiden lentopalvelusajan runkorakennemodifikaatioiden optimointimenetelmiä ja niiden kehityspotentiaalia. Tutkimusongelmana toimii nykyisten menetelmien rajoitteet ja hyödyntämätön potentiaali. Tutkimuskysymykset ovat seuraavat:

1. Millaisia modifikaatioita lentorankoon tehdään?
2. Millaisia optimointimenetelmiä voidaan käyttää?
3. Miten optimoinnin käyttämätön potentiaali voidaan hyödyntää?
4. Mitkä ovat tulevaisuuden kehityssuunnat ja toimintaohjeet modifikaatiosuunnittelun parantamiseksi?

Hävittäjien runkorakenteiden modifikaatiosuunnittelun optimoinnin lähtökohdat, menetelmät ja toteutustavat ovat erittäin tärkeä osa elinkaaren aikaisten muutostöiden toteutusta. Tämän työn tutkimusongelma on tärkeässä asemassa, koska modifikaatiosuunnittelun optimaalinen onnistuminen parantaa huoltojen ja korjausten kustannustehokkuutta, hävittäjien tehtävävalmiutta ja operaatiokykyä, alkuspesifikaation mukaisen elinkaaren läpivientiä, elinkaaren mahdollisia jatkamistoimenpiteitä sekä lentotoiminnan turvallisuutta [6, s. 279–280]. Tutkimusongelmalla on siis erittäin laajat vaikutukset. Kuvasta 1 nähdään työn kohteena oleva järjestelmä ja sen rajapinnat.



Kuva 1. 4. sukupolven hävittäjälentokoneen runkorakenteet havainnollistettuna koko lentorangan osalta. [4]

Työ rajoittuu tutkimaan rauhan ajan (RA) tilanteita, yleisimpiä lentopalveluksessa olleita 3., 4. ja 5. sukupolven hävittäjälentokoneita sekä metallisia lentorangan kantavia rakenteita. Työssä ei tarkastella modifikaatiosuunnittelun toteuttajien optimointimahdollisuuksien resurssikysymyksiä, vaan ne jätetään toimijoiden omalle vastuulle.

Tätä aihetta ovat tutkineet aikaisemmin esimerkiksi Chester et al., Heller et al. ja Kaye et al. jatkokehityksen kannalta hyödyllisillä lopputuloksilla [3, s. 10], [6, s. 290–291], [7, s. 744], [12, s. 505]. Saavutettuja tuloksia tarkastellaan ja eritellään kappaleessa 3.

1.2 Työn tavoitteet ja rakenne

Työn päätavoite on tuottaa helposti hyödynnettävää uutta tietoa menetelmäkehityksen parantamiseksi. Aiheen tulokset, tarkastelu ja päätelmät on suunnattu teknisen suunnittelun kehitystyöhön sotilasilmalualaan vaikuttaville toimijoille. Työn ja sen tuottaman informaation avulla pystytään arvioimaan hävittäjälentokoneiden rakenneoptimoinnin tuottamia etuja perinteiseen iterointipohjaiseen modifikaatiosuunnitteluun verrattuna.

Työ antaa hävittäjälentokoneiden runkorakenteiden lujuusanalysointiin ensimmäisiä kertoja tutustuvalla henkilöllä hyvän tietopaketin rakenneoptimointimahdollisuuksista. Työ pyrkii myös tukemaan lentotekniikan ja lujuuslaskennan opetusta yliopistoissa sekä samalla yleisesti esittelemään sotilasilmalun ja lentokonesuunnittelun kiehtovaa maailmaa.

Tässä työssä asiaa käsitellään taustalla olevan teorian ja laadullisen aineistoanalyysin eli kriittisen ja validatiivisen tieteenalakohtaisen kirjallisuustutkimuksen kautta. Työn läh-

teet koostuvat tekniikan alan kirjoista, tutkimusartikkeleista sekä luotettavimmista internetin tietolähteistä. Osa tämän työn tiedosta ja päätelmistä on peräisin työn tekijän omakohtaisesta kokemuksesta lentoteknisen työn parissa, kuitenkin salassapitovelvollisuussopimukset huomioiden.

Työn sisältö muodostetaan lähteiden perusteella tiedon laatua ja informatiivisuutta parantaen. Tietoa ei vain kerrota omin sanoin uudestaan, vaan monien lähteiden tieto kootaan yhteen täsmällisesti ja pyritään ilmaisemaan asia havainnollisesti ja helposti ymmärrettävästi.

Työn rakenne muodostuu normaalin tutkimustyyppisen opinnäytetyön rungon mukaan. Luvussa 2 annetaan työn aiheen käsittelyn ja saatujen tulosten oikein ymmärtämiseksi tarvittava teoretinen tieto hävittäjien kantavien rakenteiden optimoinnista. Luvussa 3 perehdytään tutkittavaan aiheeseen selvittämällä rakenneoptimointimenetelmien mahdollisuudet. Luvussa 4 pohditaan teorian ja tutkimuslöytöjen pohjalta tulevaisuuden kehityssuuntia sekä rakenneoptimoinnin potentiaalia. Viimeisessä luvussa 5 kootaan yhteen työn tärkeimmät havainnot ja johtopäätökset.

2. LENTORANGON LUJUUSANALYSOINTI JA RAKENNEOPTIMOINTI

Yleisilmailun ja sotilasilmailun konetyyppien lentorankojen väliset rakenteelliset erot ovat merkittävät. Matkustajalentokoneista suunnitellaan staattisesti vakaita, kun hävittäjälentokoneista puolestaan staattisesti epävakaita [14, s. 299–300]. Erilaiset aerodynaamikka-, lentomekaniikka-, suorituskyky- ja lentotehtävävaatimukset edellyttävät runkorakennemateriaaleilta ja -konfiguraatioilta usein jopa täysin vastakkaisia suunnitteluvaatimuksia. Sotilasilmailun konetyypeillä ja erityisesti tämän työn kohteena olevilla hävittäjälentokoneilla vaatimukset ovat erittäin korkeat. Näiden vaatimusten takaamiseen hävittäjien elinkaaren aikana tarvitaan perusteelliset lujuusanalysointi- ja rakenneoptimointimenetelmät.

Selvennetään aluksi työssä käytettävien termien, symbolisen ja numeerisen laskennan, ero. Symbolinen laskenta johtaa tarkkaan ratkaisuun ja numeerinen laskenta johtaa likimääräiseen ratkaisuun. Molemmat ovat analyyttisiä menetelmiä eli analyysejä, joissa laskenta suoritetaan kvalitatiivisesti ja numeerisen laskennan tapauksessa lisäksi kvantitatiivisesti. Tähän samaan yhteyteen usein tieteellisessä tarkastelussa liitettyllä analyyttisyys-termillä puolestaan tässä työssä tarkoitetaan erittelemällä validoitua ja syy-yhteyksiin perustuvaa toimintatapaa tai menetelmää. Työn aihepiirin valinnasta johtuen työssä keskitytään vain numeeriseen lujuusanalysointiin.

Lujuusanalysointi tarkoittaa kuormituksia vastaanottaville rakenteille tehtävää symbolista tai numeerista laskentaa ja tulosten käsittelyä teoretiedon, vaatimusten ja muiden tehtävän määritelmien pohjalta. Lujuusanalyysissä käytetään lujuuslaskennan tuloksia ja viedään ne astetta pidemmälle, mikä johtaa tulkintoihin ja herkkyysoptimointiin. Rakenneoptimointi puolestaan täydentää lujuusanalyysiä tuottamalla informatiivisempiä tuloksia. Rakenneoptimoinnissa hyödynnetään eri optimointimenetelmiä lujuusanalyysin osana ja tuloksiksi pyritään saamaan rajoitusehdot täyttäviä optimeja.

2.1 Hävittäjälentokoneiden runkorakenteet

Hävittäjien lentorangon käyttötarkoitus on toimia lavettina eli kiinnitysalustana siihen asennettaville järjestelmille. Hävittäjien tärkeimpänä ominaisuutena voidaan pitää operaatiokykyä [13], minkä vuoksi ase-, omasuoja-, suunnistus-, paikannus- ja tunnistusjärjestelmät ovat merkittävimmissä osassa hävittäjien suorituskykyä mitattaessa. Lentorangon geometria, materiaalit ja osien kokoonpanoratkaisut asettavat edellä mainituille järjestelmille perusvaatimukset, joita ei kyseisen konetyypin elinkaaren aikana voida

muuttaa. Esimerkiksi nokkakartioon ei voida elinkaaripäivitysten aikana asentaa kookkaampaa tutkaa tai siipiripustimiin alkuperäistä spesifikaatiota kooltaan tai massaltaan suurempia pommeja.

Lentokoneiden runkorakenteiden väsymistarkastelun suunnittelufilosofiat voidaan jakaa kahteen pääluokkaan ja toinen pääluokka edelleen kolmeen alaluokkaan seuraavan listauksen mukaisesti [17, s. 538–556]:

1. Safe-life
 - a. Särötön rakenne
2. Fail-safe
 - a. Usean kuormituspolun rakenne
 - b. Hitaan särönkasvun rakenne
 - c. Pysäytetyn särönkasvun rakenne.

Safe-life-filosofiassa rakenteille ei sallita säröytymistä ja rakenteiden vaurioituminen säröytymällä tai ulkoisesti johtaisi ilma-aluksen menetykseen. Fail-safe-filosofiassa rakenteille sallitaan säröytymistä tai vaurioita niin, että ilma-aluksella pystytään vielä ope- roimaan normaalisti sen lentoalueella. Rakenneoptimoinnin hyödyntäminen erityisesti Safe-life-filosofian rakenteiden modifikaatiosuunnitteluun tuottaisi suuret edut perinteisiin suunnittelumenetelmiin verrattuna.

