

Marissa Cavallotti

# **LENTOKONESUUNNITTELUN YLEISET VAURIOKRITEERIT**

Hiilikuitukomposiitin ominaisuudet ja  
konservatiivinen vauriokriteeri

Tekniikan ja luonnontieteiden tiedekunta  
Kandidaatintyö  
Huhtikuu 2023

# TIIVISTELMÄ

Marissa Cavallotti: Lentokonesuunnittelun yleiset vauriokriteerit  
Kandidaatintyö  
Tampereen yliopisto  
Teknisten tieteiden kandidaatinohjelma, Materiaalitekniikka  
Huhtikuu 2023

---

Työn teoreettisen taustan osuudella keskitytään lentokoneen operointiin ja rakenteeseen, tarkastellaan materiaalivaatimuksia, ja vertaillaan erilaisia yleisiä materiaalivaihtoehtoja keskenään. Lentokoneen operoinnin todetaan perustuvan aerodynaamisiin voimiin. Säätelemällä lentorataa vastaan kohtisuoraa voimaa sekä työntövoimaa saadaan lentokone nousemaan, laskeutumaan sekä kulkemaan haluttua lentorataa pitkin. Rakennekomponenteista tärkeimpiä ovat siipi, runko, moottorit sekä ohjainpinnat, joihin kuhunkin perehdytään tässä työssä rakennusmateriaalin vaadittavien ominaisuuksien näkökulmasta.

Tyypillisiä materiaalivaatimuksia lentokonemateriaaleille ovat alhainen tiheys sekä alhainen hinta raaka-aineen, prosessoinnin, ja huollon näkökulmasta. Materiaalin on oltava myös helposti saatavissa, jotta voitaisiin välttyä suurilta vaihteluilta hankintakustannuksissa. Mekaanisilta ominaisuuksiltaan materiaalin on oltava sitkeää ja lujaa, jotta rakenne kestää muuttamatta muotoaan ja väsymättä vaihtelevia kuormituksia vastaan, sekä lämpötiloja sekä esimerkiksi salamaniskuja vastaan. Yleisimmät käytössä olevat lentokonemateriaalit matkustajalentokoneille ovat alumiini-, titaani- ja terässeokset sekä komposiitit. Komposiitit ovat erityisen kevyitä ja lujia, ja siksi niitä käytetäänkin yhä enemmän lentokoneiden tärkeimmissä rakenteissa metallien sijaan.

Työssä tarkasteltavaksi materiaaliksi vaalittiin hiilikuitu-epoksimatriisikomposiitti, jonka kuidut ja siten lujuusominaisuudet ovat suuntautuneet voimakkaasti. Hiilikuitukomposiitti valinta perustui sen alhaiseen tiheyteen ja erinomaisiin mekaanisiin ominaisuuksiin suhteessa tiheyteen, minkä ansiosta tämä materiaali on tyypillisesti käytössä lentokoneiden rakenteissa. Aiheen rajauksen vuoksi työssä ei ole esitetty yksityiskohtaista materiaalinvalintaa, vaan on hiilikuitukomposiitti on valittu esimerkkimateriaalina vauriokriteereiden vertailuun kuvastamaan sovelluskohdetta parhaiten. Altair EsaComp 2020 – ohjelmalla rakennettiin hiilikuitukomposiitista kolme nelikerroksista laminaattia, joiden kerrosten orientaatiot vaihtelivat. Kerrosrakenteen ansiosta lujuusominaisuudet saadaan kaikkiin suuntiin säädettyä.

Työn laskentaosuudella selvitetään, miten hiilikuitulujitetun komposiitin vaurioitumista voidaan ennustaa vauriokriteereiden avulla. Vauriokriteerit ovat erilaisia teorioita, joita käytetään vaurion alun mallintamiseen vertailemalla sovellukseen vaikuttavaa jännitystilaa materiaalin lujuusominaisuuksiin, esimerkiksi myötö- ja murtolujuuteen. Työssä tarkasteltavat vauriokriteerit ovat maksimijännityksen ja maksimivenymän kriteerit, sekä Von Misesin, Tsai–Hillin, Tsai–Wun, Hashinin ja Puckin vauriokriteerit. Kuhunkin kriteeriin liittyvät kaavat sekä teoreettinen tausta on esitetty.

Vauriokriteereitä sovelletaan komposiittilaminaatteihin, joihin kohdistetaan 500 N/m vetojännitys ja 500 N/m leikkausjännitys. Altair EsaComp 2020 – ohjelmalla selvitetään laminaatin kriittisin kerros eli kerros, joka ensimmäisenä vaurioituu. Ohjelman avulla saadaan myös selville varmuusmarginaali, ja sen suuruus oletetaan vaihtelevan eri kriteerien välillä. Varmuusmarginaalia hyödynnetään konservatiivisimman vauriokriteerin selvittämiseen. Työssä saadaan selville, että konservatiivisin vauriokriteeri tarkasteltuun tapaukseen on Puckin vauriokriteeri. Työssä todetaan myös, että konservatiivisuus ei tarkoita parasta vauriokriteeriä tiettyyn sovelluskohteeseen, vaan kriteereistä paras riippuu suunnittelun tyypistä ja suunnittelijasta itsestään. Työssä saatuja tuloksia voitaisiin hyödyntää esimerkiksi kehittäessä uusia, parempia materiaaleja, jolloin voitaisiin simuloida vauriokäyttäytymistä ja tarkastella mekaanisia ominaisuuksia.

Avainsanat: matkustajalentokone, hiilikuitukomposiitti, vauriokriteeri, varmuusmarginaali, konservatiivisuus

Tämän julkaisun alkuperäisyys on tarkastettu Turnitin OriginalityCheck –ohjelmalla.

# ABSTRACT

Marissa Cavallotti: Common failure criteria used in aircraft design  
Bachelor's Thesis  
Tampere University  
Bachelor's Program in Engineering Sciences, Materials Science and Engineering  
April 2023

---

The theoretical background section of the thesis focuses on the operation and structure of the aircraft, examines material requirements, and compares different common material options. Aircraft flying characteristics are found to be based on aerodynamic forces. By controlling the lift force perpendicular to the flight path and the thrust, the aircraft can take off, land and fly along the desired flight path. The main structural components are the wing, fuselage, jet engines and control surfaces, each of which is discussed in this thesis in terms of the required properties of the material option.

Typical material requirements for aircraft materials are low density and low cost in terms of raw material, processing, and maintenance. The material option must also be readily available to avoid large variations in procurement costs. In terms of mechanical properties, the material must be tough and strong so that the structure can withstand varying loads, temperatures and, for example, lightning strikes without deforming or fracture. The most common aircraft materials used for passenger aircraft are aluminium, titanium and steel alloys and composites. Composites are lightweight and strong, which is why they are increasingly used in the primary aircraft structures instead of metals.

The material chosen for this work is a carbon fibre-epoxy matrix composite, which has unidirectional fibres and strength properties. The choice of carbon fibre composite was based on its low density and excellent mechanical properties, which make it a material typically used in aircraft construction. The detailed material selection is not presented in this work, but carbon fibre composite has been chosen as an example material for the comparison of damage criteria to best reflect the application. Using Altair EsaComp 2020 software, three four-layer laminates were constructed from carbon fibre composite with varying layer orientations. The layered structure provides strength properties in all directions.

The computational part of the work investigates how to predict the failure of a carbon fibre-reinforced composite laminate using failure criteria. Failure criteria are based on different theories used to model failure by comparing the stress state affecting the application with the strength properties of the material, e.g. yield and ultimate strength. The failure criteria considered in the thesis are the maximum stress and maximum yield criteria, as well as the Von Mises, Tsai-Hill, Tsai-Wu, Hashin and Puck failure criteria. The formulas associated with each criterion and the theoretical background are presented.

The failure criteria are applied to composite laminates subjected to 500 N/m tensile stress and 500 N/m shear flow. Altair EsaComp 2020 software is used to determine the most critical layer of the laminate, i.e. the layer that will fail first. The program also determines the margin of safety, which varies depending on the selected failure criterion. The margin of safety (in terms of percentage) is used to determine the most conservative failure criterion. The work shows that the most conservative failure criterion for the case studied is the Puck criterion. It also concludes that conservatism does not imply the best damage criterion for a particular application, but that the best criterion depends on the type of design and the designer themselves. The results could be used, for example, to develop new, better materials, allowing the simulation of damage behaviour and the study of mechanical properties.

Keywords: aircraft, carbon fibre composite, failure criterion, margin of safety, conservatism

The originality of this publication has been verified by Turnitin OriginalityCheck.

# ALKUSANAT

Olin ensimmäistä kertaa lentokoneen kyydissä kun olin vain viisi viikkoa vanha, ja siitä lähtien, kun olen kasvanut tarpeeksi vanhaksi ymmärtämään maailmasta jotakin, olen ihailut lentäjiä ja lentokoneita. Ihmettelin lentokoneiden lentomekanismia, suihkumoottorin siivekkeiden pyörimistä ja siipiä, jotka mahdollistivat niin jännittävän ilmiön kuin lentämisen. Lentokoneiden toiminta on siis ollut elämässäni aina ajankohtainen mielenkiinnon kohde, ja nyt yliopisto-opintojen myötä kiinnostuin myös materiaalien mekaniikasta. Tämän kandidaatintyöni tavoitteena olikin yhdistää nämä kaksi toimivaksi ja innovatiiviseksi kokonaisuudeksi. Koska työni aihe kiinnosti minua niin paljon, koin kirjoitusprosessin mielekkääksi ja innostavaksi. Haluaisin kiittää kandiohjaajani Mikko Kanervaa, jonka apu, tuki ja vinkit ovat olleet tämän työn valmistumisen edellytys. Hän ymmärsi oikeastaan heti, kuinka auttaa minua aiheen rajaamisessa ja miten pääsisin kokoamaan mahdollisimman monipuolisen kokonaisuuden minua kiinnostavista asioista.

Kiitos ihan koko perheelleni, joka on tsempannut minua kandin kirjoittamisen, yliopisto-opintojen ja koko elämäni ajan. Kiitos kaikille rakkaille ystäväilleni, joiden kanssa olen saanut jakaa iloja, murheita, huikeita opiskelijatapahtumia ja nauruntäyteisiä hetkiä. Kiitos opintopsykologille Paulille, joka on auttanut minua rakentamaan parempaa versiota itsestäni. Kiitos Veeti Ossille hänen podcastinsa tuomista oivalluksista. Ja kiitos myös Harry Styles, Louis Tomlinson ja Taylor Swift. Viimeisenä muttei vähäisempänä, iso kiitos itselleni tämän työn tekemisestä ja tekniikan kandidaatiksi valmistumisesta.