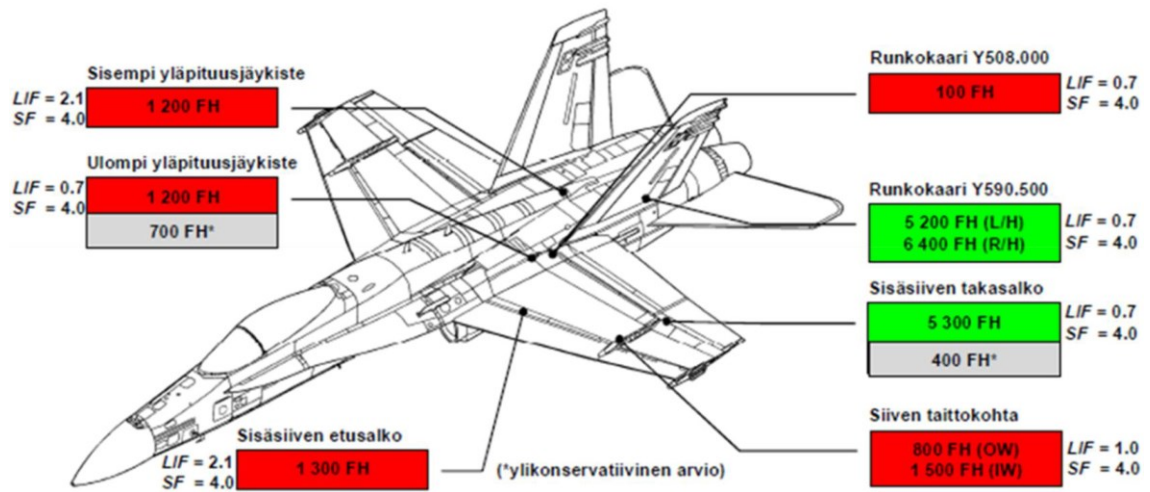
Nykyisten hävittäjälentokoneiden lentorankojen yleisimmät materiaalit ovat alumiini- ja titaaniseokset, komposiittimateriaalit sekä edellä mainittujen materiaalien yhdisteet eli hybridirakenteet. Komposiittimateriaalien raaka-aineita ovat esimerkiksi muovit ja ke- raamit. Tässä työssä rajoitutaan vain metallisiin rakenteisiin. [17, s. 90]

Lentorankojen vauriomekanismit voidaan jakaa vaurion syntymekanismin mukaan nel- jään eri kategoriaan [17, s. 113, 118, 538]:

1. Väsyminen
2. Stabiilisuuden menetys
3. Korroosio
4. Onnettomuudet.

Väsyminen on lentorankojen yleisin vauriotyyppi, jossa rakenteeseen ydintyy säröjä jaksottaisen kuormituksen vuoksi. Jaksottainen kuormitus tapahtuu tyypillisimmin iner- tia-, aerodynaamis-, maakosketus-, ja akustiikkakuormituksesta tai aeroelastisesta vä- rähtelystä johtuen. Rakenteet menettävät stabiilisuutensa eli esimerkiksi nurjahtavat tai lommahtavat hetkellisessä puristus- tai leikkausjännityksen ylikuormitustilanteessa. Ympäristöolosuhteista, säästä ja lentokonejärjestelmien sisäisistä kemiallisista kontak- teista johtuva lentorangon materiaalien korroosio vaurioittaa rakenteita ja heikentää si- ten niiden kuormankestoa. Tässä työssä perehdytään erityisesti väsymisen aikaansaa- mien vaurioiden hallintaan.

Lentorangon rakenteiden lujuusanalysoinnissa tärkeimpänä tavoitteena on määrittää rakenteiden elinikä. Kuvasta 2 nähdään tyypillisiä hävittäjälentokoneen runkorakenteita ja kriittisille rakennekohdille lujuusanalyseillä määritetyt eliniät.



Kuva 2. Suomen Ilmavoimien F/A-18 Hornet -hävittäjälentokoneen kriittisten runkorakenteiden eliniät. [25, s. 16]

Kuvan 2 värillisten laatikoiden lentotuntilukemat (FH, Flight Hours) kertovat montako normaalin RA lentopalveluksen lentotuntia kyseinen rakennekohta kestää vaurioitumatta. Suomen Ilmavoimien F/A-18 Hornet -hävittäjälentokoneelle tavoiteltu elinikä on 4500 FH [24, s. 13]. Kuvasta huomataan, että punaisella FH-lukemalla merkityt rakennekohtat vaativat modifikaatioita. Esimerkiksi runkokaaren Y508 elinikä on erittäin lyhyt, joten siihen tulisi hyödyntää rakenneoptimointia.

2.2 Lentorangon lujuusanalysoinnin taustakäsitteet ja -teoriat

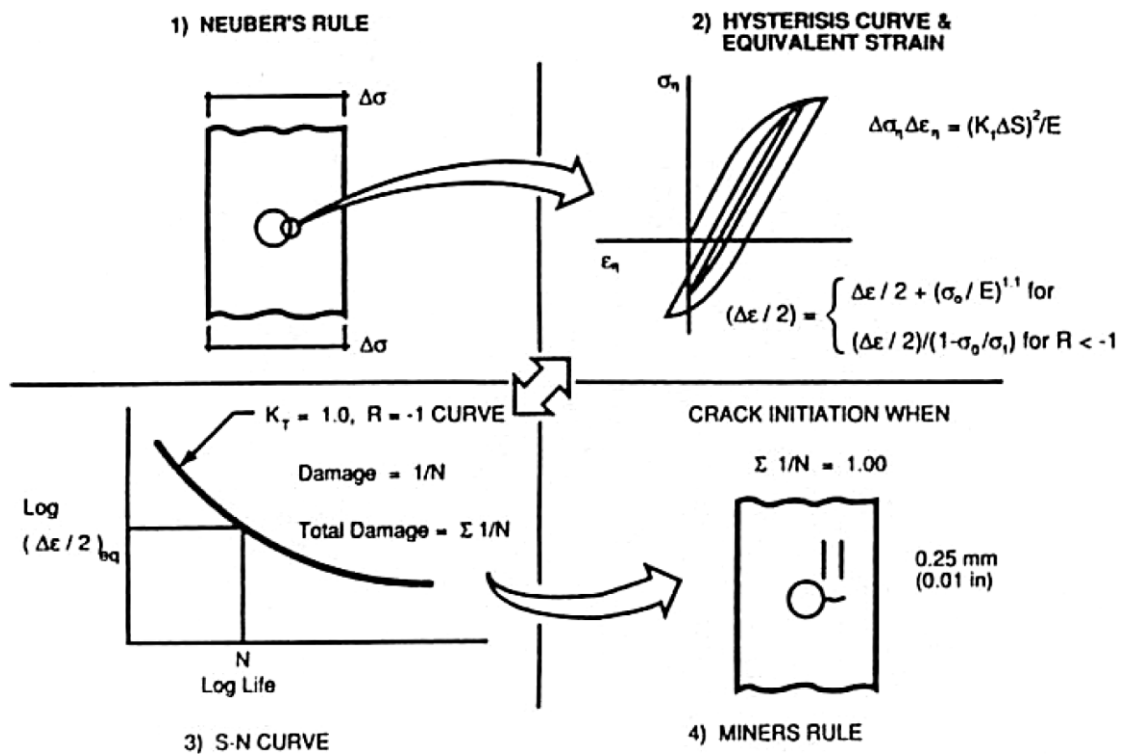
Reaalimaailman ilmiöt mekaniikan tieteen kannalta katsottuna ovat epälineaarisia, muotoaan muuttavia ja monikappalesysteemejä. Näiden ominaisuuksien suhteen matemaattisessa mallintamisessa ja simuloinnissa tehdään aina yksinkertaistuksia, koska ongelmien formulointi ja täydessä laajuudessa suorittaminen ei ole kustannustehokasta eikä tavoitteisiin nähden hyödyllistä. Laskentatarkkuuden suhteen tehdään siis aina tietty määrä perusteltuja ja hyödyllisiä kompromisseja.

Konerakenteiden lujuusanalysointi voidaan jakaa kahteen pääluokkaan ja edelleen omiin alaluokkiinsa seuraavan listauksen mukaisesti [22, s. 6]:

- Materiaalien mekaniikka
 - a. Kontinuumimekaniikka
 - b. Murtumismekaniikka
 - c. Väsyminen

- Rakenteiden mekaniikka
 - a. Statiikka
 - i. Elastisuusteoria
 - ii. Plastisuusteoria
 - iii. Stabiilisuusteoria
 - b. Dynamiikka
 - i. Jäykän kappaleen dynamiikka
 - ii. Joustavan kappaleen dynamiikka
 - iii. Kontakti- ja törmäysdynamiikka.

Materiaalien mekaniikassa tarkastellaan kontinuumin eli jatkuvan aineen ongelmia, joissa aine jaetaan pieniin diskreetteihin alueisiin eli differentiaalelementteihin. Rakenteiden mekaniikassa puolestaan analysoidaan äärellisiä ja tietyn geometrian omaavia rakenteita. Tämä työ keskittyy edellisen listauksen kohteista erityisesti murtumismekaniikkaan, väsymiseen sekä elastisuus-, plastisuus- ja stabiilisuusteoriaan, koska niillä on suurin vaikutus lentorangan kriittisten kohteiden elinikään. Kuvasta 3 nähdään edellä mainittujen kohteiden teorioista muodostettu konsepti lentorangan väsymistarkastelulle.



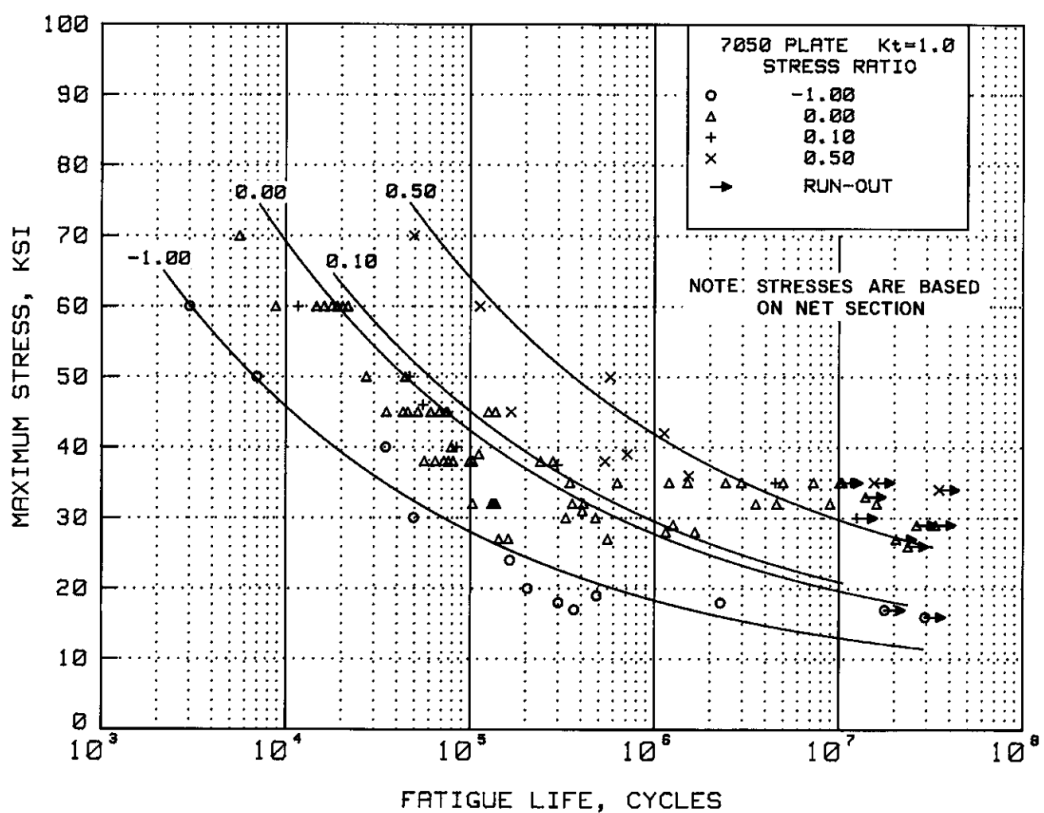
Kuva 3. Kanadan kuninkaallisten ilmavoimien käyttämä säröjen ydintymisen teoriakonsepti CF-18 Hornet -hävittäjälentokoneelle. [2]

Kuvan 3 konsepti lähtee liikkeelle Neuberin säännöstä, jossa plastisella alueella epälineaaraisesti käyttäytyvää materiaalia approksimoidaan lineaarisella mallilla. Toisessa kohdassa tarkastellaan syklistä kuormitusta hystereesikuvaajan perusteella. Kolmannessa ja neljännessä vaiheessa syklistä kuormituksessa tapahtuva särön ydintymisen ajankohta voidaan määrittää tietylle materiaalille ominaisen S-N-kuvaajan ja siihen liittyvän Minerin säännön perusteella.

2.2.1 Murtumismekaniikka ja väsyminen

Murtumismekaniikka ja väsyminen tutkii rakenteissa esiintyvien jännityskeskittymien mikro- ja makroskooppisia säröjä sekä jaksottaisia kuormitusyhtäysten aiheuttamia rakenteen elinikää vähentäviä tilanteita. Elinikää mitataan särönkoolla, joka vaihtelee ydintymisestä rakenteen sitkeään tai hauraaseen murtumaan asti.

Materiaalin tasolla väsymistä tarkastellaan väsymiskokeilla määritetyillä S-N-kuvaajalla, josta nähdään eri kuormitustason logaritmiset kuvaajat jännitysamplitudin ääriarvolle ja sitä vastaavalle rajasykliluvulle eli väsymisrajalle, jossa särö ydintyy. Kuvausta 4 nähdään modernien hävittäjälentokoneiden kriittisimmässä rakenteissa yleisesti käytetyn alumiiniseoksen S-N-kuvaaja.



Kuva 4. 7050-T7451 alumiiniseoksesta valmistetun lovittamattoman 25,4–152,4 mm paksun levyrakenteen aksiaalikuormituksen S-N-kuvaaja. [5, s. 3-557]

Materiaalitarkastelusta rakennetasolle siirryttäessä kohteeksi nousee rakenteiden geometria. Petersonin [19, s. 1–13] mukaan erilaiset epäjatkuvuuskohdat, kuten lovet, urat, painaumat ja pyöritykset, synnyttävät rakenteeseen jännityskeskittymiä ja vaikuttavat merkittävästi materiaalin väsymiskestävyyteen. Jännityskeskittymien tarkastelu suoritetaan yleisesti lovivaikutuksen laskemisella. Seuraavat yhtälöt 1–4 ovat esitetty lähteessä [19, s. 1–13].

Lovivaikutusluvulle K_f on analyttisesti määritetty yhtälö

$$K_f = 1 + q(K_t - 1) \quad (1)$$

jossa q on loviherkkyysluku ja K_t loven muotoluku. Loviherkkyysluku q määritellään empiirisen tarkastelun tuloksena

$$q = \frac{1}{1 + \frac{\sqrt{a}}{\sqrt{r}}} \quad (2)$$

jossa a on Neuberin vakio ja r loven juuren säde. Loven muotoluvun K_t määritelmä on

$$K_t = \frac{\sigma}{\sigma_{nom}} \quad (3)$$

jossa σ on loven juuressa vallitseva jännitys ja σ_{nom} rakennekohtaan nimellisjännitys ilman lovea. Loviherkkyyslukuja q löytyy suoraan myös taulukoidussa muodossa yleisimmille geometriatapauksille. Lovivaikutusluvun K_f aukikirjoitetuksi muodoksi yhtälöiden 2 ja 3 mukaan saadaan

$$K_f = 1 + \frac{\frac{\sigma}{\sigma_{nom}} - 1}{1 + \frac{\sqrt{a}}{\sqrt{r}}} \quad (4)$$

Lovivaikutuksen määrittämisen ohella lentorankojen väsymistä tarkastellaan särönkasvu-yhtälöiden mukaan. Saarelan [23, s. 99–100] mukaan särön kasvunopeus $\frac{dA}{dN}$ voidaan määrittää yksinkertaisella, mutta hyväksi havaitulla Paris:n yhtälöllä

$$\frac{dA}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (5)$$

jossa A on särön pituus, N kuormitus syklien lukumäärä, C ja n materiaalivakioita sekä ΔK intensiteetikertoimen vaihteluväli. Niun [17, s. 549–550] mukaan lopullinen väsymiskuormituksen alaisen rakenteen elinikä eli väsymismurtumaan johtavien syklien lukumäärä N_i voidaan määrittää yleisesti käytetyllä Palmgren-Miner-yhtälöllä

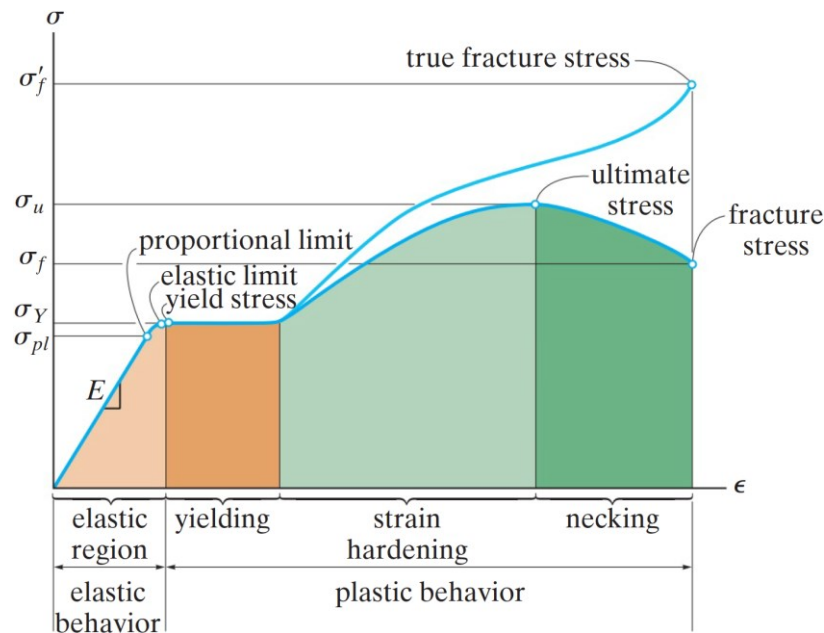
$$\sum_{i=1}^k \left(\frac{n_i}{N_i} \right) = 1 \quad (6)$$

jossa k on kuormitustasojen lukumäärä ja n_i kuormitus syklien määrä i :ttä kuormitustasoa kohden.

Kaikkia tässä kappaleessa esitettyjä teorioita ja laskentamalleja käytetään yleisenä teoreettisena pohjana lentorankojen murtumismekaniikan ja väsymisen laskentaan. Näiden mallien jatkoksi tai vaihtoehtoiksi on olemassa lukuisia muitakin malleja, joiden tarkasteluun olisi aiheellista perehtyä, kun tulkitaan nykyaikaisen rakenneoptimoinnin mahdollisuuksia.

2.2.2 Elastisuus-, plastisuus- ja stabiilisuusteoria

Elastisuusteoriassa rakennetta tarkastellaan myötörajaan asti eli lasketaan rakenteen suureita sen yhden pisteen myötämisen alkuun. Plastisuusteoriassa rakennetta puolestaan tarkastellaan murtorajaan asti eli lasketaan rakenteen suureita sen yhden pisteen murtumisen alkuun. Stabiilisuusteorian tarkasteluissa lasketaan rakenteelle äkillisiä stabiilisuuden menetyksen tilanteita, kuten nurjahdus-, kiepahdus- tai lommahduskuormia. Kuvasta 5 nähdään periaatekuvaaja elastisuus- ja plastisuusteoriasta.



Kuva 5. Tyypillinen sitkeän materiaalin, esimerkiksi metallin, jännitys-venymäkuvaaja. [8, s. 88]

Kuvassa 5 havainnollistetaan rakenteen käyttäytymistä kuormituksen aikana eli jännityksen ja venymän konstitutiivista yhteyttä. Tähän samaan yhteyteen rakenteelle liittyy stabiilisuustarkastelut, joille lentorankojen tapauksessa on olemassa hyvin monimuotoisia analyysityyppejä. Stabiiliteetin menettäminen ei kuitenkaan ole keskeisessä asemassa lentorankoa analysoitaessa, mutta silti tärkeä osa-alue esimerkiksi laskelmien validoinnissa. Hyvin usein stabiiliteetin menetykselle ei tehtävässä ole riskiä ja siitä syystä se jätetään huomioimatta. Rakenneoptimoinnin näkökulmasta stabiilisuustarkastelut lisäävät tehtävän monitavoitteellisuutta ja siten kompleksisuutta.

2.3 Lentorangon numeerinen lujuusanalysointi

Esitetään numeerisen lujuusanalysoinnin perusteoria analyyseissä käytettävien numeeristen tietokoneohjelmien toimintaperiaatteen eli elementtimenetelmän pohjalta. Perehdytään myös työn keskeisten osa-alueiden eli elementtimenetelmän ja rakenneoptimoinnin teoriaan.