Tampereella, 25.4.2022

Marissa Cavallotti

# SISÄLLYSLUETTELO

1. JOHDANTO .....	1
2. TEOREETTINEN TAUSTA .....	2
2.1 Työssä käsiteltävän lentokoneen tarkempi määrittely .....	2
2.2 Lentokoneen tyypillinen operointi .....	2
2.3 Matkustajalentokoneen tyypillinen rakenne .....	3
2.3.1 Siipi .....	3
2.3.2 Runko ja ohjainpinnat .....	4
2.3.3 Suihkumoottori .....	5
2.4 Matkustajalentokoneessa käytetyt tyypilliset materiaalit .....	6
2.4.1 Materiaalivaatimukset .....	7
2.4.2 Alumiini-, titaani-, ja terässeokset sekä komposiitit .....	7
2.4.3 Magnesium, superseokset, erityiskomposiitit .....	9
3. MENETELMÄT .....	10
3.1 Kirjallisuusselvitys .....	10
3.1.1 Vauriokriteerit yleisesti .....	10
3.1.2 Maksimijännitys ja maksimivienymä .....	11
3.1.3 Von Mises .....	13
3.1.4 Tsai – Hill .....	14
3.1.5 Tsai – Wu .....	14
3.1.6 Hashin .....	15
3.1.7 Puck .....	16
3.2 Laskentaosuus .....	17
3.2.1 Käytetty materiaali sekä lamellien orientaatio .....	18
3.2.2 Laminaattiin kohdistettava kuormitus, vauriokriteerit sekä vaurioprosentin laskenta .....	20
4. TULOKSET JA ANALYYSI .....	22
4.1 Myötöpinnat Rankinen, Trescan ja von Misesin murtumiskriteereille ..	22
4.2 Kriittinen katsaus komposiiteille suosittujen vauriokriteerien sovellettavuuteen .....	24
4.3 Hiilikuitukomposiiteille konservatiivisin vauriokriteeri lentokonesovelluksissa .....	25
5. YHTEENVETO .....	26
LÄHTEET .....	27

# LYHENTEET JA MERKINNÄT

SR	Lujuussuhde ( <i>Strength Ratio</i> ); osoittaa sovelletun kuorman osuuden vauriokriteereistä. Lujuussuhde määritellään seuraavasti: Lujuussuhde (SR) = sallittu jännitys per laskettu jännitys. Esimerkiksi SR = 0.75 osoittaa, että vikaantuminen on tapahtunut ja että käytetty kuormitus on 25 % yli sallitun.
FI	Vikaantumisindeksi ( <i>Failure Index</i> ), eli ilmiöpohjainen vauriokriteeri aionastaan vikaantumisen tapahduttua. Ei kerro vauriomekanismista eikä prosenteista SR:n tavoin. Esimerkiksi FI = 1.25 osoittaa vain, että vauriotilanne on olemassa. Vaurioindeksi komposiiteilla on matriisissa merkitty $F_m$ ja kuiduissa $F_f$ .
FPF	Ensimmäisen kerroksen vikaantuminen ( <i>First Ply Failure</i> ), eli komposiittilaminaatin lujuuden arvointiin käytetty analyysimenetelmä.
MoS	Varmuusmarginaali ( <i>Margin of Safety</i> )
$\sigma$	Jännitys
$\sigma_y$	Myötölujuus
$\tau$	Leikkausjännitys
$\tau_y$	Leikkauslujuus
X	Materiaalin lujuus kuitujen suunnassa. $X_T$ kuvaa lujuutta vedossa ( <i>tension</i> ), $X_C$ puristuksessa ( <i>compression</i> ).
Y	Materiaalin lujuus kuitujen suhteen kohtisuorassa suunnassa. $Y_T$ kuvaa lujuutta vedossa ( <i>tension</i> ), $Y_C$ puristuksessa ( <i>compression</i> ).
S	Materiaalin leikkauslujuus, $S_L$ pituussuunnassa ja $S_C$ poikkisuunnassa

# 1. JOHDANTO

Tämän kandidaatintyön tarkoituksena on selvittää, miten lentokoneen rakennusmateriaalina käytetty hiilikuitulujitetun komposiitin vaurioitumista voidaan ennustaa vauriokriteereiden avulla. Vauriokriteerit ovat erilaisia vaurioteorioihin perustuvia funktioita, joita käytetään vikaantumisen mallintamiseen vertailemalla sovellukseen vaikuttavaa jännitystilaa materiaalin lujuusominaisuuksiin, esimerkiksi myötö- ja murtolujuuteen. Hiilikuitukomposiitti on valittu materiaaliksi tutkimustapaukseen. Sen alhaisen tiheyden ja erinomaisten mekaanisten ominaisuuksien ansiosta se on tyypillisesti käytössä lentokoneiden rakennusmateriaalina.

Työssä aluksi keskitytään lentokoneen operointiin ja rakenteeseen, tarkastellaan materiaalivaatimuksia, ja vertaillaan erilaisia yleisiä materiaalivaihtoehtoja keskenään. Seuraavaksi perehdytään vauriokriteereiden teoreettiseen taustaan sekä työn kokeelliseen osuuteen. Lopuksi esitellään tulokset ja johtopäätökset.

## 2. TEOREETTINEN TAUSTA

### 2.1 Työssä käsiteltävän lentokoneen tarkempi määrittäminen

Lukuisista olemassaolevista lentokonetyypeistä tämän työn sovelluskohteena käsitellään suihkumatkustajakonetta. Tällainen liikennelentokone on varustettu kahdesta neljään suihkumoottorilla, ja on valmistettu kuljettamaan jopa satoja matkustajia tai merkittävän määrän rahtia [1].

Suihkumatkustajalentokoneista eniten käytössä ovat kapea- ja leveärunkoiset liikennelentokoneet. Kapearunkoisia liikennelentokoneita, kuten Airbus A220, Airbus A320 sekä Boeing 737, käytetään lyhyemmillä lennoilla noin 100-200 matkustajan kuljettamiseen. Laajarunkoiset liikennelentokoneet, kuten Boeing 747, ovat käytössä kaukolennoille ja niille tyypillistä ovat kaksi erillistä käytävää matkustamossa sekä neljä suihkumoottoria [1].

### 2.2 Lentokoneen tyypillinen operointi

Lentokoneiden lentokyky perustuu niissä vaikuttaviin aerodynaamisiin voimiin, joiden on oltava tasapainossa tasaisella nopeudella lennettäessä. Vaikuttavat voimat ovat painovoima  $W$  (*weight*), vastus  $D$  (*drag*), nostovoima  $L$  (*lift*) sekä moottoreiden muodostama työntovoima  $T$  (*thrust*). Vastusvoima jakautuu lentokoneen pinnan painejakauman mukaisesti ja sen resultantti on lentoradan suunnalle vastakkainen. Säätämällä lentorataa vastaan kohtisuoraa nostovoimaa sekä työntövoimaa saadaan lentokone nousemaan, laskeutumaan sekä lentämään haluttua lentorataa [2].

Lentokoneen nostovoima ei riipu moottoreista, vaan ensisijaisesti lentokoneen siivestä. Siipi ovat lentosuuntaan nähden kaltevassa asennossa. Newtonin kolmannen lain mukaisesti siipeen kohdistuu vastakkaissuuntainen reaktiovoima virtauksen kääntyessä, mikä on yhtä kuin lentokoneen nostovoima. Sen suuruus on suoraan riippuvainen aerodynaamisten pintojen märkäpinta-alasta, ilman tiheydestä, lentokoneen nopeuden neliöstä, nostovoimakertoimesta (joka riippuu muun muoassa koneen ulkomuodosta) sekä kohtauskulmasta. Kohtauskulman lisäksi siivellä ja vakaimilla voi olla käyrästystä, mikä vaikuttaa erityisesti aerodynaamiseen momenttiin [2].

Vastus on lentokoneen liikettä vastustava voimakomponentti, josta huomattava osa, eli matkustajalentokoneissa noin puolet, aiheutuu lentokoneen ulkopintojen



ja virtaavan ilman välisestä leikkausjännityksestä eli kitkasta. Kitkavoimat aiheutuvat virtauksen hidastumisesta pintojen läheisyydessä. Pintojen läheisyydessä muodostuu rajakerros virtauksen irtoamattomalla alueella. Rajakerros puolestaan aiheuttaa kappaleen efektiivisen muodon vääristymisen ja sellaisen pintapainejakauman, josta seuraa lisävastusta. Rajakerros myös heikentää nostovoiman tuottamiskykyä erityisesti kohtauskulman ollessa suuri. Suurella kohtauskulmalla seurauksena voi olla, että siipi menettää suuren osan nostovoimastaan virtauksen irtoamisen seurauksena eli alkaa sakkaamaan. [2] Siiven vaikutusta lentokoneen aerodynamiikkaan käsitellään lisää seuraavassa luvussa.

## 2.3 Matkustajalentokoneen tyypillinen rakenne

Tärkeimmät matkustajalentokoneen rakennekomponentit ovat siipi, runko, moottorit sekä ohjauspinnat (vakaimet). Lentokoneiden suunnitteluryhmän on määritettävä muun muoassa siiven pinta-ala, muoto (esimerksi suunnikkuus), siipiprofiili, siiven sopiva käyristys sekä siiven kierto. Lisäksi tulee suunnitella lentoonlähtö- ja laskeutumisvaatimukset täyttävä siivekejärjestelmä [1].

Myös rungon geometria, matkustajien ja rahdin sisäinen sijoittelu, mukaan lukien pääovet ja hätäuloskäynnit, ovat tärkeä osa suunnittelua. Lisäksi osajärjestelmät, eli esimerkiksi laskutelineet, tutka, rungon paineistus. ja ilmanvaihtojärjestelmä, erilaiset toimilaitteet, on huomioitava yhdessä ohjaus- ja vakainpintojen koon, sijoittelun ja konfiguraation kanssa [1].

### 2.3.1 Siipi

Kuten edellisessä luvussa mainittiin, siipi on lentokoneen yksi tärkeimmistä osista. Siiven muoto, erityisesti paksuusjakauma ja siipiprofiili, vaikuttavat siiven aerodynaamisiin ominaisuuksiin. Matkustajalentokoneissa siiven muoto on usein trapetsinen. Siiven 'yläpinnalla' vallitsee pienempi paine kuin alapinnalla, ja tämä paine-ero pyrkii tasoittumaan Bernoullin lain mukaisesti siiven reunoilla [2].

Siiven pinnalla vaikuttava paine-eron pyrkimys tasoittumaan tapahtuu sen muun muoassa kärjen kautta. Tämä aiheuttaa myös poikkisuuntaista virtausta, eli virtaviivat kääntyvät siiven yläpinnalla tyveen päin ja alapinnalla kärkeen päin. Lentosuunnan mukaisen virtauskomponentin kanssa virtaus siiven takana alkaa pyöriä, eli puhutaan kärkipyörteestä. Kärkipyörteen suuruus on suoraan verrannollinen nostovoimaan. Kärkipyörteet säilyvät voimakkaana tietyssä

kohtaa vielä useita minutteja lentokoneen lennettyä ohi, minkä vuoksi on lentokoneiden on vaarallista seurata toisiaan liian lähekkäin [2].

Siiven keskiosa on se kohta, joka mahdollistaa merkittävän nostovoiman syntymisen ja suurelta osin lentokoneen lentokyvyn. Siiven etureunan (pyörityssäteen) alueella on niin kutsuttu patopiste, joka siirtyy taaksepäin, kun kohtauskulmaa kasvatetaan esimerkiksi nousun alkaessa. Tällöin siipiprofiilia pitkin kulkeva virtaus joutuu kiertämään siiven etureunan, jolloin siihen syntyy alipaineiikki. Alipaineiikin ansiosta siiven etureunalla taaksepäin vaikuttava voima pienenee, eli muodostuu etureunan imuvoima ja virtauksen nopeushuippu, mitkä yhdessä mahdollisavat siipien spesifin nostovoiman [2].