Humarin [10, s. 19–63] mukaan muotoaan muuttavan dynaamisen kappalesysteemin ulkoiset F_{ext} ja sisäiset voimat F_{int} ovat translaatiovapausasteen mukaan tasapainossa

$$\sum F_{ext} = \sum F_{int} \quad (7)$$

jossa F_{int} jakautuu kolmeen voimakomponenttiin

$$\sum F_{ext} = F_I + F_D + F_S \quad (8)$$

ja nämä kolme voimakomponenttia edelleen muotoon

$$\sum F_{ext} = m\ddot{u} + c\dot{u} + ku \quad (9)$$

jossa m on kappaleen massa, \ddot{u} siirtymän toinen aikaderivaatta eli kiihtyvyys, c vaimennusvakio, \dot{u} siirtymän aikaderivaatta eli nopeus, k jousivakio ja u siirtymä. Rakenneoptimoinnin tapauksessa tasapainoyhtälö yksinkertaistuu lineaariselastiseen muotoon

$$F = ku \quad (10)$$

jossa kappalesysteemin voimista inertian F_I ja vaimennuksen F_D termit on jätetty huomioimatta, koska ne kuuluvat kappalesysteemien dynamiikkamallinnukseen. Tällä approksimaatiolla päädytään lujuuslaskentaohjelmistojen yleisesti käyttämään laskentamalliin, jota voidaan Oñaten [18, s. 17] mukaan yksinkertaistetusti havainnollistaa matriisinotaation avulla muodossa

$$F = ku \quad (11)$$

$$\Leftrightarrow \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ k_{n1} & k_{n2} & \dots & k_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \vdots \\ u_n \end{bmatrix} \quad (12)$$

jossa F on elementteihin jaetun rakenteen globaali voimavektori, k globaali jäykkyysmatriisi ja u globaali siirtymävektori. Mallintaminen voidaan tämän kappaleen yhtälöiden mukaan suorittaa joko approksimoiden todellista epälineaarista mallia lineaarisella mallilla tai säilyttää mallin epälineaarinen käyttäytyminen. Laskennan kompleksisuus lisääntyy mitä enemmän epälineaarisuutta siihen lisätään.

2.3.1 Elementtimenetelmä

Fysikaalisia ilmiöitä pystytään mallintamaan osittaisdifferentiaaliyhtälöiden avulla. Näihin yhtälöihin löytyy symbolisia ratkaisuja yksinkertaisissa tapauksissa ja vaikeammat yhtälöt joudutaan approksimoimaan ja ratkaisemaan numeerisilla diskretisointimenetelmillä, joissa äärettömän vapausasteen systeemi diskretisoidaan äärelliseksi.

Elementtimenetelmä (FEM, Finite Element Method) on yksi tunnetuimpia ja suosituimpia verkollisia diskretisointimenetelmiä fysikaalisten geometriamallien symboliseen tai numeeriseen ratkaisuun. Tässä työssä keskitytään vain numeerisiin menetelmiin, koska tietokoneiden lujuuslaskentaohjelmistot hallitsevat nykyisin lujuusanalysointimenetelmiä. FEM viittaa laskennassa käytettävään tarkkaan menetelmään, mutta laajemmalla tasolla mentäessä puhutaan usein lujuusanalyysistä tai äärellisestä elementtianalyysistä (FEA, Finite Element Analysis). [18, s. 36–42]

FEM perustuu virtuaalimalliin ja verkotukseen. Virtuaalimalli on numeerinen tietokoneen avulla luotu jäljitelty malli fysikaalisesta kappaleesta tai kappalesysteemistä. Elementtiverkko on tarkan toleranssin mukainen approksimaatio virtuaalimallista. Verkko luodaan virtuaalimallin päälle ja siksi verkon dimensiot eivät vastaa eksaktisti virtuaalimallin dimensioita. Verkon luonti ei vaadi geometrian luontia eli verkko voidaan luoda myös erikseen. [18, s. 36–42]

Jokaiselle diskretisointimenetelmälle löytyy omat käyttökohteensa mallinnettavasta tehtävästä riippuen. Esimerkiksi FEM ja BEM (Boundary Element Method) ovat käytössä tyypillisesti rakenteiden, DEM (Discrete Element Method) partikkelien sekä FVM (Finite Volume Method) ja FDM (Finite Difference Method) fluidien mallintamisessa. Kaupallisilla lujuuslaskentaohjelmilla, kuten Ansys, Abaqus ja MSC Patran, suoritetaan FEM:n esi- ja jälkikäsitteily sekä ratkaisijoilla, kuten MSC Nastran, numeerinen laskenta. FEA:ssa tyypillinen lujuuslaskentaohjelman käytön prosessi etenee Oñaten [18, s. 38–40] mukaan seuraavasti:

1. Verkkogeometrian tai virtuaalimallin luonti
2. Materiaaliparametrien asettaminen ja analyysityypin valitseminen
3. Mallin verkotus halutuilla elementtityypeillä
4. Mallin yhtälön 12 ratkaiseminen
5. Tulosten tulkinta jälkikäsitteilyn avulla.

2.3.2 Rakenneoptimointi

Työn aihe pohjautuu optimointikäsitteeseen, joka määritellään seuraavaksi. Tässä työssä optimi tarkoittaa yhden tai useamman rajoitusehdon täyttävää pistettä. Optimointi puolestaan tarkoittaa menetelmää optimin selvittämiseen. Useamman kuin yhden kohdefunktion optimointimenetelmää nimitetään monitavoiteoptimoinniksi (MTO). Yleisesti

määriteltynä optimoinnissa etsitään paras mahdollinen arvo rajoitusehtojen määrittelemään kohdetehtävään. [1, s. 1–35]

Yleinen optimointitehtävän formulaatio noudattaa seuraavaa mallia [1, s. 35]:

$$\begin{array}{ll} \text{Minimoi} & f(x) \\ \text{riippuen} & g(x) \leq 0 \\ \text{ja} & h(x) = 0 \end{array} \quad (13)$$

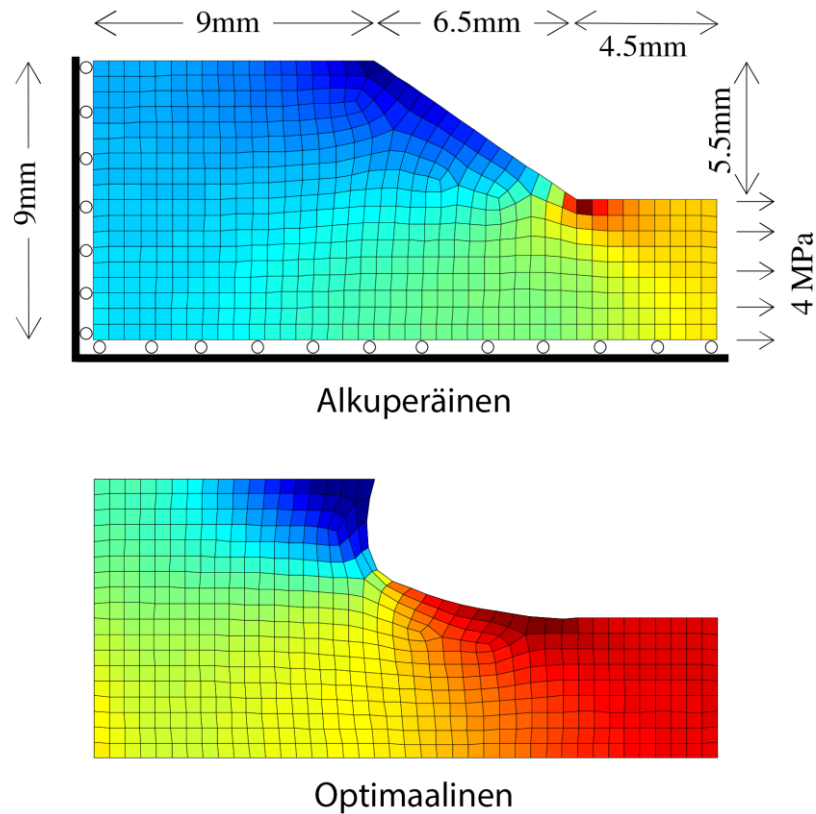
jossa $f(x)$ kuvaa kohdefunktiota, $g(x)$ rajoitusehtoja ja $h(x)$ suunnittelumuuttujia. Minimointitehtävän saa muutettua maksimointitehtäväksi kertomalla yhtälöiden ja epäyhtälöiden molemmat puolet luvulla -1 . Optimointitehtävän formulointi on usein prosessin haastavin osuus.

Hävittäjälentokoneiden runkorakenteiden rakenneoptimointi on kompleksisuutensa vuoksi ensisijaisesti MTO:a. Optimoinnin kohdefunktiot ja rajoitusehdot täytyy esimerkiksi määrittellä väsymisen, maksimijännitysten ja rakenteiden stabiilisuuden mukaan, mikä tekee optimointitehtävästä hyvin usein MTO-tehtävän.

Optimoinnin kohdefunktioiden kulkua kuvataan konveksisuudella. Siihen liittyy termit lokaali ja globaali optimi. Lokaali optimi tarkoittaa suhteellista ääriarvoa ja globaali optimi absoluuttista ääriarvoa. Konveksin funktion jokainen lokaali optimi on aina globaali optimi. Monimodaaliselle funktiolle löytyy aina monia lokaaleja optimeja ja yksi globaali optimi. Kohinalliselle funktiolle löytyy suuri määrä lokaaleja optimeja ja yksi globaali optimi. [1, s. 1–35]

Optimointimenetelmiä ja -algoritmeja on olemassa hyvin suuria määriä ja jokaisella niistä on omat tietyt edut sekä haitat. Niiden käyttö riippuu muun muassa kohdefunktioiden konveksisuudesta ja lineaarisuudesta, rajoituksellisuudesta sekä konvergoinnin tasosta. Optimointimenetelmiä ovat esimerkiksi muodon, koon ja topologian optimointi. Algoritmityyppejä ovat esimerkiksi gradienttipohjaiset, geneettiset ja evolutionääriset algoritmit. Menetelmien optimointikohteita lentorangossa ovat muun muassa lujuus, massa, geometria, materiaalinvalinta ja häiveominaisuudet. [1, s. 1–35]

Kuvassa 6 nähdään esimerkki muodon optimoinnista FEM:lla. Siinä minimoidaan kaksidimensioisen ja geometrialtaan rajoitetun levyrakenteen pinta-alaa maksimin von Mises -jännityksen suhteen. Konvergointi saavutettiin noin 14 iteraatiokierroksen jälkeen. [15, s. 19]