Edellisessä luvussa mainittu sakkkaus johtuu siivissä tapahtuvasta virtauksen paikallisesta hidastumisesta ja lopulta irtaantumisesta. Se tapahtuu usein siipiprofiilin yläpinnalta kohtauskulmaa kasvatettaessa. Ilmiössä voimakas virtausnopeuden hidastuminen johtaa leikkausjännitysten takia siihen, että pinnan lähellä virtauksen suunta kääntyy jopa päinvastaiseksi. Seurauksena on paine-eron ja edelleen nostovoiman pienentyminen. Sakkkausominaisuuksia voidaan parantaa siiven yläpinalla pyörteittimillä eli pyörregeneraattoreilla. Ne tuovat rajakerrokseen sisälle ilmaa suurella nopeudella, mikä auttaa rajakerrosta pysymään kiinni suuremmalla kohtauskulmalla [2].

### 2.3.2 Runko ja ohjainpinnat

Lentokoneen runko suojaaa ja tarjoaa tilan kuormalle ja miehistölle sekä sopivan vipuvarren pyrstölle. Rungon rakenne vaikuttaa merkittävästi koko lentokoneen aerodynamiikkaan aiheuttaen vastusta sekä tuottaen myös nostovoimaa. Suunnittelussa huomioitava parametri on esimerkiksi ruongon märkäpinta-ala, eli virtauksen kanssa kosketuksissa oleva ulkopinta. Rungon nostovoima on matkustajalentokoneissa pieni, ja se on suoraan verrannollinen pinta-alaan ja kohtauskulman suuruuteen. Suurilla kohtauskulmilla virtauskentän muutos lisää nostovoimaa huomattavasti. Rungosta seuraa myös kitkavastus ja peräpainevastus riippuen rungon tarkasta muodosta. Runko kehittää myös pituusmomentin, joka pyrkii lisäämään kohtauskulmaa (momentin suunta positiivinen) ja heikentää siten lentokoneen vakautta. Rungon nostovoiman parantamiseksi on kehitelty kiinteää siipirunkoyhdistelmää (*blended wing body*). Matkustajalentokoneessa siivet on liitetty varsin kiinteästi runkoon joko sen keskelle (keskitaso), alaosaan (alataso) tai yläosaan (ylätaso). Erityisesti

keskitason tyypisessä siipirunkoyhdistelmässä runkoa kiertävän poikittaisvirtauksen nopeus on rungon kyljissä nopeampaa, mistä johtuen virtausnopeuden pystysuora komponentti kasvaa, jolloin siiven kohtauskulma ja siten nostovoima siiven tyven lähellä kasvaa. Siipi-runkoyhdistelmän aerodynamiikkaa voidaan parantaa myös muotosuojilla (*fairings*) [2].

Ohjainpinnat ovat lentokoneen rakenneosia, joita tarvitaan tasapainotilan aikaansaamiseen momenttien ja voimien välillä suoraviivaisessa lennossa sekä lentoasentoa poikkeuttavan momentin muodostamiseen lentotilaa muuttaessa. Ohjainpintoja ovat esimerkiksi korkeusperäsin ja siivekkeet, joilla hoidetaan pituus- ja kallistusohjausta eli muutetaan lentokoneen kohtaus- ja kallistuskulmaa. Sivuperäsimellä taas aikaansaadaan poikittaisvoima, joka synnyttää muutoksen lentokoneen suuntamomenttiin, sekä kallistusmomentin riippuen pyrstön konfiguraatiosta. Siivekkeillä voidaan myös muodostaa merkittävä kallistusmomentti muuttamalla epäsymmetrisesti siiven puolikkaiden nostovoimaa: alaskäännetyn siivekkeen puolella nostovoima kasvaa ja ylöskäännetyn puolella pienenee. Virtauksen tahananomaiseen irrottamiseen käytetään spoileriteita, jotka sijaitsevat lähempänä siiven tyveä. Jossain tapauksessa spoilerit osallistuvat lennonaikaiseen ohjaukseen, kuten kallistusmomentin muodostamiseen. Epäsymmetrinen nostovoimajakauma siivellä pyrkii kallistamaan konetta avatun spoilerin puolelle, ja toisaalta siiven vastus kasvaa, mikä puolestaan aiheuttaa koneen nokkaa sivulle kääntävän suuntamomentin. Spoilerien aiheuttamaa vastuksen kasvua hyödynnetään jarruttamiseen laskeutumisessa, jolloin niitä avataan symmetrisesti koneen molemmilla puolilla. [2]

### 2.3.3 Suihkumoottori

Suihkumoottorin toiminta perustuu edestä moottorin sisään saapuvan ilman nopeuden kiihdyttämiseen ja paineen lisäämiseen kompressorilla, polttoaineen sekoittamiseen ja polttamiseen, sekä hallittuun energian siirtämiseen ja virtauksen ohjaamiseen turbiinilla. Lopulta saadaan ilma-polttoaineseos virtaamaan ulos suuttimesta lentonopeutta suuremmalla nopeudella, mikä synnyttää lentokoneelle työntövoiman. Suihkumoottorieita on useaa eri tyyppiä, ja matkustajalentokoneissa useimmiten käytetty on ohivirtausmoottori puhaltimella (*turbofan*). Tällainen ohivirtausmoottori on jaettu viiteen osaan: puhallin,

kompressori, poltin, turbiini ja suutin. Puhallin lisää moottoriin saapuvan ilman nopeutta ilman tämän virtauksen ohjaamista polttimeen. [3]

Osa ilmasta, jota kutsutaan ohivirtaukseksi, kulkee moottorin ytimen ulkopuolella kanavan kautta. Ohivirtauksen ilma jäähdyttää moottoria ja muodostaa suurimman osan työntövoimasta. Loput ilmasta ohjataan moottorin ydintä kohti kompressoriin, jossa moottorin akselin suuntaisesti kulkeva ilma tiivistetään ja sen virtausnopeutta kasvatetaan. Aksiaalikompressorin roottoreiden halkaisija pienenee ydintä kohti mentäessä, ja painetta lisätään asteittain. Kompressorin roottoreiden välissä on myös staattoreita, ei staattisia siipirivejä, jotka osaltaan lisäävät ilman painetta muuttamalla virtausenergiaa staattiseksi paineeksi sekä suoristavat ilmavirtaa. [3]

Kompressorin jälkeen ilma sekoittuu polttoaineeseen ja syttyy polttimossa. Polttimen tehtävänä on pitää ilman ja polttoaineen seoksen palaminen vakaana samalla, kun ilma liikkuu polttimen läpi erittäin nopeasti. Polttimesta ilma virtaa turbiiniin, jossa on kompressoria vastaten roottoreiden ja staattoreiden siipisarja asteittain. Turbiinin tehtävänä on siirtää virtauksesta energiaa käytettäväksi kompressorin pyörittämiseen. Turbiinin akseli on liitetty siis puhaltimeen ja kompressoriin, mikä mahdollistaa niiden toiminnan. Prosessin viimeinen vaihe tapahtuu suuttimessa, jossa ilmaa ohjataan ulos suurella nopeudella, jolloin lentokone tarvitsema työntövoima muodostuu. Joissakin moottoreissa suuttimessa on myös sekoitin, joka sekoittaa moottorin ytimestä tulevan ilman edellä mainittuun ohitusilmaan, mikä tekee moottorista hiljaisemmän. [3]

## **2.4 Matkustajalentokoneessa käytetyt tyypilliset materiaalit**

Materiaalivalinta lentokonerakenteissa vaikuttaa käytännössä koko lentokoneen kuormien kantaan ja sen lentoranganominaisuuksiin. Materiaalien valinta tapahtuu varhain mutta asteittain suunnittelun alkuvaiheessa ja sillä on pysyvä vaikutus lentokoneen eliniän päättymisen jälkeenkin. Materiaalivalinta on arvailun sijaan järjestelmällinen ja määrällinen lähestymistapa, joka ottaa huomioon laajan kirjon erilaisia vaatimuksia. [4]

Tässä luvussa käsitellään aluksi erilaisia materiaalivaatimuksia, joita lentokonemateriaaleilla on oltava. Seuraavaksi alaluvuissa 2.4.2 ja 2.4.3 käsitellään tyypillisiä esimerkkejä käytetyistä materiaaleista metalleista komposiitteihin ja kerrotaan niiden käytön hyödyistä ja haitoista.

## 2.4.1 Materiaalivaatimukset

Materiaalivaatimukset ovat erilaiset erilaisissa rakenteissa. Pääjako rakenteissa on primääri- sekundaari- sekä tertiäärirakenteisiin. Yksi tärkeimmistä käytännön materiaalivaatimuksista on hinta, johon luetaan esimerkiksi raakamateriaalin hinta, materiaalin prosessoinnin hinta, sekä materiaalin vaikutus kokoamisen, huollon, korjaamisen ja kierrättämisen aiheuttamiin kustannuksiin. Materiaalin on oltava helposti ja runsaasti saatavissa, jotta voitaisiin välttyä lentokoneiden tuotannon viivästykseltä sekä suurilta vaihteluilta hankintakustannuksissa, ja myös helposti prosessoitavissa, muotoiltavissa, koneistettavissa sekä koottavissa lentokonekomponenteiksi kustannus-, rakenne- ja aikatehokkaasti. [4]

Mekaanisilta ominaisuuksiltaan lentokonemateriaaleilta odotetaan korkeaa sitkeyttä, lujuutta sekä murtositkeyttä, jotta lentokoneen rakenne kestää vaihtelevia kuormituksia muuttamatta muotoaan pysyvästi, säröytymättä, vaurioitumatta ja murtumatta. Dynaaminen kuormien kesto on oltava hyvä: esimerkiksi lämpötilavaihtelut, törmäykset lintujen kanssa, salamaniskut ja rakeet ovat tavanomaisia ilmiöitä, jotka lentokoneen on kestättävä vaurioitumatta liikaa. Muita ympäristöön liittyviä ominaisuuksia ovat korroosion ja hapettumisen kesto sekä veden läpäisemättömyys. Oleellista on, että mekaaninen suorituskyky materiaaleilla on riittävä suhteessa tiheyteen, jolloin saadaan tehokkaita rakenteita. [4].

Myös termisillä ja sähkömagneettisilla ominaisuuksilla on merkitystä: terminen stabiilius on tärkeää esimerkiksi suihkumoottoreissa ja lämpösuojissa, jossa lämpötila nousee hyvin korkeaksi. Sähkönjohtavuus on rungossa tärkeää varauksen purkamiseksi salamaniskun sattuessa. Jossain määrin muut sähkömagneettiset ominaisuudet ovat epätoivottavia, jotta ei tapahtuisi voimakasta interferenssiä lentokonetta ohjaavien ja kontrolloivien laitteiden kanssa [4].

## 2.4.2 Alumiini-, titaani-, ja terässeokset sekä komposiitit

Yleisimmät käytössä olevat lentokonemateriaalit matkustajalentokoneille ovat alumiini-, titaani- ja terässeokset komposiittien ohella. Alumiiniseokset vastaavat matkustajalentokoneissa yleensä noin 70-80% lentokoneen rakenteellisesta painosta, eli etuja tämän materiaalin käytöstä on useita. Alumiiniseokset ovat

suhteellisen edullisia, ja niiden valmistuksen, muotoilun ja koneistuksen sujuvuus on vuosikymmenten aikana kehittynyt. Alumiiniseosten tiheyteen suhteutetut ominaisuudet ovat myös hyviä ja ne tekevät alumiinista optimaalisimman lentokoneen rakennusmateriaalin moniin rakenteisiin. Mikään materiaali ei ole kuitenkaan täydellinen, ja alumiiniseosten haittoihin kuuluu esimerkiksi alttius vaurioille korroosion ja väsymisen alaisena. Näitä haittoja voidaan kuitenkin kompensoida räätälöimällä alumiiniseoksia kuhunkin rakenteelliseen sovellukseen. Esimerkiksi siiven yläpuolisissa paneeleissa käytetään murtolujia alumiiniseoksia puristusta ja väsytystä vastaan. Alapinnoilla taas käyteen hyvin väsytystä kestäviä alumiiniseoksia [4].

Titaaniseoksista eli lentokonesovelluksissa useimmiten Ti-6Al-4V-seoksesta valmistetaan raskaimmin kuormitettuja rakenteita, joiden on oltava mahdollisimman vähän tilaa vieviä, eli esimerkiksi laskutelineitä sekä siiven ja rungon liitoksen osia. Ominaisuuksiltaan titaaniseoksella on erinomaiset rakenteelliset ominaisuudet sekä kyky säilyttää hyvät mekaaniset ominaisuudet korkeissakin lämpötiloissa. Haittapuolina on titaanin korkeampi tiheys ja korkeat kustannukset. Siksi näitä seoksia käytetään matkustajalentokoneissa vain noin 10% rakenteellisesta painosta [4].

Kuitulujitetut muovukomposiitit, erityisesti hiilikuitukomposiitit, ovat jossain määrin kallita, mutta räätälöitävissä mekaanisen suorituskyvyn osalta. Hiilikomposiitteja käytetäänkin siksi lentokoneiden tärkeimmissä rakenteissa, kuten siivissä, rungossa, ja ohjauspunnoissa, esimerkiksi peräsimestä ja siivekkeissä. Lisäksi komposiittimateriaaleja käytetään myös vähentämään painoa suihkumoottorien osissa, kuten puhaltimen siivissä. Lentokonesovelluksissa komposiiteista useimmiten käytössä ovat hiilikuitulujitetut komposiitit [4].

Terässeoksista käytetään matkustajalentokoneissa vain vähän erityisesti korkean tiheyden vuoksi. Tätä voidaan kuitenkin hyödyntää turvallisuuskriittisissä ja tilarajoitteellisissa komponenteissa, esimerkiksi laskutelineissä ja siipikotelon joissain osissa. Käytettävät teräkset on seostettu ja lämpökäsitelty erittäin suuren lujuuden saavuttamiseksi, ja lisäksi väsymiskestävyys ja murtositkeys ovat suhteellisen hyviä. Osa suurlujuista teräksistä on kuitenkin alttiita korroosiolle ja haurastumiselle, mikä voi aiheuttaa säröilyä [4].

### 2.4.3 Magnesium, superseokset, erityiskomposiitit

Muita, pienemmissä määrissä käytettyjä, mutta silti sopiviksi koettuja materiaaleja ovat esimerkiksi magnesiumseokset, superseokset ja komposiitit lasi- ja aramidikuiduin. Magnesiumia käytettiin laajasti 1940-1950-luvuilla rakennetuissa lentokoneissa painon vähentämiseksi, sillä magnesium on yksi kevyimmistä metalleista ja sen ominaislujuus- ja jäykkyys ovat korkeita. Käyttö rakennusmateriaalina väheni erityisesti korkeiden kustannusten, alhaisen jäykkyyden ja lujuuden sekä korroosioalttiuden takia. Nykyään magnesiumia hyödynnetään osissa, jotka on hyvin suojattu ja tilavaatimus ei ole erityisen rajattu. [4]

Superseokset ovat ryhmä nikkeli-, rautanikkeli- ja kobolttiseoksia, joilla on erinomaiset lämmönkesto-ominaisuudet: ne säilyttävät jäykkyytensä, lujuutensa ja mittapysyvyytensä paljon korkeammassa lämpötiloissa kuin muut lentokonerakennemateriaalit. Lisäksi superseokset kestävät hyvin korroosiota ja hapettumista. Superseoksista lentokonesovelluksissa käytetään erityisesti nikkelpohjaista superseosta, joka sisältää runsaasti kromia ja rautaa, titaania, kobolttia ja muita seosaineita. Superseoksia käytetään suihkumoottorin osissa, kuten korkeapaineturbiinin siivissä, levyissä ja polttokammiossa. Tällöin osat ovat erityisesti vetokuormitettuja. Superseosten tiheys on korkea, joten niiden ominaissuorituskyky (tiheyteen suhteutettu) ei ole kovin korkea. [4].

Lasi- ja aramidikuitulujitetut komposiitit ovat kevyitä rakennemateriaaleja, jotka koostuvat määrättyistä kuiduista ja materiisimuovista. Muodostuneella materiaalilla on korkeampi lujuus, väsymiskestävyys ja pienempi tiheys ja sillä on myös parempi iskun- ja vaurionkestävyys kuin verrokkeilla. Kuitumetallilaminaatti on erityismateriaali. Muun muoassa GLARE ® (glass reinforced aluminium, lasivahvisteinen alumiini), joka koostuu ohuista yhteenlaminoituista alumiini- ja lasikuitukomposiittikerroksista [4].

## 3. MENETELMÄT

### 3.1 Kirjallisuusselvitys

Tämän työn kirjallisuusselvityksen tarkoituksena on keskittyä lentokonemateriaalien vikaantumisen ennustamiseen vauriokriteereiden avulla. Vauriokriteereiden käsite, sekä eri vauriokriteereiden laskennalliset ja teoreettiset perusteet käsitellään seuraavissa alaluvuissa.

Lentokonemateriaalien vaurioitumista on tärkeää osata ennustaa käytön aikana, koska äytön aikana rakenteet voi kokea muitakin kuin suunnittelun kuormituksen, jonka lentokoneen on kestettävä ennen kuin se rikkoutuu. [5] Vauriokriteereiden tarkastelussa on huomioitu, että rakennusmateriaalit ovat tavanomaisesti sitkeitä ja vaurioiden eteneminen on niissä hidasta ja niiden vikaantuminen tapahtuu plastisen muodonmuutoksen alkaessa. Vaurion alkaminen tulee kuitenkin pystyä ennustamaan riittävän tarkasti ja luotettavasti [5].

#### 3.1.1 Vauriokriteerit yleisesti

Vauriokriteereitä käytetään määrittämään vaurion alkaminen. Esimerkiksi lentokonesuunnittelussa voidaan tarkastella, missä kohtaa rakennetta on heikoin kohta, sekä ennustaa maksimijännitykset kyseisessä kohdassa. Vauriokriteerit pohjautuvat erilaisiin teoriohin. Sopivin ennustamaan vaurion alkua vertaamalla arvioidumme kohteen jännitystilaa helposti, esimerkiksi vetokokeella, määritettäviin materiaaliominaisuuksiin, kuten eri suuntaisiin lujuuksiin, joiden arvo on selvitettävissä standardeilla kokeilla [5].

Vauriokriteerit voidaan jakaa kahteen pääryhmään: yksinkertaisemmat kriteerit, joissa jätetään huomiotta eri jännityskomponenttien väliset vuorovaikutukset, ja muut kriteerit, joissa jännityskomponenttien vuorovaikutukset taas otetaan huomioon. Yksinkertaisemmissa kriteereissä on aina yksi jännityskomponentti käsiteltynä kerrallaan. Näitä ovat esimerkiksi maksimijännitykseen ja maksimivenyymään liittyvät teoriat sekä Von Misesin teoria [6]. Näitä käsitellään luvuissa 2.1.2 ja 2.1.3.

Jännityskomponenttien vuorovaikutukset huomioonottavia kriteerejä on kehitetty erilaisia, ja ne jaotellaan kahteen ryhmään: kriteerit, joissa ehdotetaan yhtä ainoaa suhdetta interaktion määrittelemiseksi sekä kriteerit, joissa ehdotetaan



vuorovaikutuksellisten ja ei-vuorovaikutuksellisten olosuhteiden yhdistelmää [6]. Vuorovaikutuksellisia vauriokriteerejä käytetään muun muassa staattisen ja dynaamisen jännitystilän analysointiin [7], ja niitä ovat esimerkiksi Tsai–Wun ja Tsai–Hillin kriteerit. Toiseen ryhmään kuuluvat taas monimutkaisemmat Hashinin ja Rotemin, Puckin ja LaRC:in vauriokriteerit. Näitä jännityskomponenttien vuorovaikutukset huomioivia kriteerejä tarkastellaan enemmän luvuissa 3.1.4 - 3.1.7. Kriteereissä voi olla myös ilmiöpohjaisia termejä määrättyjä vauriomuotoja ennustamaan ja erottelemaan.

### 3.1.2 Maksimijännitys ja maksimivenymä

Maksimijännitykseen ja maksimivenymään liittyy kolme erilaista teoriaa: Rankinen teoria, Trescan teoria ja Saint-Venantin teoria.

Jännitystila pisteessä voidaan kuvata käyttämällä kolmea pääjännitystä  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ . Kriteerin käyttämiseen tarvitaan materiaalin lujuutta  $\sigma_y$ . Yksinkertaisin murtumisteoria sanoo, että murtuminen tapahtuu, kun suurimmat pääjännitykset saavuttavat materiaaliin myötö- tai murtolujuuden. Tämä on Rankinen teoria eli suurimman pääjännityksen teoria. [5] Vaurion ehto on siis

$$\sigma_1 = \sigma_y. \quad (1)$$

On kuitenkin tärkeää huomata, että murtuma voi tapahtua myös puristusjännityksen seurauksena, eli lisäehdoksi vaurion alkun saadaan

$$\sigma_3 = -\sigma_y. \quad (2)$$

Vaikka Rankinen teorian voidaan osoittaa pätevän hauraille materiaaleille, on olemassa kokeellista näyttöä siitä, että teoriaa ei pitäisi soveltaa sitkeisiin materiaaleihin. Esimerkiksi vetokokeessa murtuma ei usein seuraa vetojännitysten takia, vaan tasoa vastaan 45 asteen kulmassa olevien leikkausjännitysten vuoksi. Lisäksi homogeeniset materiaalit kestävät hyvin hydrostaattisia paineita murtumatta, eli suorat maksimijännitykset eivät yksinään ole riittävä pohja vauriokriteeriin kaikissa tapauksissa [8].