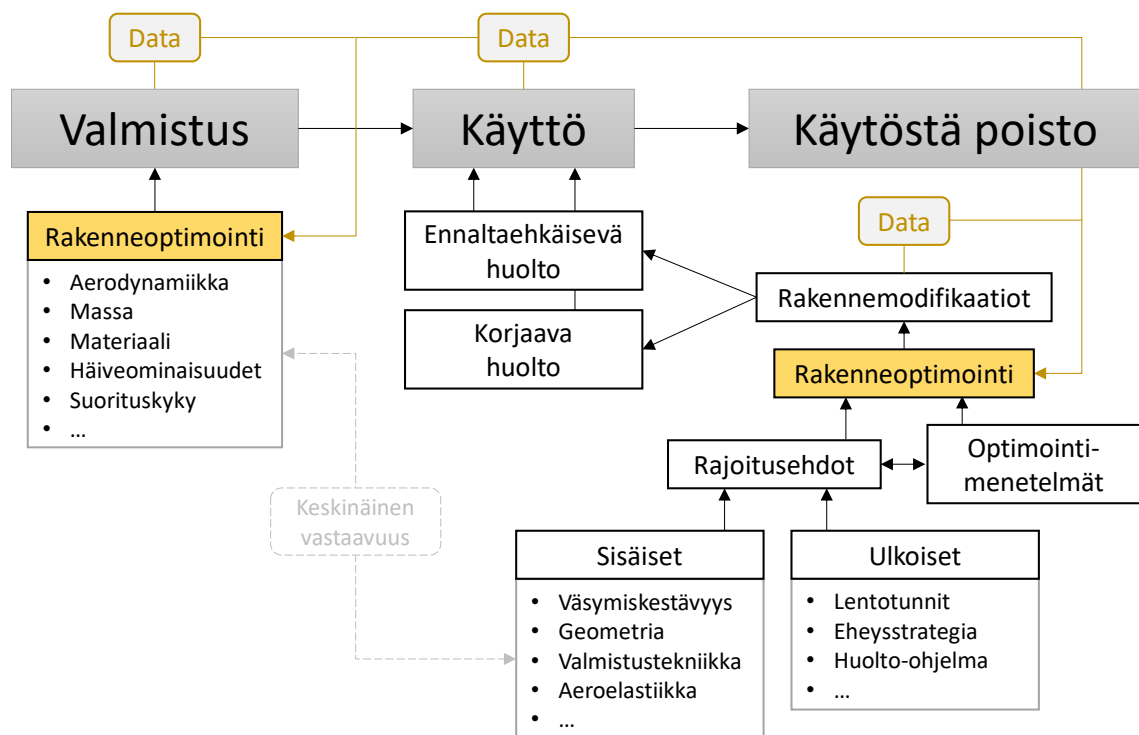
Kuva 6. Esimerkki optimoinnin vaikutuksesta rakennesuunnitteluun. Väriskaalat eivät vastaa toisiaan. Muokattu lähteestä [15, s. 19]

Kuvasta 6 nähdään rakenneoptimoinnin vaikutuksen lisäksi FEM-laskennalle tyypillisen jälkikäsitteilyn tulos, jossa näytetään elementtiverkko sekä halutun väriskaalan mukainen jännitysspektri. Alkuperäiseen geometriaan ja verkotukseen on jätetty tummanpunaisen elementin kohtaan singulariteetti eli epäjatkuvuuskohta. Singulariteetit ovat laskennallisia virheitä, joissa konvergointia ei tapahdu eli tulokset muuttuvat aina elementtiverkosta riippuen.

3. HÄVITTÄJÄLENTOKONEIDEN RAKENNEOPTIMOINTIRATKAISUT

Hävittäjälentokoneiden rakenneoptimointiratkaisut koostuvat tehtävän rajoitusehdoista, numeerisista optimointimenetelmistä ja fyysisestä rakennemodifikaatiosta. Nämä toisistaan riippuvat tekijät sulautuvat yhdeksi kokonaisuudeksi, jota suoritetaan eritasoisten huoltojen aikana. Kaikki hävittäjälentokoneissa toteutetut rakenneoptimointiratkaisut perustuvat teorialtaan 2-kappaleessa esitettyihin taustakäsitteisiin ja -teorioihin.

Hävittäjälentokoneen elinkaari jaetaan karkeasti kolmeen vaiheeseen: Valmistukseen, käyttöön eli lentopalvelukseen ja sen jälkeiseen käytöstä poistoon. Rakenneoptimoinnin sijoittuminen elinkaareen nähdään kuvasta 7.



Kuva 7. Kaaviokuva rakenneoptimoinnin kohteista ja sen sijoittumisesta hävittäjälentokoneen elinkaareen. Mukailtu lähteestä [6, s. 280]

Kaaviosta nähdään, että rakenneoptimoinnin kohteet ja sitä kautta syntyvät rajoitusehdot eriyvät suuresti toisistaan, kun verrataan valmistuksen ja käytön aikaisia prosesseja. Eriävyyden vuoksi modifikaatiosuunnittelun optimointiratkaisut ovat hyvin yksilöityjä ongelmia ja tästä syystä niitä on tarkasteltava sen mukaisesti.

Hävittäjälentokoneiden käytönaikaiset huoltotoimenpiteet jaetaan puolestaan yleisesti kahteen kategoriaan, ennaltaehkäisevään huoltoon ja korjaavaan huoltoon [11, s. 2]. Ennaltaehkäisevässä huollossa huoltotoimenpiteet toteutuvat tietyn aikataulun mukaan ennen vaurioita ja korjaavassa huollossa heti vaurioiden tultua huomatuiksi. Modifikaatio-suunnittelu kohdistetaan molempiin huoltokategorioihin ja kummankin toteutukseen liittyy omat tarkat ehdot eli siten rakenneoptimoinnin rajoitusehdotkin muuttuvat.

3.1 Numeeriset rakenneoptimointimenetelmät ja niiden rajoitusehdot

Lentorangan modifikaatiosuunnittelussa optimoinnin lähtökohtana on aina numeerinen rakenneoptimointimenetelmä rangon geometrian monimutkaisuuden, korkean toleranssiluokan ja pienen varmuusmarginaalin vuoksi. Symbolista laskentaa voidaan käyttää numeerisen laskennan rinnalla, mutta usein se ei lentorangan tapauksessa ole yksinään riittävä ratkaisu optimointitehtävään.

Numeerista laskentaa hyödynnetään optimointitehtävässä kahdessa vaiheessa, menetelmien valinnassa ja itse tehtävän ratkaisussa. On myös mahdollista, että nämä vaiheet sulautuvat yhdeksi kokonaisuudeksi, jossa optimointitehtävän numeerinen laskenta kattaa kaikki sille asetetut menetelmävaihtoehdot ja niiden tuottamat ratkaisut.

Menetelmien valintavaiheessa optimaalisen fyysisen modifikaatiomenetelmän ja siihen optimaalisimmin sopivan optimointialgoritmin valinta on haastava prosessi. Modifikaatiomenetelmän ja optimointialgoritmin kombinaatioita on nykyisin valittavana hyvin monia ja ilman numeerista laskentaa optimaalista kombinaatiota ei todennäköisesti pystytä valitsemaan. Usein optimointitehtävän tavoitteista riippuen kombinaation valintaa ei erikseen optimoida, vaan valinta tehdään esimerkiksi kokemukseen tai olettamukseen perustuen. Tällöin tulokseksi saadaan vain koko optimointitehtävän lokaali optimi.

Fyysisen modifikaation materiaalien valinnan, lukumäärän ja kombinaatioiden määrittäminen kuuluu modifikaatiomenetelmän valinnan optimointiin. Lentorangan tapauksessa mahdollisia materiaaliluokkia ovat metalli, puolimetalli, muovi, komposiitti tai edellisten hybridirakenteet. Modifikaatiomenetelmän muuttujiin kuuluu materiaalien lisäksi tuotanto- ja valmistustekniset asiat, kuten työstö-, liitos- ja tarkistusmenetelmät.

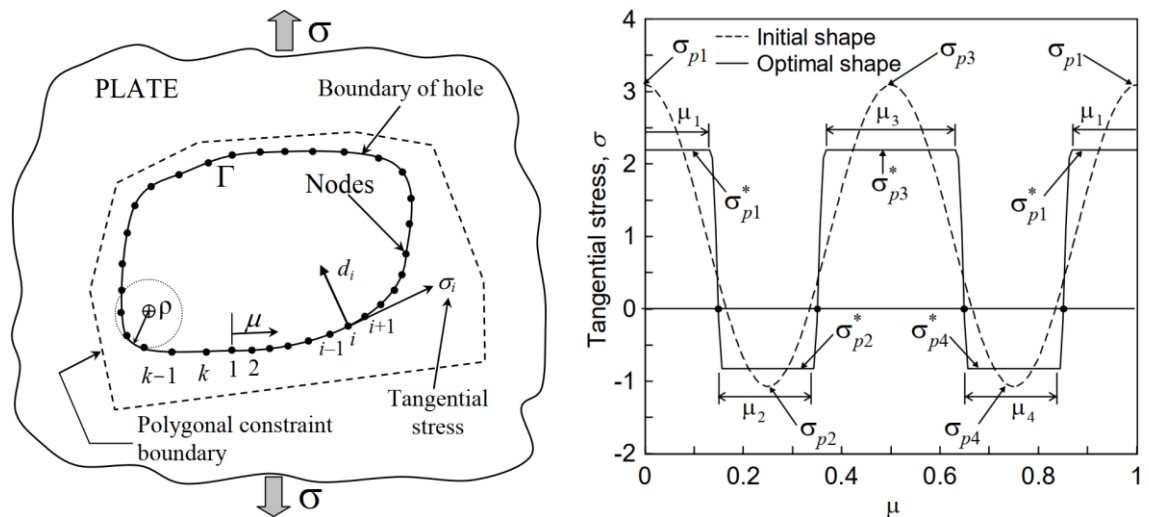
Optimointitehtävän rajoitusehtojen määrittämiselle pätevät samat kriteerit kuin modifikaatiomenetelmän ja optimointialgoritmin valinnalle. Kuten kappaleen 3 alussa on todettu, niin rakenneoptimointitehtävän rajoitusehdot määrittävät hyvin tarkasti mitä optimointimenetelmiä voidaan käyttää. Rajoitusehtojen tarkka ennalta määrittely takaa sen, ettei tehtävän ratkaisuun valita optimoinnin tavoitteen pohjalta väärää menetelmää. Tietokoneet laskevat tuloksia myös väärillä malleilla. Rajoitusehdot sisältyvät siis modifikaatiomenetelmän ja optimointialgoritmin rinnalla numeerisella laskennalla valittavaan kombinaatioon.