Saint-Venantin teoriassa oletetaan, että vaurion alku tapahtuu, kun jännitystilän

maksimi normaalijännitykselle kasvaa yhtä suureksi kuin jännitys vetokokeessa myötörajalta

$$\sigma_1 - \nu\sigma_2 - \nu\sigma_3 = \sigma_y . \quad (3)$$

Poissonin luvun  $\nu$  vaikutus huomioi osaltaan materiaalin tilavuuden muutosta, joten tämän teorian mukaan murtuman pitäisi tapahtua suuremmalla kuormituksella. Tämän on osoitettu pätevän melko hyvin vain valuraudoille, ja siksi teoriaa ei lentokoneiden suunnittelussa juurikaan käytetä. [8]

Yleinen kolmiakσιαalinen jännitystilaa voidaan jakaa jännityksiin, jotka aiheuttavat tilavuuden muutoksen, eli hydrostaattisiin jännityksiin (*hydrostatic stresses*), sekä jännityksiin, jotka aiheuttavat muodonmuutosta. Sitkeiden materiaalien murtumusteoriassa on otettava huomioon tärkeä havainto: hydrostaattiset jännitykset eivät aiheuta myötymistä, koska jännityskomponentit ovat yhtä suuret ja hydrostaattisessa jännitystilassa ei ole leikkausjännityksiä. Hydrostaattinen komponentti voidaan laskea kolmen pääjännityksen keskiarvona, ja sen vähentämällä jännitystilaa ilman hydrostaattista jännitystä, joka voidaan ilmaista matriisina [5]

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{avg} & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{avg} & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{avg} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sigma_x - \sigma_{avg} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y - \sigma_{avg} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z - \sigma_{avg} \end{bmatrix} . \quad (4)$$

Tämän kaavan 4 mukaan kokonaisjännitys on yhtä suuri kuin hydrostaattisen jännityksen ja ei-hydrostaattisen jännityksen summa, mikä toimii perustana maksimaalisen leikkausjännityksen teorialle eli Trescan teorialle. Trescan mukaan myötöraja ylittyy, kun maksimaalinen leikkausjännitys on yhtä suuri kuin leikkausjännitykset myötörajalta yksiakσιαalisessa vetokokeessa eli

$$\tau_{max} = \tau_y . \quad (5)$$

Teoria on sopusoinnussa sen havainnon kanssa, että hydrostaattiset jännitykset eivät yleensä vaikuta myötörajaan. On tavallista ilmaista tämä teoria pääjännitysten funktiona. Kolmiakσιαalisessa jännitystilassa suurin leikkausjännitys  $\tau_{max}$  on yhtä suuri kuin suurimman ja pienimmän pääjännityksen erotus jaettuna kahdella

$$\frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2} = \tau_y . \quad (6)$$

Kriteerin vaurion alun ajatuksena on, että keskimäinen pääjännitys  $\sigma_2$  ja pienin pääjännitys  $\sigma_3$  ovat aina yhtä suuret kuin nolla puhtaassa yksiakσιαalisessa

vetokuormituksessa, ja silloin suurin pääjännitys  $\sigma_1$  on yhtä suuri kuin materiaalin myötöraja. Leikkausjännitys myötöhetkellä on puolet materiaalin myötölujuudesta [5]. Trescan teorian murtumiskriteeriksi saadaan suurimman ja pienimmän pääjännityksen avulla

$$\sigma_1 - \sigma_3 = \sigma_y. \quad (7)$$

Trescan teorian mukaan vaurioitumisen voidaan siis olettaa tapahtuvan, kun suurin leikkausjännitys saavutetaan monimutkaisessa jännitystilassa ja sen arvo on yhtä suuri kuin myötöraja yksinkertaisessa vetokokeessa. Trescan teoria on yksi eniten käytettyjä teorioita, koska se tuottaa melko tarkan korrelaation kokeellisiin tuloksiin erityisesti sitkeille materiaaleille koneenrakennuksessa [8].

### 3.1.3 Von Mises

Von Misesin mukaan vaurion alku tapahtuu, kun maksimimuodonmuutosenergia on yhtä suuri kuin yksi akselisen vetokokeen muodonmuutosenergia eli

$$u_d = u_{d,y}. \quad (8)$$

Muodonmuutosenergia on se osa jännitetyn elementin venymäenergiasta, joka vastaa ei-hydrostaattisten jännitysten vaikutusta [5]. Muodonmuutosenergia tilavuusyksikköä kohti voidaan laskea pääjännityksistä yhtälöllä

$$u_d = \frac{1+\nu}{6E} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]. \quad (9)$$

Tiedetään, että vetokokeen aikana myötörajalalla suurin pääjännitys, joka on yhtä suuri kuin materiaalin myötölujuus ja kaksi muuta pääjännityskomponenttia ovat yhtä suuria kuin nolla. Voidaan siis laskea muodonmuutosenergia myötörajalalla vetokokeessa syöttämällä sopivat pääjännitysten lukuarvot. Kun muodonmuutosenergia rinnastetaan kolmiakselisen jännitystilan yleiseen yhtälöön ja järjestellään hieman uudelleen, saadaan yhtälö, joka määrittelee von Misesin vauriokriteerin [5]. Yhtälö on pääjännityksinä muotoa

$$\sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} = \sigma_y. \quad (10)$$

Von Misesin teorian mukaan siis murtuminen tapahtuu, kun suurimman leikkausmuodonmuutoksen energiakomponentti monimutkaisessa jännitystilassa on yhtä suuri kuin se energia, joka on myötötilanteessa vetokokeessa. Tämä teoria on saanut huomattavaa vahvistusta käytännössä, ja

sitä pidetään laajalti luotettavimpana suunnitteluperusteena erityisesti sitkeille materiaaleille [8].

Von Misesin teoriassa otetaan huomioon pääjännitysten välinen ero, joten teoria on myös riippumaton hydrostaattisista jännityksistä [5].

### 3.1.4 Tsai – Hill

Tsai–Hill –vauriokriteeri perustuu muodonmuutosenergian (*distortional energy*) ja on myös siksi jännityskomponenttien vuorovaikutukseen perustuva vauriokriteeri [6]. Vaurion alku saadaan määriteltyä epäyhtälöstä

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1. \quad (11)$$

Normaalijännitystä tasossa kuvaa komponentit  $\sigma_{11}$  ja  $\sigma_{22}$ , leikkausjännitystä tasossa taas  $\tau_{12}$ . X ja Y sen sijaan ovat materiaalin lujuudet kuitujen kanssa samassa ja vastaavasti kohtisuorassa suunnassa, S taas kuvaa leikkauslujuutta tasossa [6].

Vauriokriteereille määritetään usein myös murtokuormitus  $L_F$ , joka perustuu vaurioindeksiin FI. Tsai–Hillin vauriokriteerille murtokuormitus on

$$L_F = k * L = \frac{L}{FI} = \frac{L}{MAX\left[\frac{\sigma_{11}}{X}, \frac{\sigma_{22}}{Y}, \frac{\tau_{12}}{S}\right]}, \quad (12)$$

jossa L on vaikuttava voima ja  $k = 1/FI$ . Tsai Hill -vauriokriteeriä käytetään usein anisotrooppisille komposiittimateriaaleille, eli komposiiteille, joiden mekaanisten ominaisuuksien arvo riippuu mittaussuunnasta. Kriteeriä käytetään tasokuormitustilojen analyysiin [6].

### 3.1.5 Tsai – Wu

Tsai–Wu –kriteeri on Tsai–Hill –kriteerin kanssa melko erilainen, sillä se on muotoiltu sopimaan kokeellisiin tuloksiin fysikaalisista lähtökohdista johtamisen sijaan. Tsai–Wu -kriteeri on vuorovaikutteinen lähestymistapa, jossa otetaan selvästi huomioon tasokuormituksen leikkausjännitysvaikutukset. Vaurion

alkamisen ehto ilmaistaan epäyhtälöllä

$$A_{11}\sigma_{11}^2 + 2A_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} + A_{22}\sigma_{22}^2 + A_{66}\tau_{12}^2 + B_1\sigma_{11} + B_2\sigma_{22} \geq 1, \quad (13)$$

jossa A ja B ovat Tsai–Wu –parametreja [6]. Parametrit on listattu taulukossa 1.

$A_{11}$	$\frac{1}{X_T X_C}$
$A_{22}$	$\frac{1}{2\sqrt{X_T X_C Y_T Y_C}}$
$A_{12}$	$\frac{1}{Y_T Y_C}$
$A_{66}$	$\frac{1}{S_T S_C}$
$B_1$	$\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}$
$B_2$	$\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}$

**Taulukko 1: Tsai–Wu –kriteerin lujuusparametrit**

Myös Tsai–Wu –vauriokriteerille voidaan määrittää murtokuormitus vastaavasti kuin Tsai–Hill –vauriokriteerille:

$$L_F = k * L. \quad (14)$$

Vakion k-arvoa ei kuitenkaan nyt saada yhtä helposti vaurioindeksin FI avulla [6], vaan se on laskettava kaavalla

$$k = \text{MIN} \left( \frac{2}{\pm B_1 \sigma_{11} \pm B_2 \sigma_{22} \sqrt{(4A_{11} + B_1^2) \sigma_{11}^2 + 2(4A_{12} + B_1 B_2) \sigma_{11} \sigma_{22} + (4A_{22} + B_2^2) \sigma_{22}^2 + 4A_{66} \tau_{12}^2}} \right). \quad (15)$$

Tsai–Wu on Tsai–Hill –kriteeriä yleispätevämpi, sillä Tsai–Wu –kriteerissä vikaantumisen ennustamiseksi erotetaan toistaan puristus- ja vetomurtolujuudet ja lisäksi otetaan huomioon kokonaisvenymäenergia eli sekä muodonmuutosta tilavuudenmuutosenergia. [9]

### 3.1.6 Hashin

Hashinin teoksien perusteella monikerroksisen komposiitin vaurion alku johtuu erilaisista fysikaalisista ilmiöistä: vauriomekanismit ovat joko kuituvaurioita tai matriisivaurioita, eli esimerkiksi murtumat voivat aiheutua joko kuitujen

jännitystiloista tai matriisissa olevista jännitykisistä. Hashinin vauriokriteeri ehdottaa neljän vuorovaikutuksellisten ja ei-vuorovaikutuksellisten määritteen yhdistelmää, jolloin voidaan erottaa toisistaan matriisissa ja kuiduissa tapahtuvat veto- tai puristusmurtumat. Vaurioituminen edellyttää siis ainakin yhden epäyhtälön toteutumista alla olevista [6].

- a) Matriisin vikaantuminen puristuksessa ( $\sigma_{22} \geq 0$ )

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1 \quad (16)$$

- b) Matriisin vikaantuminen vedossa ( $\sigma_{22} < 0$ )

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_T}\right)^2 + \frac{\left[\left(\frac{Y_C}{2S_T}\right)^2 - 1\right]\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1 \quad (17)$$

- c) Kuidun vikaantuminen vedossa ( $\sigma_{11} \geq 0$ )

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1 \quad (18)$$

- d) Kuidun vikaantuminen puristuksessa ( $\sigma_{11} < 0$ )

$$-\frac{\sigma_{11}}{X_C} \geq 1 \quad (19)$$

Kaavoissa esiintyvä  $S_T$  kuvastaa materiaalien leikkauslujuutta laskentatasossa. Hashinin vauriokriteereille vaurioindeksi  $F_I$  vastaa korkeinta arvoa aiemmista lausekkeista, ja murtokuormitus  $L_F$  voidaan laskea tutulla kaavalla eli

$$L_F = kL. \quad (20)$$

Vakio  $k$  on määritettävissä helpommin kuin Tsai–Wu –kriteerille eli skaalamalla lasketut tulokset (kuormituksella  $L$ ) muuttuvalla kertoimella  $k_{try}$ . Jos useiden iteraatioiden jälkeen  $F \simeq 1$ , niin  $k = k_{try}$  [6]. Hashinin kriteeri toimii pohjana monille muille murtumiskriteereille, esimerkiksi Puckin vauriokriteerille.

### 3.1.7 Puck

Puckin vaurioteoriaa käytetään erityisesti komposiittikerroksille, joiden kuidut ovat yhdensuuntaiset (*unidirectional (UD) layers*). Puckin vauriokriteerissä erotellaan myös Hashinin kriteerin tavoin toisensa poissulkevat määreet, riippuen tapahtuuko vikaantuminen kuiduissa, matriisissa, vedossa vai puristuksessa. Erona Hashinin kriteerin kanssa on yhtälöiden yksityiskohtaisuus. Puckin vauriokriteerissä on otettu huomioon lisää tekijöitä, jotka on saatu selville

empiirisen tutkimuksen avulla. Näitä tekijöitä ovat esimerkiksi keskimääräisen jännityksen suurennuskerroin, leikkausvenymäkerroin sekä murtopinnan kaltevuusparametrit vedossa ja puristuksessa, joihin ei ole tässä työssä tarkoitus syventyä tätä enempää niiden kompleksisuuden vuoksi. Sen sijaan Puckin vaurioteoria voidaan esittää varmuusmarginaalien avulla [10]. Varmuusmarginaalia käytetään määrittämään suurimman mahdollisen jännityksen tai rasituksen tila, joka voidaan vielä sallia, ilman että mitoitettu rakenne vaurioituu, ja sitä käytetään myös tämän työn laskentaosuudella.