3.2 Modernit optimoidut rakennemodifikaatiot

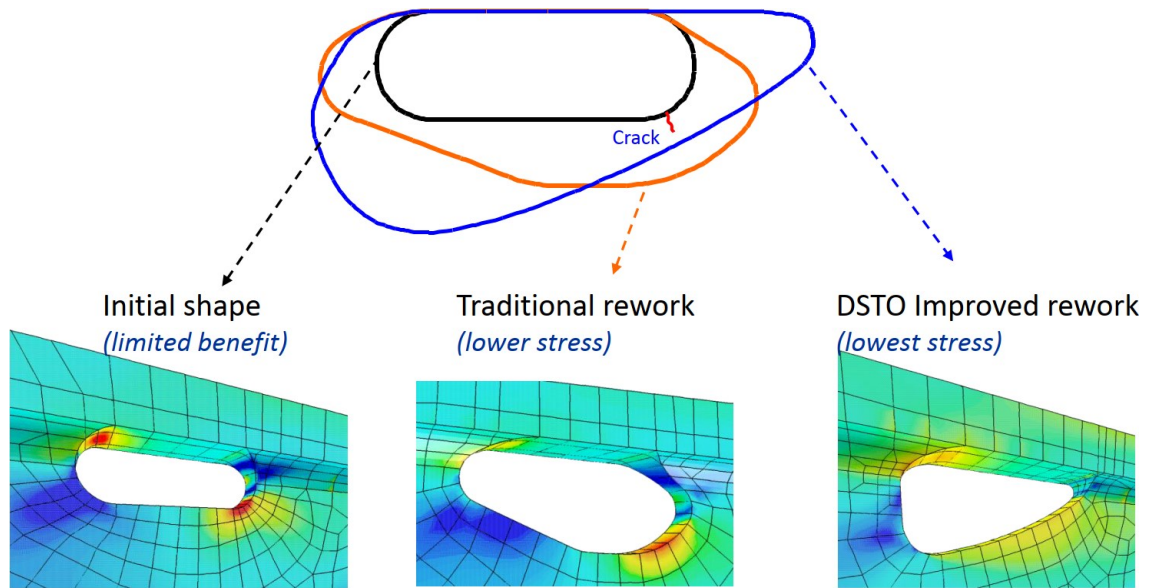
Hävittäjälentokoneiden lentorangan rakenneoptimoinnin modifikaatiomenetelmät voidaan jakaa yleisesti neljään kategoriaan: Materiaalia muokkaavaan, lisäävään, korvaavaan, poistavaan menetelmään tai näiden kombinaatioihin. Modifikaatiot toteutetaan joko rakenteen omalla tai ulkoisella materiaalilla. Kaikilla edellä mainituilla menetelmillä pyritään jäännösjännityksiä kontrolloimalla hidastamaan säröjen ydintymistä ja särönkasvua.

Mahdollisia rakennemodifikaatiomenetelmiä ovat sulauttaminen, pääteporaus, kylmävasarointi, laservasarointi, loveuttaminen ja erillisten vahvikkeiden lisääminen eri liitosmenetelmillä [21, s. 1–3]. Näitä erillisiä ratkaisuja yhdistellään optimoidun rakennemodifikaation aikaansaamiseksi, mutta usein tehdyissä toteutuksissa joudutaan rajallisten resurssien vuoksi valitsemaan vain tietyt ratkaisut ja suorittamaan optimoinnin laskenta vain niiden perusteella.

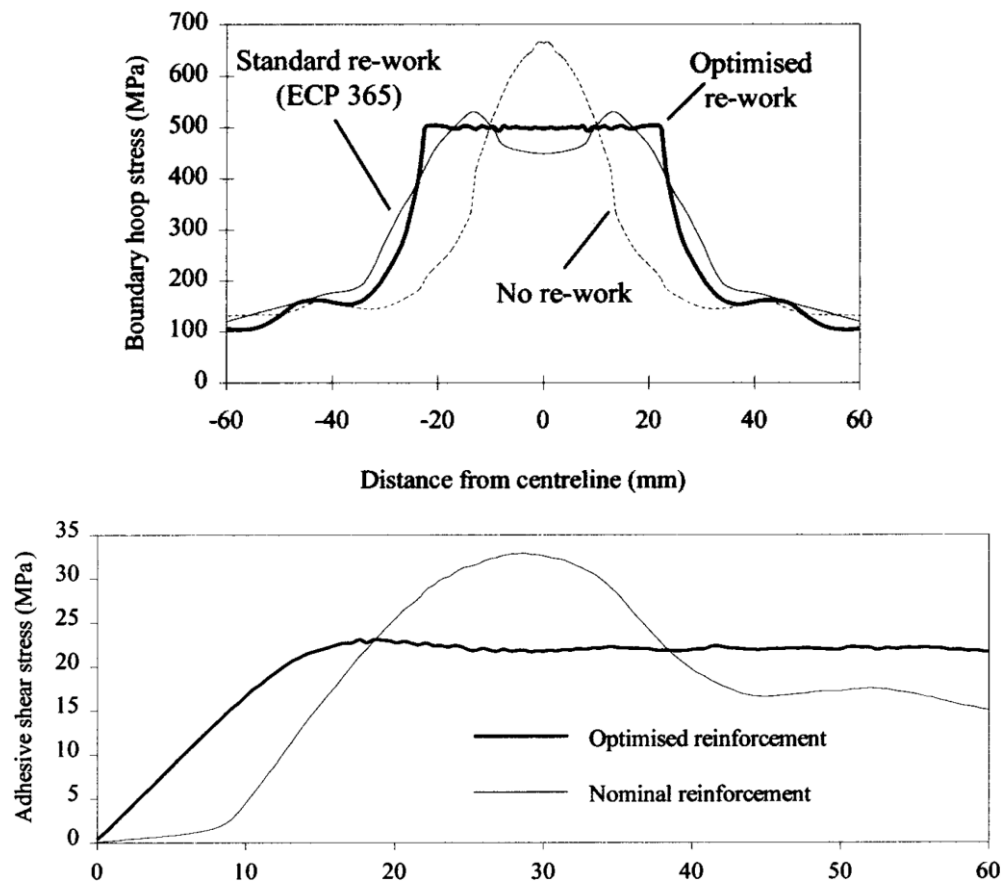
Kirjallisuudesta löydettiin neljä moderniin hävittäjälentokoneeseen toteutettua tapaus- tutkimusta, joiden tuloksena optimoidun rakennekohdan maksimijännitystä saatiin las- kettua 16 %, 27 %, 33 % ja 53 % alkuperäiseen optimoimattomaan rakenteeseen verrat- tuna [3, s. 8], [6, s. 283], [7, s. 741], [12, s. 500]. Kolme tutkimusta on tehty McDonnell Douglas (nyk. Boeing) F/A-18 Hornet -monitoimihävittäjälle ja yksi General Dynamics F-111 Aardvark -hävittäjäpommittajalle. Kuvista 8, 9 ja 10 nähdään edellä mainittujen tapaus- tutkimusten toteutuksia.



Kuva 8. F/A-18 Hornet -hävittäjälentokoneen LAU-7-laukaisinlaitteeseen toteutetun modifikaation muodon optimoinnin määrittely. [7, s. 740]



Kuva 9. F-111-hävittäjälentokoneeseen optimoitu sulautus verrattuna alkuperäiseen rakenteeseen ja tyypilliseen modifikaatioon. [6]



Kuva 10. F/A-18 Hornet -hävittäjälentokoneen FS470-runkokaaren alalaippaan toteutetun optimoidun modifikaation tulokset. [12, s. 499–503]

Kuvien 8, 9 ja 10 optimoitujen modifikaatioiden toteuttamiseen on käytetty kaksi- ja kolmedimensionaalista lineaarista ja staattista FEA:ia, pienimmän neliösumman menetelmää sekä evolutionäärisiä algoritmeja. Ohjelmistona on käytetty sotilasilmalualalla paljon esiintyvää MSC:n Nastran-ratkaisijaa ja Patran-esi- ja jälkikäsittelijää sekä tämän ohjelmistokokonaisuuden omia optimointialgoritmeja. Optimointitehtävän rajoitusehtoina on käytetty kuormituksellisia, geometrisia ja tuotantoteknisiä parametreja. Materiaalimalleina metalleille on käytetty isotrooppisia ja komposiiteille ortotrooppisia malleja. Fyysiseksi modifikaatioksi on valikoitunut pelkkä sulautus sekä sulautus-vahvikeyhdistelmä. Sulautukset on suoritettu matalan lämpötilan koneistusmenetelmillä, kuten jyrsimällä, kipinätyöstöllä ja käsityökaluilla. Tuotannollisesti toteutuksessa käytettiin erillisesti valmistettuja yksilöityjä jigejä ja muita yksilöllisiä työkaluja. Optimoinnin tulokset validoitiin tarvittaessa kokeellisesti ja saatiin samat tulokset tilastollisesti pienellä virhemarginaalilla.

Tapaustutkimuksessa [7, s. 743–744] mainittiin optimoinnin suhteen myös yksi potentiaalinen jatkokehittelymahdollisuus. LAU-7-laukaisulaitteen uran särön ydintymistä ja kasvua tutkittiin suorittamalla kriittiselle rakennekohdalle modifikaatio kylmävalssamalla sulauttamisen eli materiaalin poiston sijaan. Kylmävalssauksella saadaan rakennekohtaan tuotettua jäännösjännityksiksi pysyvä puristuskuormitus, joka hidastaa särönkasvua. Tulokset olivat lupaavia ja jatkokehittelyn arvoisia.

Kaikkien edellä mainittujen tapaustutkimusten tulokset eli optimoinnin kohdefunktion konvergoinnit on saavutettu erittäin pienillä iteraatiokierrosten lukumäärillä. Esimerkiksi tapaustutkimuksessa [12, s. 499, 502] sulautuksen optimoinnin iteraatiokierroksia oli vain kuusi kappaletta ja vahvikkeen optimoinnissa seitsemän, mikä kertoo, ettei optimointia ole tehtävässä määritetty kovinkaan tarkasti ja vastaavien tulosten saamiseksi olisi todennäköisesti riittänyt manuaalinen iteroiminen.

Kaikkien neljän tapaustutkimusten ratkaisut on toteutettu monia vuosikymmeniä vanhoilla menetelmillä eli kehityspotentiaalia on paljon. Vanhentuneiden menetelmien käyttö on perusteltua vain, jos niiden tulokset ovat tavoitteisiin ja resursseihin nähden hyvät. Muuten niiden tulokset ovat koko optimointitehtävän suhteen lokaaleja optimeja, kuten kappaleessa 3.1 on todettu. Vanhentuneiden teknologioiden lokaalit optimit voivat olla tapauksesta riippuen hyvinkin kaukana nykyteknologian mahdollistamasta tehtävän globaalista optimista.