Matriisin vikaantuminen voi Puckin teorian mukaan tapahtua kuitujen välisesti kolmessa eri vauriomoodissa (*failure modes*) [10]. Erytystä Puckin vauriokriteerissä on se, että siinä huomioidaan kuitujen välinen vauriomoodi matriisissa. Vaurioituminen tapahtuu kuituja vastaan kohtisuorassa tasossa vaikuttavien veto- ja leikkausjännitysten vuoksi [11]. Vaurion alku taas riippuu esimerkiksi siitä, onko moodissa kyseessä puristusta, vetoa vai leikkausta. Kaikille vaurioilmiöille varmuusmarginaali voidaan laskea kaavalla

$$MS_m = \left( \frac{1.0}{FS \times F_m} - 1 \right) \times 100. \quad (21)$$

Kaavassa FS on sovelluskohteesta riippuva tapauskohtaisesti määritettävä varmuuskerroin ja  $F_m$  on vaurioindeksi, joka lasketaan eri lailla eri vaurioille. Vauriondeksin suuruus riippuu lujuusparametreista kunkin kriteerin määrittämisen mukaisesti [10].

Esimerkiksi kuidun vaurio puristuksessa voidaan ennustaa kaavalla

$$MS_f = \left( \frac{\min(\max(0, SR_1), \max(0, SR_2))}{FS} - 1 \right) \times 100, \quad (22)$$

jossa SR (*Strength Ratio*) eli lujuussuhde kuvaa sovelletun kuorman osuutta lujuusparametreista ja FS on jälleen sovelluskohteesta riippuva tapauskohtaisesti määritettävä varmuuskerroin. Kuidun vikaantuessa vedossa taas varmuusmarginaali voidaan laskea samalla tavalla kuin matriisin vaurioille, eli kaavalla 21. Tällöin nimittäjässä oleva vikaantumisindeksi on  $F_f$  [10].

Puckin vauriokriteeri on työssä tutkituista vauriokriteereistä monimutkaisin, mutta sen avulla pystytään hyvin realistisesti ennustamaan erilaisia vauriomoodeja [6].

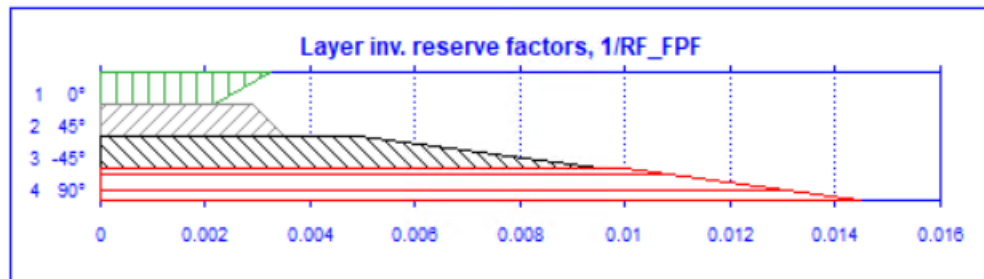
## 3.2 Laskentaosuus

Tällä laskentaosuudella on tarkoitus selvittää, miten vauriokriteerin valinta vaikuttaa valitun tapauksen hiilikuitukomposiittirakenteen varmuusmarginaaliin

murtumisen suhteen. Laskentaan käytetään Esacomp (versio 2020) -ohjelmaa (Altair), joka toimii myös datapankkina. Ohjelman avulla valmistetaan nelikerroksinen komposiittirakenne eli laminaatti, jonka kerrokset eli lamellit orientoidaan eri suuntiin. Load response/failure –toiminnolla voidaan tehdä FPF-analyysi (*first ply failure*), jolla voidaan selvittää laminaatin kriittisin kerros ja laskea sille varmuusmarginaali.

### 3.2.1 Käytetty materiaali sekä lamellien orientaatio

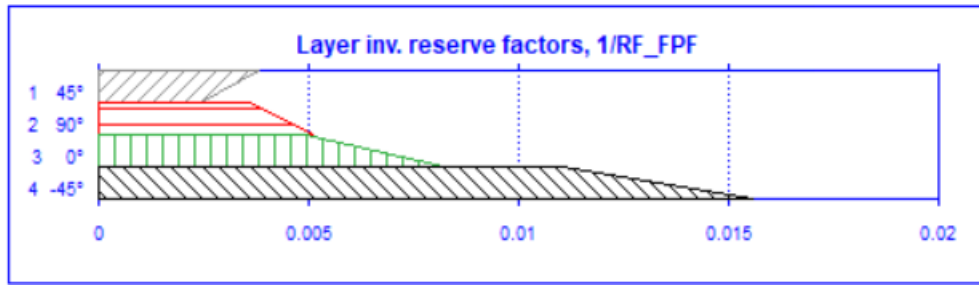
Materiaalina käytetään yhdensuuntaiskerrosta hiilikuitulujitettua epoksimatriisia HexPly 8552 UD AS4. Tämä materiaali on valittu tässä työssä erityisesti sillä perusteella, että sitä käytetään materiaalina todellisissa lentokonerakenteissa. HexPly 8552 -pre-pregille tyypillisiä ominaisuuksia on erinomaiset mekaaniset ominaisuudet, hyvä suorituskyky korkeissa lämpötiloissa, sekä kuitujen ominaisuuksien hyvä tasapaino. Siksi sitä suositellaan rakenteellisiin sovelluksiin, joissa vaaditaan suurta lujuutta, jäykkyyttä ja vaurionsietokykyä (*damage tolerance*). [12] Työn tarkoituksena ei ole tehdä yksityiskohtaista materiaalinvalintaa, vaan aihe on rajattu keskittymään vauriokriteereiden vertailuun, ja hiilikuitukomposiitti on valittu materiaaliksi tutkimuksiin kuvastamaan sovelluskohdetta eli lentokoneen rakennusmateriaalia.



**Kuva 1: Laminaatti 1, jossa uloin kerros on orientaatioltaan 0 ja 90°.**

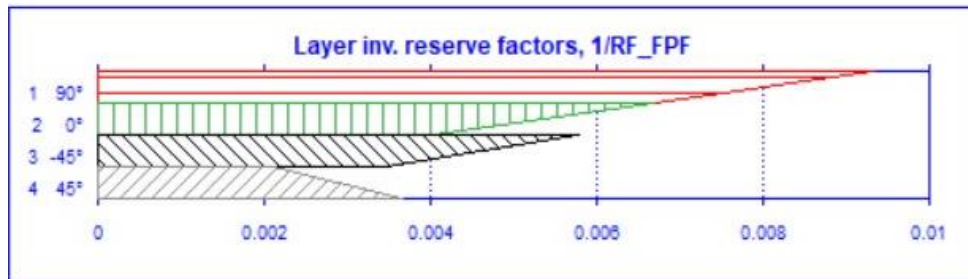
Työssä tarkastellaan kolmea komposiittirakennetapausta, jotka muodostuvat neljästä eri kerroksesta. Laminaatit on esitetty kuvissa 1, 2 ja 3. Kerroksien määrä ja orientaatioiden vaihtelu lisää materiaalin kompleksisuutta, mikä vastaa myös paremmin esimerkiksi sovellettavuutta lentokoneen rakenteisiin. Orientoimalla kerrokset eri suuntaisiksi saadaan myös komposiitin rakenteen lujuusominaisuudet orientoitumaan eri suuntiin.





**Kuva 2: Laminaatti 2, jossa uloin kerros on orientaatioltaan  $+45^\circ$ .**

Tutkimuksissa tarkasteltiin aluksi myös yksikerroksista komposiittirakennetta, mutta tässä työssä vaadittava tulosten vaihtelu ei ollut yhtä merkittävää kuin nelikerroksisten laminaatin tapauksissa. Lujuusominaisuudet ovat yksikerroksisessa komposiitissa vain kuitujen suuntaan, joten sovelluskohteen kannaltakaan ei olisi hyödyllistä käyttää yksikerroksista komposiittirakennetta.



**Kuva 3: Laminaatti 3, jossa uloin kerros on orientaatioltaan  $90$  ja  $45^\circ$ .**

Kuvissa näkyvien laminaattien kerrosten orientaatiot sisemmästä kerroksesta uloimpaan on esitetty taulukossa 2.

Laminaatti- tapaukset:	Lam 1	Lam 2	Lam 3
Kerrosten orientaatio ( $^\circ$ )	0, 45, -45, 90	45, 90, 0, -45	90, 0, -45, 45
Kriittisen kerroksen orientaatio ( $^\circ$ )	90	-45	90

**Taulukko 2: Komposiittirakenteiden kerrosten orientaatiot toistensa suhteen (lay up) sekä kriittisin näistä neljästä kerroksesta FPF-ehdolla**

Yllä olevassa taulukossa on esitetty eri komposiittilaminaattien kerrosten orientaatiot sisemmästä kerroksesta uloimpaan. Kussakin laminaatissa on FPF-analyysin tulosten perusteella yksi kriittinen kerros, jonka perusteella varmuusmarginaali määritetään.

### 3.2.2 Laminaattiin kohdistettava kuormitus, vauriokriteerit sekä vaurioprocentin laskenta

Vaurioprocentin suuruus riippuu materiaalin ja kerrosten orientaation lisäksi ulkoisesta kuormituksesta sekä valitusta vauriokriteeristä. Vauriokriteereinä tutkimuksessa on käytetty maksimijännityksen, Tsai–Hillin, Tsai–Wun, Hashinin sekä Puckin vauriokriteeriä. Kuormituksena on käytetty 500 N/m x-suuntaista vetoa sekä 500 N/m xy-tason leikkausta. Luvut on valittu sen perusteella, että lentokoneille tyypillisten kuormitusten arvioidaan tämän suuruiseksi tapauksen vaurioille kriittisessä kohdassa.

Näissä laminaateissa kriittinen kerros vaihtelee, kuten taulukon 2 alimmalta riviltä nähdään, ja näiden tulosten perusteella on vielä vaikea vertailla kriteereitä. Siksi varmuusmarginaali (*margin of safety, MoS*) määritetään kullekin vauriokriteerille erikseen, ja tulokset on taulukoitu alla olevaan taulukkuun.

Vauriokriteeri per laminaattitapaus:	Lam 1, MoS (%)	Lam 2, MoS (%)	Lam 3, MoS (%)
Maksimijännitys	6800	6334	10596
Tsai–Wu	6566	6235	10184
Tsai–Hill	6501	6309	10477
Hashin	6501	6314	10482
Puck	6413	6307	10158

**Taulukko 3: Varmuusmarginaalit kullekin laminaatille eri vauriokriteereiden avulla laskettuna**

Varmuusmarginaali kuvaa, kuinka moninkertaisen (prosentteina) kuorman voitaisiin rakenteeseen kohdistaa lasketun kuormituksen lisäksi ilman, että se murtuisi. Saatujen varmuusmarginaaliarvojen suuruusluokka ei kuvasta oikeaa tilannetta, mutta koska suuruusluokka saataisiin oikeaksi yksinkertaisesti kuormitusta moninkertaistamalla, arvot ovat kuitenkin vertailukelpoisia keskenään (lineaarinen käytös oletettu).

Taulukosta 3 huomataan, että varmuusmarginaali on suurin maksimijännityksen vauriokriteerille ja pienin Puckin vauriokriteerille, ja muille kriteereille marginaalin suuruus vaihtelee. Maksimijännityksen vaurioteorian mukaan siis kaikissa kolmessa tapauksessa komposiittirakenteelle voitaisiin kohdistaa paljon

suurempi lisäkuorma kuin Puckin vaurioteorialla laskettuna. Esimerkiksi 1. laminaatin tapauksessa maksimijännityksen teorian mukaan rakenne kestäisi lähes  $400/6413 * 100\% = 6.2\%$  suuremman kuorman kuin Puckin teorian mukaan. Vauriokriteerin valinta vaikuttaa siis merkittävästi rakenteen mitoituksen turvallisuuteen. Varmuusmarginaalin yhteyttä vauriokriteerin turvallisuuteen eli konservatiivisuuteen tarkastellaan yksityiskohtaisemmin luvussa 4.3.

## 4. TULOKSET JA ANALYYSI

Tässä luvussa vertaillaan vauriokriteereitä keskenään ja käsitellään eri vauriokriteereiden rajoitteita lentokoneessa käytettyjen materiaalien murtokuormien ennustamiseksi yleisissä jännitystiloiissa. Vauriokriteerien tiedetään vastaavan kokeellisia tuloksia suhteellisen hyvin tietyissä olosuhteissa. Kaikissa vauriokriteereissä on kuitenkin tiettyjä reunaehtoja, ja tiettyyn sovelluskohteeseen on valittava sopivin nämä ne huomioon ottaen. Rajoitteita tarkastellaan sekä yleisellä tasolla luvussa 4.1 sekä tarkemmin komposiitteihin ja vuorovaikutuksellisiin vauriokriteereihin keskittyen luvussa 4.2. Luvussa 4.3 päädytään konservatiivisempaan lopputulokseen lentokoneissa käytetyn hiilikuitukomposiitin vauriokriteerin valinnassa.

### 4.1 Myötöpinnat Rankinen, Trescan ja von Misesin murtumiskriteereille

Vauriokriteereitä verrattaessa on hyödyllistä piirtää niiden myötöpinnat. Myötöpinta on murtumisteorian esitys pääjännitysavaruuksessa. Tasojännitystapauksessa yksi kolmesta pääjännityksestä on nolla, jolloin voidaan havainnollistaa pääjännitysavaruuksena tasona  $xy$ -koordinaatistossa pääjännitysten  $\sigma_1$  ja  $\sigma_2$  avulla.

Rankinen teorian eli suurimman pääjännityksen teorian mukaan vaurio alkaa, kun jompi kumpi pääjännityksistä on yhtä suuri kuin materiaalin myötöraja. Myötöpinta on siis  $\sigma_1, \sigma_2$ -koordinaatistossa neliön muotoinen, kuten kuvasta 4 nähdään.

Trescan teorian mukaan taas vaurio syntyy, kun suurimman ja pienimmän pääjännityksen erotus on yhtä suuri kuin materiaalin myötölujuus. Trescan teoriaa hyödyntäessä on otettava kaikki kolme pääjännitystä huomioon, sillä jos kumpikin näistä arvoista on positiivinen, on pienin pääjännitys  $\sigma_3$ , joka on nolla tasossa. Vastaavasti jos sekä  $\sigma_1$  ja  $\sigma_2$  ovat negatiivisia,  $\sigma_3$  on taas suurin pääjännitys vaurion alkuun. Näiden päätelmien perusteella Trescan vaurioteorian mukaan myötöpinta on siis  $\sigma_1, \sigma_2$ -koordinaatistossa kuusikulmainen, mikä nähdään jälleen kuvasta 4.

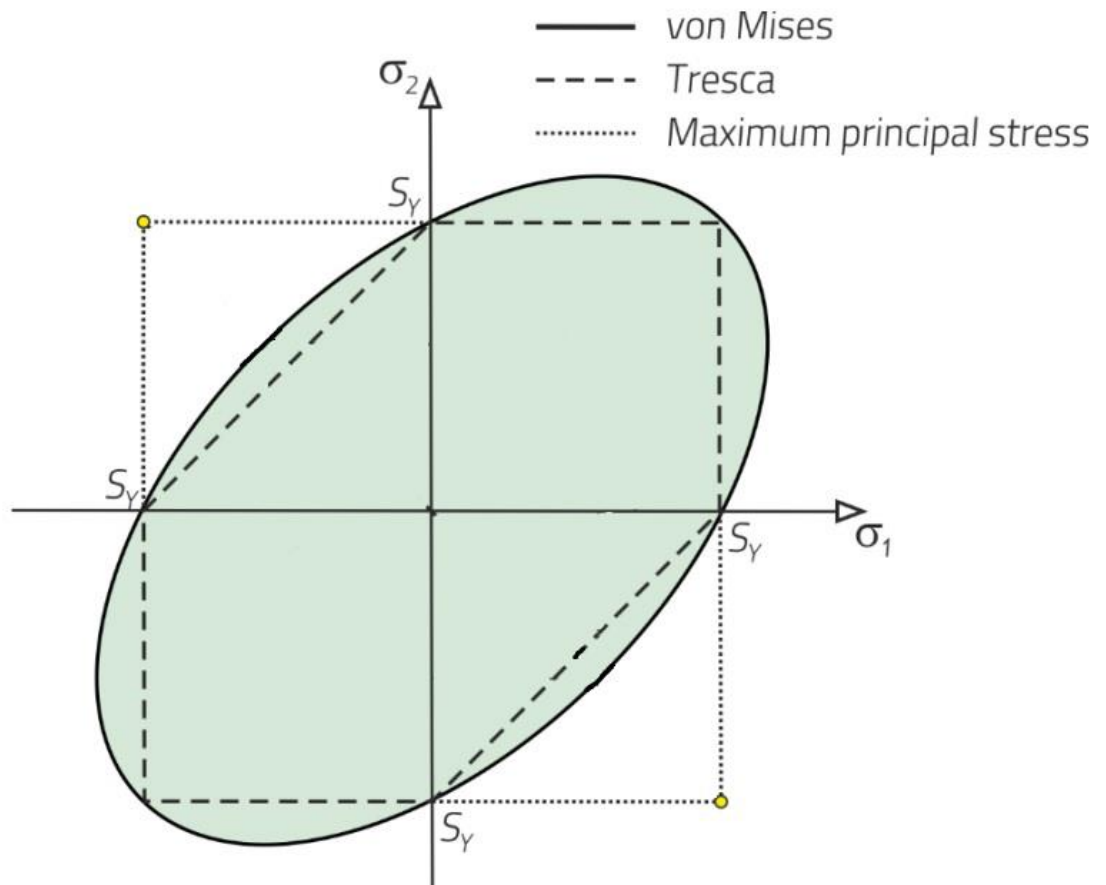
Von Misesin myötöteoria tasojännitysolosuhteissa eli kun  $\sigma_3$  on nolla, määritellään kaavalla

$$\sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_1\sigma_2 + \sigma_2^2} = \sigma_y. \quad (23)$$

Yhtälön molemmat puolet voidaan korottaa toiseen potenssiin, jolloin saamme yhtälön muotoon

$$\sigma_1^2 + \sigma_1\sigma_2 + \sigma_2^2 = \sigma_y^2, \quad (24)$$

jonka huomataan olevan ellipsiyhtälön muodossa. Kuvasta 4 nähdään myös Von Misesin elliptinen myötöpinta.



**Kuva 4: Myötöpinnat Rankinen, Trescan ja von Misesin teorioille kaksiuotteisessa tapauksessa.  $S_y$  kuvaa myötölujuuden suuruutta, eli vastaa siis kaavoissa käytettyä  $\sigma_y$  :tä [13].**

Sitkeille materiaaleille tehdyt tutkimukset ovat osoittaneet, että Rankinen teorian myötöpinoilla on suuria alueita, joilla sen käyttö vauriokriteerinä on mahdollisesti vaarallista: murtuma tapahtuu siis useimmiten jo ennen, kuin pääjännitys on yhtä suuri kuin materiaalin myötöraja. Rankin teoriaa ei siis voida käyttää esimerkiksi

lentokoneiden rakennusmateriaalien vauriotarkasteluun täysin konservatiivisesti [5].

Trescan ja Von Misesin myötöpintoja tarkasteltaessa huomataan, että Trescan myötöpinta on kokonaan von Misesin pinnan sisällä. Tämä tarkoittaa, että Trescan murtumisteoria on konservatiivisempi. Verrattaessa murtumisteorioita kokeellisiin tuloksiin on huomattu, että von Misesin myötöpinta vastaa kokeellisia tuloksia paremmin kuin Tresca. Trescan murtumisteoriaa on kuitenkin helpompi soveltaa, ja koska sen antamat tulokset antavat turvallisia tuloksia, sen käyttö on von Misesin teorian tavoin hyvin yleistä [5].

## 4.2 Kriittinen katsaus komposiiteille suosittujen vauriokriteerien sovellettavuuteen

Vikaantumisen tarkastelu komposiiteilla tapahtuu useimmiten makroskooppisesta näkökulmasta niiden käytännöllisyydestä johtuen, sillä komposiittien analysointi mikroskooppisella tasolla on vaikeampaa ja monimutkaista mallintaa [14]. Makroskooppiset kriteerit voidaan jakaa kolmeen ryhmään. Ensimmäisen ryhmän edustajia ovat edellisessä luvussa käsitellyt maksimijännityksen teoriat, eli esimerkiksi Rankinen ja Trescan teoria. Näiden teorioiden tärkeimmäksi puutteeksi on se, että erityisesti komposiiteissa tapahtuva jännityskomponenttien vuorovaikutus jätetään huomioimatta. Toiseen ryhmään kuuluvat Tsai–Hillin ja Tsai–Wun kriteerit, jotka huomioivat täyden jännitysvuorovaikutuksen. Kolmanteen ryhmään kuuluvat taas ilmiöpohjaiset kriteerit, kuten Hashinin ja Puckin vauriokriteerit, joissa otetaan huomioon murtumisen fysikaaliset näkökohdat. [15]. Niitä ei siis ole johdettu mikromekaanisista analyysistä, eli niiden hyväksyminen edellyttää vertailua kokeellisiin tietoihin ja tuloksiin [14]. Seuraavaksi käsitellään näihin kahteen viimeisimpään ryhmään kuuluvien kriteereiden puutteita.

Vuorovaikutuksellisilla vauriokriteereillä voidaan arvioida hyvin murtumisjännitykset yhtälöillä, joissa on mukana kaikki jännityskomponentit [15]. Ongelma, joka tulee esille Tsai–Wun kriteeriä käytettäessä on vauriokriteerin parametrien A ja B määrittäminen, jotka on haastavampi määrittää mayeriaaleille. Nämä ovat hyvinkin teoreettisia parametreja, ja ne eivät usein riitä kuvaamaan oikein komposiittimateriaalien vaurioiden monimutkaisuutta [14]. Toinen haittapuoli sekä Tsai–Hillin että Tsai–Wun käytössä on komposiittirakenteen yhdensuuntaisten kuitujen kerroksien erilaisten murtumismekanismien yhdistäminen. Alkuperäistä murtumismuotoa ei myöskään voida määrittää [15],

ja kriteereissä sivuutetaan kokonaan tapahtuuko murtuma vedon vai puristuksen seurauksena [14]. Nämä ovat välttämättömiä tietoja komposiittirakenteiden murtuman luotettavassa analysoinnissa.