4. TULEVAISUUDEN KEHITYSSUUNNAT

Tulevaisuudessa optimoinnin rooli lujuuslaskennassa kasvaa, koska tietotekniset esteet vähenevät ja tietotaito lisääntyy entisestään. Lähitulevaisuudessa voidaan todennäköisesti saavuttaa esimerkiksi tila, jossa laskentatehon merkitys optimointitehtävään nähden on marginaalinen. Toisaalta pitkälle kehittyneessä optimoinnissa rajoittavaksi tekijäksi voi nousta monitavoitteellisuuden suuri lisääntyminen, kun ongelmiin otetaan mukaan entistä enemmän samassa analyysissä optimoitavia kohdesuureita.

Optimoinnin tarkkuuden lisääminen ei todennäköisesti ole tulevaisuuden tärkeimpiä tavoitteita, koska nykyäänkin tehtävän sisällä päästään riittävän hyvään tulostarkkuuteen. Optimointiohjelmistojen suhteen puolestaan tavoite on kehittää nopeampia ja yleisesti tehokkaampia optimointialgoritmeja juuri lujuuslaskentaan sopivaksi. Ohjelmistotekniiksessä kehityksessä potentiaalisesti suunnaksi nousee myös nykyään erillisinä prosesseina suoritettavien laskentavaiheiden yhdistäminen.

4.1 Rajoitteet nykyisissä menetelmissä

Uusien lujuuslaskentaohjelmistojen ja optimointityökalujen validointi kestää toimijasta riippuen usein vuosia. Vanhoja ohjelmistoversioita saatetaan siis käyttää monen vuoden ajan päivittämättä uuteen, kuten Suomessa on aikaisemmin toimittu MSC:n lujuuslaskentaohjelmiston kanssa [24, s. 24–25]. Suomen ja Sveitsin yhteistyöprojektissa vuonna 2018 käytettiin 2012-version Nastran-ratkaisijaa eli 6 vuotta vanhaa ohjelmistoa. Syynä tähän voi olla olemassa olevalla ohjelmistolla kertynyt kokemus ja luotto sen tuottamiin tuloksiin. Kokemuksesta seurannut validointi on osittain erittäin hyvä peruste jättäytyä käyttämään vanhaa ohjelmistoa, mutta samalla se on huono peruste, koska uuden ohjelmiston erillinen validointi saattaa olla lopulta jopa parempi ratkaisu.

Maailman johtavat lujuuslaskentaohjelmiston tuottajat, kuten Ansys, Dassault Systèmes ja MSC, tuovat vuosittain markkinoille entistä tehokkaampia ja kehittyneempiä ohjelmistoja. Uudet ohjelmistoversiot myös hyödyntäisivät paremmin uutta tietotekniikkaa, johon toimijat todennäköisesti päivittävät matalalla kynnyksellä. Ohjelmistojen päivittämättä jättämisessä on siis selkeä hyödyntämätön potentiaali ja se voi strategisesti tuottaa toimijoille huomattavia kustannuksia ja tappioita. Toimijoilla olisi tästä syystä oltava erillinen sisäinen tai ulkoinen taho, joka vastaa uusiin ohjelmistoihin integroitumisesta, käyttäjien koulutuksesta sekä tietotaidon ja osaamisen ylläpidosta.

4.2 Numeerisen laskennan kehittyminen

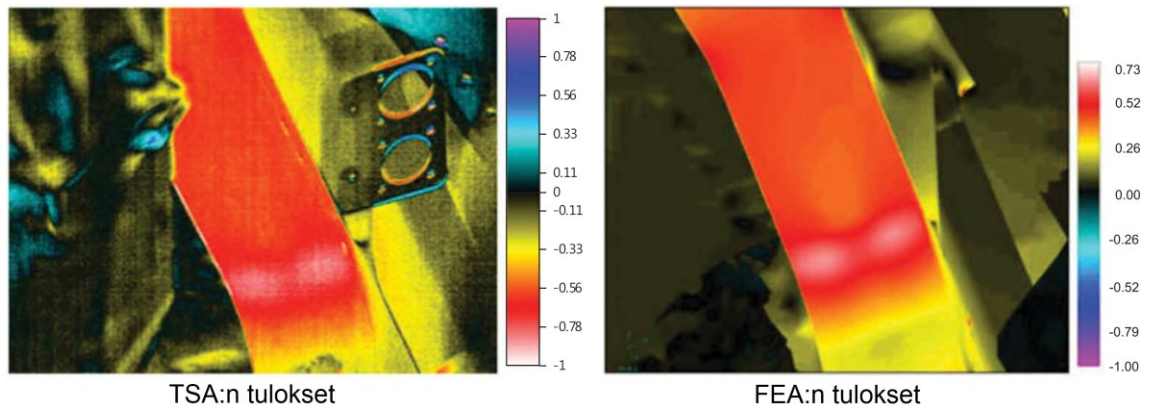
Rakenneoptimoinnissa käytetään rinnakkain symbolista ja numeerista laskentaa. Symbolisen laskennan kehitys vaatii ainoastaan uusien mallinnusteorioiden kehittelyä, koska nykyaikaisten tietokoneiden laskentatehon kapasiteetti ei toimi rajoittavana tekijänä. Numeerista laskentaa voidaan puolestaan nopeuttaa ja tarkentaa keskittymällä optimointialgoritmin ja -menetelmän kehitykseen, valintaan ja soveltuvuuteen.

Lujuuslaskennan numeeristen menetelmien kehittämisessä yksi viime vuosien uusimpia ja huippuluokkaisimpia menetelmiä Yadav et al. [27, s. 2, 14, 35] mukaan on XIGA (Extended Isogeometric Analysis). Lyhenteessä on yhdistetty kaksi muuta lyhennettä XFEM (Extended Finite Element Method) ja IGA (Isogeometric Analysis). XIGA on virtuaaligeometriaan sidottu ja mallin epäjatkuvuuskohdat huomioonottava numeerinen menetelmä lujuusanalyysin suorittamiseen. Se ei tarvitse erillistä virtuaalimallin verkotusta, kuten FEA:ssa, ja soveltuu siitä syystä esimerkiksi särönkasvulaskentaan. XIGA:n tulosten konvergointi ja tarkkuus on paremmalla tasolla kuin perinteisten FEA-menetelmien tapauksessa.

Optimointialgoritmeja on nykyään olemassa erittäin suuria määriä, joten niiden optimaalinen valinta ja soveltuvuus tehtävään on haasteellista toteuttaa. Lentorangan tapauksessa algoritmien soveltuvuutta on tutkittu geometrisen ohjelmoinnin kautta (GP, Geometric Programming). Hoburgin ja Abbeelin [9, s. 2416] mukaan GP on erittäin kyvykäs algoritmi lentorangan alkusuunnitteluun ja sitä kautta myös modifikaatiosuunnitteluun, koska modifikaatiosuunnittelussa suunnitteluparametreja on alkusuunnitteluun verrattuna huomattavasti vähemmän. Tästä syystä GP:n tehokkuus lisääntyy entisestään, koska optimointitehtävään voidaan lisätä kompleksisuutta. GP takaa tuloksenaan globaalin optimin, ei vaadi alkuarvauksia eikä suunnitteluparametrien hienosäätöä ja on nopeudeltaan samaa luokkaa kuin yksinkertaisimmat optimointialgoritmit.

4.3 Rakenneoptimoinnin potentiaali

Rakenneoptimointitehtävälle annettavia alkuarvoja ja rajoitusehtoja ei ole tyypillisesti optimoitu. Esimerkiksi materiaalivakiot ja kuormat voidaan tuoda tehtävään mukaan sen ulkopuolisesta datasta. Tällöin optimointitehtävän lopputulos ei ole absoluuttinen optimi, vaan suhteellinen optimi. Alkudatan laadun ja oikeellisuuden parantamiseksi yhtenä potentiaalisena keinona voisi olla tutkia hävittäjäalentokoneiden runkorakenteiden jännityksiä termoelastisella kuormitusanalyysillä (TSA, Thermoelastic Stress Analysis). TSA:ta on tutkittu viime vuosina yhä enemmän ja tulokset ovat olleet erittäin lupaavia [20]. Tutkimuksia on tehty erityisesti hävittäjäalentokoneiden runkorakenteisiin kohdistuen Australian puolustusministeriön ja ilmavoimien toimesta. Kuvasta 11 nähdään TSA- ja FEA-tulosten vertailu.



Kuva 11. Lockheed Martin F-35 -hävittäjälentokoneen FS496-runkokaaren alalajin jännitysten TSA- ja FEA-tulokset. Muokattu lähteestä [20, s. 16]

TSA:lla saadaan tuotettua erittäin hyödyllistä dataa lentorangan jännityksistä perinteisen ja nykyään eniten käytössä olevan venymäliuskainstrumentoinnin lisäksi. Modifiikaatiosuunnittelun rakenneoptimointiin nähden sillä olisi myös suuri potentiaali lentorangan lennonaikaisen rasitusdatan mittaus- ja jälkianalysointijärjestelmissä (OLMS, Operational Loads Measurement System), joissa langattomia TSA-kameroita eli mikrobolometrejä olisi asennettuna lentorangan sisään kuvaamaan kriittisiä rakennekohtia. Mikrobolometrit eli jäähdyttämättömät infrapunakamerat vaativat aina erillisen kalibroinnin ja datan jälkikäsittelyn, jotta niiden avulla voidaan tuottaa lukuarvoja rakenteiden jännityksistä. [20]

5. YHTEENVETO

Tässä työssä keskityttiin tarkastelemaan modernien hävittäjälentokoneiden lentorangon modifikaatioiden teknistä toteutusta, numeeristen optimointimenetelmien mahdollisuuksia, tulevaisuuden kehityssuuntia sekä toimintaohjeita modifikaatiosuunnittelun kehittämiseksi. Kirjallisuudesta löydettiin neljä työn aiheen mukaista tapaustutkimusta, joissa saavutettiin hyvät tulokset lentorangon kriittisiä kohteita optimoimalla. Näiden tutkimusten rakenneoptimointiratkaisut suoritettiin kuitenkin menetelmillä, joissa on suuren kehityspotentiaalia nykYTEknologiaan verrattuna. Kehityspotentiaalia voitaisiin hyödyntää optimoimalla optimointitehtävälle annettavaa määrittelydataa sekä modifikaatiomenetelmän ja optimointialgoritmin kombinaation valintaa, tehostamalla numeerista laskentaa uusilla kyvykkäillä optimointialgoritmeilla sekä käyttämällä optimoinnissa uusimpia ja tehokkaimpia lujuusanalysoinnin tietokoneohjelmistoja.