Hashinin vauriokriteerissa sen sijaan on erotettu vikaantumistavat kahteen toisensa poissulkevaan muotoon eli kuitumurtumaan ja matriisimurtumaan, ja myöhemmin jaettu nämä kriteerit veto- ja puristumurtumamoodeihin. Epäluotettavuus Hashinin vauriokriteerissä johtuukin juuri tästä jaosta, jonka perustana on toiminut aikaisemmin fysikaalisesti järkeväksi todettu Mohrin vauriokriteeri. Siksi Hashinin teorian järkevyyttä ei olla juurikaan kyseenalaistettu vakavasti komposiitityhteisössä [16], vaikka se todellisuudessa ei esimerkiksi vastaa kokeellisia tuloksia erityisesti puristusjännitysten aiheuttaman matriisin vaurioiden tapauksessa [15].

Hashinin vauriokriteerin puutteet vaikuttavat myös esimerkiksi Puckin vauriokriteerin, sillä Puckin murtumisteoria nojaa vahvasti Hashinin tekemiin tutkimuksiin. Puckin vauriokriteerin laatimisessa lähdettiin liikkelle murtopintojen tutkimuksesta, mihin tehtiin myös samat perusolettamukset mitä Hashin teoriassa. Näin ollen kaikki Hashinin vauriokriteeriin liittyvät epävarmuudet heijastuvat myös Puckin vauriokriteeriin [16]. Näiden ilmiöpohjaisten vauriokriteereiden on havaittu kuitenkin ennustavan kaikista tässä työssä tarkastelluista vauriokriteereistä tarkimmin lujutta sekä komposiitin yksittäisille kerroksille sekä usein myös koko kerrosrakenteelle [15].

### **4.3 Hiilikuitukomposiiteille konservatiivisin vauriokriteeri lentokonesovelluksissa**

Taulukon 3 tuloksista saadaan selville, että varmuusmarginaali on pienin Puckin vauriokriteerille. Tämä tarkoittaa, että Puckin vauriokriteerin perusteella rakenteeseen voitaisiin kohdistaa kaikista pienin kuorma vaurion alkaessa muihin vauriokriteereihin verrattuna, eli se on konservatiivisin. Puckin kriteeri on siis turvallisempi suunnittelun kannalta, mutta se voi johtaa tarpeettomiin toimenpiteisiin epätodennäköisen vian estämiseksi. Konservatiivisuus ei siis tarkoita parasta vauriokriteeriä tiettyyn sovelluskohteeseen, vaan kriteereistä paras riippuu suunnittelun tyypistä ja suunnittelijasta itsestään. [5] Erilaisille laminaateille erilaisin orientaatioin ja kuormituksin tutkimusta olisi hyvä jatkaa luotettavuuden parantamiseksi, esimerkiksi jatkotutkimuksissa.

## 5. YHTEENVETO

Lentokonemateriaalina käytetystä hiilikuitulujitetusta komposiitista, jonka matriisi on epoksia, rakennettiin kolme nelikerroksista laminaattia, joissa kerroksien orientaatiot toistensa suhteen vaihtelivat. Laminaatteihin kohdistettiin 500 N/m vetojännitys ja 500 N/m leikkausjännitys, jonka jälkeen Altair EsaComp 2020 – ohjelmalla selvitettiin kriittisin kerros eli kerros, joka ensimmäisenä vaurioituu.

Ohjelman avulla saatiin myös selville varmuusmarginaali, jonka suuruus vaihteli valitusta vauriokriteeristä riippuen. Vauriokriteerien tuottamaa vaurion ennustetta hyödynnettiin konservatiivisimman vauriokriteerin selvittämiseen valitussa kuormitusstilassa. Työssä saatiin selville, että konservatiivisin vauriokriteeri on Puckin vauriokriteeri, koska sen ennustama varmuusmarginaali on pienin. Puckin vauriokriteeri ottaa huomioon sekä vauriomoodit että useita eri muuttujia, mutta sen monimutkaisuudesta huolimatta se voisi olla suunnitteluun sopivin kriteeri esimerkiksi rakennusmateriaalin käytön optimoinnin kannalta.

Tähän mennessä ei ole olemassa yleistä ja järjestelmällistä lähestymistapaa komposiittimateriaalien vaurioitumisen kuvaamiseen, eli vaurioiden ennustaminen tapahtuu eri tavalla sovelluskohteesta riippuen. Työssä saatuja tuloksia voitaisiin kuitenkin hyödyntää esimerkiksi kehittäessä uusia, parempia materiaaleja, jolloin voitaisiin simuloida vauriokäyttäytymistä ja tarkastella mekaanisia ominaisuuksia. Jatkotutkimuksiin voisi kuulua materiaalivalinnan tekeminen. Esimerkiksi erilaisia hiilikuitu- ja muita komposiitteja voitaisiin vertailla keskenään sekä materiaaliominaisuuksien näkökulmasta että työssä käytetyn FPF-ehdon avulla.



# LÄHTEET

- [1] T. Takahashi, Aircraft Performance and Sizing, Volume I: Fundamentals of Aircraft Performance, Momentum Press, 2016. Saatavissa: ProQuest Ebook Central, <http://ebookcentral.proquest.com/lib/tampere/detail.action?docID=4432251>.
- [2] S. Laine, J. Hoffren, K. Rento, Lentokoneen aerodynamiikka ja lentomekaniikka, WSOY Oppimateriaalit Oy, Helsinki, 2006
- [3] Colin Cutler, How does a turbofan engine work?, Boldmethod Articles, 28.7.2022. Saatavissa (Viitattu: 1.3.2023): <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-does-a-jet-engine-turbofan-system-work-the-basic-steps/#:~:text=Jet%20engines%2C%20which%20are%20also,of%20the%20engine%2C%20creating%20thrust>.
- [4] A. Mouritz, Introduction to aerospace materials, Woodhead Publishing, 2012. Saatavissa: <https://doi.org/10.1533/9780857095152>.
- [5] The Efficient Engineer, Understanding Failure Theories (Tresca, von Mises etc...) Youtube-video. 2.6.2020. Saatavissa (Viitattu 5.3.2023): <https://www.youtube.com/watch?v=xkbQnBAOFeg>.
- [6] A. Grasso, Implementation of classical and advanced failure criteria for composite layered structures in FEMAP and assessment of result, Aerospace engineering Master's Degree Thesis, Politecnico di Torino, March 2018, Saatavissa: <https://webthesis.biblio.polito.it/6883/1/tesi.pdf>
- [7] R.J. Miller, 6.10 - Design Approaches for High Temperature Composite Aeroengine Components, Comprehensive Composite Materials, Pergamon, 2000, Sivut 181-207. Saatavissa: <https://doi.org/10.1016/B0-08-042993-9/00138-8>.
- [8] E.J. Hearn, Mechanics of Materials 1 (Third Edition), Butterworth-Heinemann, Oxford, 1997. Chapter 15 - Theories of elastic failure, pages 401 to 429. Saatavissa: <https://doi.org/10.1016/B978-075063265-2/50016-5>.
- [9] Dassault Systems, Solidworks Web Help, Simulation > Composite Shells > Composite Failure Criteria > Tsai-Wu Failure Criterion (2023). Verkkosivusto. Saatavissa (Viitattu 15.3.2023): [https://help.solidworks.com/2023/english/SolidWorks/cworks/r\\_TsaiWu\\_Failure\\_Criterion.htm?verRedirect=1](https://help.solidworks.com/2023/english/SolidWorks/cworks/r_TsaiWu_Failure_Criterion.htm?verRedirect=1)
- [10] Siemens NX 9 Help. Home > CAE > Advanced Simulation > NX Laminate Composites > Laminates theory > Laminates failure analysis > Puck failure analysis (2D). Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. 2013. Verkkosivusto. Saatavissa [Viitattu 8.4.2023]: [http://www2.me.rochester.edu/courses/ME204/nx\\_help/index.html#uid:index\\_advanced:xid385326:id1127011:id635716:id1196302](http://www2.me.rochester.edu/courses/ME204/nx_help/index.html#uid:index_advanced:xid385326:id1127011:id635716:id1196302)
- [11] O. Garcia, Damage onset modelling of curved composite laminates, Master of Science thesis, Tampereen teknillinen yliopisto, Syyskuu 2018. Saatavissa:

<https://trepo.tuni.fi/bitstream/handle/123456789/26585/Rodera%20Garcia.pdf?sequence=4&isAllowed=y>

- [12] Hexply 8552 Epoxy Matrix, (180 C curing matrix), Product Data sheet. Hexcel Corporation, 2023. Tuotetiedot. Saatavissa: [hexcel.com > Resources > Data Sheets > Hexply 8552 https://hexcel.com/user\\_area/content\\_media/raw/HexPly\\_8552\\_eu\\_DataSheet\(1\).pdf](https://hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet(1).pdf)
- [13] B. Marius, Synopsis of lectures in Strength of Materials for Undergraduates, Part 2. Chapter 11, Theories of elastic failure, Transilvania University Press, Romania, 2021. Saatavissa [Viitattu 8.4.2023]: [https://www.researchgate.net/publication/349211964\\_Theories\\_of\\_elastic\\_failure?enrichId=rgreq-a96ce8cacc323afc62deb7bc45ae304c-XXX&enrichSource=Y292ZXJQYWd-IOzM0OTIxMTk2NDt-BUzo5OTAwMTkzMTM0ODM3NzZAMTYxMzA1MDQwNjI4MA%3D%3D&el=1\\_x\\_2&\\_esc=publicationCoverPdf](https://www.researchgate.net/publication/349211964_Theories_of_elastic_failure?enrichId=rgreq-a96ce8cacc323afc62deb7bc45ae304c-XXX&enrichSource=Y292ZXJQYWd-IOzM0OTIxMTk2NDt-BUzo5OTAwMTkzMTM0ODM3NzZAMTYxMzA1MDQwNjI4MA%3D%3D&el=1_x_2&_esc=publicationCoverPdf)
- [14] Irhirane, E.H. & Echaabi, J. & Hattabi, Mohamed & Aboussaleh, Mohamed & Saouab, Abdelghani. (2008). A comparative study of failure criteria applied to composite materials. International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization. 2. 141-148. 10.1051/smdo:2008019. Saatavissa: [Viitattu 6.4.2023] [https://www.researchgate.net/publication/267982214\\_A\\_comparative\\_study\\_of\\_failure\\_criteria\\_applied\\_to\\_composite\\_materials/citation/download](https://www.researchgate.net/publication/267982214_A_comparative_study_of_failure_criteria_applied_to_composite_materials/citation/download)
- [15] G. Jiefei & C. Puhui, Some modifications of Hashin's failure criteria for unidirectional composite materials, Composite Structures, Volume 182, Nanjing, Kiina, 2017, Sivut 143-152. Saatavissa: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.09.011>
- [16] S. Li & E. Sitnikova, A critical review on the rationality of popular failure criteria for composites, Elsevier Ltd., Nottingham, 4.3.2018. Saatavissa: <https://doi.org/10.1016/j.coco.2018.02.002>