Konkreettisella tasolla tämän työn perusteella voidaan ehdottaa seuraavia toimenpiteitä: Optimointitehtävän määrittelydatan validointi suoritettaisiin TSA-menetelmää käyttäen, optimointimenetelmäksi väsymistarkasteluihin valittaisiin XIGA-menetelmä, tutkittaisiin GP-menetelmän kyvykkyyttä optimointiratkaisun osana ja lujuusanalysoinnin tietokoneohjelmistot kilpailutettaisiin rakenneoptimoinnin näkökulmasta. Mahdolliset rakennemodifikaatiomenetelmät, kuten työssä esitelty sulauttaminen, pääteporaus, kylmävasarointi, laservasarointi, loveuttaminen ja erillisten vahvikkeiden lisääminen, tulisi optimoida osana optimointitehtävää eikä vain tietyin argumentein valita niistä tilanteeseen sopivinta.

Kun lentorangon modifikaatioiden optimointimenetelmiä kehitetään ja standardisoidaan, voidaan käytössä olevia resursseja hyödyntää tehokkaammin. Tämä tarkoittaa sitä, että kaikkien tulevaisuuden lujuusanalyysien tulokset paranevat yhdellä investoinnilla ilman jokaiseen modifikaatioon erikseen lisättävää investointia. Lentorangon vaurioista vastaa ensisijaisesti lujuusanalyysin suorittanut taho ja turvamarginaalin lisääminen optimoinnilla olisi tarpeellinen saavutus.

Työn aiheeseen liittyvien tutkimustulosten löytäminen kirjallisuudesta osoittautui todella haastavaksi. Hävittäjälentokoneista julkaistuja tutkimustuloksia on julkisesti saatavilla hyvin vähän johtuen niiden sotilaskäyttötarkoituksesta. Monet julkaisut ovat salattuja tai pääsy niihin rajoitettua. Haastavuudesta huolimatta työhön löydettiin päätelmien muodostamiseksi sopiva määrä kirjallisuuden informaatiota. Työssä vastattiin asetettuihin tutkimuskysymyksiin alustavan selvitystyön mukaisesti.

Kandidaatintyön laajuus ei riitä tutkimaan aihetta täydessä laajuudessa. Työn aiheen tärkeyden vuoksi tarve jatkotutkimukselle ja kehitystyölle on suuri. Aiheen tutkimista voisi jatkaa esimerkiksi diplomityön, väitöstyön tai erillisen tutkimusprojektin muodossa. Aihetta voisi tutkia edelleen samassa laajuudessa tai rajoittua esimerkiksi toteuttamaan kehityspotentiaalia hyödyntävä optimointimenetelmä tai tietokoneohjelma jollekin Suomen sotilasilmalualan toimijalle.

LÄHTEET

- [1] **Arora J. S.**, *Optimization of Structural and Mechanical Systems*, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., Hackensack, New Jersey, USA, 2007, 612 p., <https://doi.org/10.1142/6214>
- [2] **Caron, Y., Richard Y.**, *CF-188 Fatigue Life Management Program*, Exploitation of Structural Loads/health Data for Reduced Life Cycle Costs, Proceedings of the 7th Specialists' Meeting of the NATO RTO AVT Panel, Brussels, Belgium, May 11–12, 1998, pp. 48–59, <https://books.google.com/books?vid=ISBN9283710053>
- [3] **Chester R. J., Heller M., Whitehead S., Kaye R., Teunisse B.**, *Life Extension of an F/A-18 Aileron Hinge Using Bonded Composite Reinforcement*, Proceedings of the 12th International Conference on Composite Materials (ICCM), Paris, France, July 5–9 1999, Paper No. 527, <https://www.iccm-central.org/Proceedings/ICCM12proceedings/site/htmlpap/pap527.htm>
- [4] **Cutaway Drawings**, *Boeing F/A-18E/F Super Hornet Cutaway Drawing*, cited 10.6.2020, <https://conceptbunny.com/boeing-f-a-18e-f-super-hornet/>
- [5] **Federal Aviation Administration**, *Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS) Handbook - 13*, Battelle Memorial Institute, USA, 2018, 4319 p., <https://www.sae.org/publications/books/content/b-985/>
- [6] **Heller M., Burchill M., Wescott R., Waldman W., Kaye R., Evans R., McDonald M.**, *Airframe Life Extension by Optimised Shape Reworking*, Bridging the Gap between Theory and Operational Practice, Proceedings of the 25th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF), Rotterdam, The Netherlands, May 27–29, 2009, pp. 279–299, https://doi.org/10.1007/978-90-481-2746-7_17
- [7] **Heller M., Calero J., Wescott R., Barter S., Choi J., Surtees G.**, *Life Extension of F/A-18 LAU-7 Missile Launcher Housings Using Rework Shape Optimisation*, *Advanced Materials Research*, Vols. 891–892, pp. 739–744, March 2014, <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.891-892.739>
- [8] **Hibbeler R. C.**, *Mechanics of Materials*, 10th ed., Pearson, University of Louisiana, Lafayette, USA, 2017, 877 p., <https://books.google.com/books?vid=ISBN0134319656>

- [9] **Hoburg W., Abbeel P.**, *Geometric Programming for Aircraft Design Optimization*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal, Vol. 52, No. 11, November 2014, pp. 2414–2426, <https://doi.org/10.2514/1.J052732>
- [10] **Humar J. L.**, *Dynamics of Structures*, 3rd ed., CRC Press, Boca Raton, Florida, USA, 2012, 967 p., <https://doi.org/10.1002/eqe.349>
- [11] **Ito K., Nakagawa T.**, *Optimal Maintenance of Airframe Cracks*, International Journal of Reliability, Quality and Safety Engineering, Vol. 21, No. 03, June 2014, Article 1450014, 16 p., <https://doi.org/10.1142/S0218539314500144>
- [12] **Kaye R., Heller M.**, *Investigation of Shape Optimization for the Design of Life Extension Options for an F/A-18 Airframe FS 470 Bulkhead*, The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, Vol. 35, Issue 6, August 2000, pp. 493–505, <https://doi.org/10.1243/0309324001514251>
- [13] **Keränen J.-P.**, *Suorituskykyarviointi löytää Suomen puolustukseen sopivan HX-monitoimihävittäjän*, Ilmavoimat, 9.5.2018, viitattu 8.6.2020, <https://ilmavoimat.fi/artikkeli/suorituskykyarviointi-loytaa-suomen-puolustukseen-sopivan-hx-monitoimihavittajan>
- [14] **Laine S., Hoffren J., Renko K.**, *Lentokoneen aerodynamiikka ja lentomekaniikka*, 1. painos, WSOY oppimateriaalit, Helsinki, 2006, 434 s., <https://books.google.com/books?vid=ISBN9510313769>
- [15] **Le C. H.**, *Developments in Topology and Shape Optimization*, Dissertation, University of Illinois, USA, 2010, 110 p., <http://hdl.handle.net/2142/16064>
- [16] **MSC Software**, About, Company History, cited 10.6.2020, <https://www.mscsoftware.com/About-MS-Software>
- [17] **Niu M. C.-Y.**, *Airframe Structural Design – Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*, 2nd ed., AD Adaso / Adastra Engineering LLC, USA, 1999, 628 p., <https://books.google.com/books?vid=ISBN9627128090>
- [18] **Oñate E.**, *Structural Analysis with the Finite Element Method - Linear Statics - Vol. 1 - Basis and Solids*, International Center for Numerical Methods in Engineering (CIMNE), Barcelona, Spain, 2009, 446 p., <https://doi.org/10.1007/978-1-4020-8733-2>
- [19] **Peterson R. E.**, *Stress Concentration Factors – Charts and Relations Useful in Making Strength Calculations for Machine Parts and Structural Elements*, Wiley, New York, USA, 1974, 336 p., <https://books.google.com/books?vid=ISBN0471683299>

- [20] **Rajic N., McSwiggen D., McDonald M., Whiteley D.,** *In Situ Thermoelastic Stress Analysis – an Improved Approach to Airframe Structural Model Validation*, Quantitative InfraRed Thermography Journal, Vol. 16, No. 01, Sep. 2018, pp. 8–34, <https://doi.org/10.1080/17686733.2018.1497898>
- [21] **Ratwani M. M.,** *Repair Options for Airframes*, AGARD Lecture Series 218, Aging Aircraft Fleets: Structural and Other Subsystem Aspects, USA, 2000, 19 p., <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/summary?doi=10.1.1.846.2989>
- [22] **Rimkus L., Nagevičius J., Karkauskas R.,** *Structural Mechanics: A Handbook for Students: Study book*, VGTU Technika, Vilnius, Lithuania, 2012, 189 p., <http://dspace.vgtu.lt/handle/1/1443>
- [23] **Saarela O.,** *Lentokonerakenteiden väsyminen*, Teknillinen korkeakoulu, Helsinki, 1992, 110 s., viitattu 12.11.2020: <https://mycourses.aalto.fi/view.id=91545>
- [24] **Siljander A., Viitanen T.,** *A Review of Aeronautical Fatigue Investigations in Finland April 2017 – March 2019*, Presented at the 36th Conference of the International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity (ICAF), Krakow, Poland, June 3-4, 2019, 75 p., <https://cris.vtt.fi/en/publications/a-review-of-aeronautical-fatigue-investigations-in-finland-april->
- [25] **Siljander A.,** *A Review of Aeronautical Fatigue Investigations in Finland April 2011 – February 2013*, Presented at the 33rd Conference of the International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity (ICAF), Jerusalem, Israel, June 3–4, 2013, 50 p., <https://cris.vtt.fi/en/publications/a-review-of-aeronautical-fatigue-investigations-in-finland-april->
- [26] **Tenek L. T., Argyris J.,** *Finite Element Analysis for Composite Structures*, 1st ed., Springer, Dordrecht, The Netherlands, 1998, 339 p., <https://doi.org/10.1007/978-94-015-9044-0>
- [27] **Yadav A., Godara R. K., Bhardwaj G.,** *A Review on XIGA Method for Computational Fracture Mechanics*, Engineering Fracture Mechanics, Vol. 230, May 2020, Article 107001, 40 p., <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2020.107001>