



TEKNILLINEN TIEDEKUNTA

**BMI- ja epoksi-hiilikuitukomposiittien kunnossapito
ilmailutekniikassa**

Ville Tuura

KONETEKNIikka

Kandidaatintyö

Huhtikuu 2023

TIIVISTELMÄ

BMI- ja epoksi-hiilikuitukomposiittien kunnossapito ilmailutekniikassa

Ville Tuura

Oulun yliopisto, KONETEKNIIKAN tutkinto-ohjelma

Kandidaatintyö 2023, 38 s.

Työn ohjaaja yliopistolla: Hannu Lahtinen

Tässä työssä tutustutaan pintapuolisesti hiilikuitukomposiitteihin ja niiden ominaisuuksiin ilmailutekniikassa. Työn tavoitteena on selvittää, miten hiilikuitukomposiittien kehitys nykypäivänä vaikuttaa niiden korjattavuuteen tekniikan näkökulmasta. Työ on tehty kirjallisuuskatsauksena etsimällä tietoa julkisista lähteistä.

Työssä käydään läpi hiilikuitukomposiittien ominaisuudet, vahvuudet, heikkoudet sekä yleisimmät vaurioitumistavat. Tämän jälkeen tutustutaan tarkemmin komposiittirakenteiden kunnossapitoon ja korjauksissa käytettäviin materiaaleihin. Työstä selviää, miten BMI-komposiitit eroavat epoksipohjaisista komposiiteista kunnossapidon näkökulmasta. Työ toimii lukijalle tietoisena ilmailussa käytettäviin hiilikuitukomposiitteihin, niiden kunnossapitoon ja viimeaikaiseen kehitykseen.

Asiasanat: hiilikuitukomposiitit, ilmailutekniikka, kunnossapito

ABSTRACT

Ville Tuura

University of Oulu, Degree Programme of Mechanical Engineering

Bachelor's thesis 2023, 38 pp.

Supervisor at the university: Hannu Lahtinen

In this study, carbon fiber composites and their properties related to aviation technology are examined. The aim is to find out how the development of carbon fiber composites today affects their repairability from a technical point of view. The study has been done as a literature review by searching information from public sources.

The study examines the properties, strengths, weaknesses and most common failure types of carbon fiber composites. After this, maintenance of composite structures and the materials used in repairs are examined more specifically. The study shows how BMI composites differ from epoxy-based composites from a maintenance point of view. The study serves as an introduction for the reader to carbon fiber composites used in aviation, their maintenance and recent development.

Keywords: carbon fiber composites, aviation technology, maintenance

ALKUSANAT

Motivaationa tälle työlle toimi oma kiinnostus ilmailua ja lentokonetekniikkaa kohtaa. Tämä työ käsittelee hiilikuitukomposiitteja ilmailutekniikan ja kunnossapidon näkökulmasta. Työ etenee yleiseltä tasolta kohti syvällisempää näkökulmaa. Näin lukija ymmärtää aiheen paremmin ja pystyy helpommin ymmärtämään työssä läpi käytäviä asioita. Työ kirjoitettiin keväällä 2023. Työn ohjaana yliopistolla toimi Hannu Lahtinen. Tarvittaessa apua ja materiaalia ilmavoimien puolelta tarjosivat Ari Kivistö ja Kalle Vaaraniemi. Kiitokset kaikille kannustuksesta, ohjauksesta ja työn tarkastamisesta.

Oulu, 28.4.2023

Ville Tuura

Työn tekijä

SISÄLLYSLUETTELO

Johdanto	7
1 Hiilikuidut	8
1.1 Polymeeripohjaiset hiilikuidut	9
1.2 Selluloosapohjaiset hiilikuidut	9
1.3 Pikipohjaiset hiilikuidut	9
1.4 Jatkuvat hiilikuidut.....	10
1.5 Hiilikuitumatot eli kudokset.....	10
1.6 Hiilikuituhuovat	11
2 Hiilikuitukomposiittien hartsit	12
2.1 Bismaleimidit eli BMI.....	12
2.2 Epoksit.....	13
3 Hiilikuitukomposiitit ilmailussa.....	15
3.1 Hiilikuitukomposiittien vahvuudet ilmailussa	17
3.1.1 Tiheys	17
3.1.2 Integroitu valmistus	17
3.1.3 Väsymiskestävyys.....	17
3.1.4 Korroosion kesto.....	18
3.1.5 Tutka- ja lämpösäteily	18
3.1.6 Lämpölaajaneminen.....	19
3.2 Hiilikuitukomposiittien haasteita ilmailutekniikassa	19
3.2.1 Kustannukset.....	19
3.2.2 Anisotropia	19
3.2.3 Korkeat lämpötilat	20
3.3 Komposiittien vaurioituminen	20
4 Hiilikuitukomposiittien kunnossapito	23
4.1 Ulkopuolinen paikkaus.....	24
4.2 Laminointi	25
4.3 BMI-hiilikuitukomposiitti kunnossapidon näkökulmasta.....	26
4.4 Epoksi-hiilikuitu-komposiitti kunnossapidon näkökulmasta	29
4.5 Epoksien käyttö BMI-hiilikuitu-komposiittien korjauksessa.....	30
Yhteenveto	32
LÄHDELUETTELO.....	34

JOHDANTO

Hiilikuitukomposiittien yliverlainen tiheys-lujuus -suhde on tehnyt siitä erittäin mielenkiintoisen materiaalin ilmailun parissa. Lisääntynyt komposiittien käyttö ilmailutekniikassa on herättänyt kasvavan korjaustarpeen viime vuosikymmenten aikana. Uusien komposiittimateriaalien kehitys ja yleistyminen markkinoilla ovat johtaneet uudenlaisten menetelmien käyttöön myös komposiittien kunnossapidossa. Uudet korjausmateriaalit ja tekniikat eroavat vanhemmista. Tässä työssä pyritään selvittämään, miten komposiitin eri hartsityypit vaikuttavat sen korjattavuuteen ja miten vanhempien korjausmateriaalien hyödyntäminen onnistuu uudemmissa komposiiteissa.

Epoksi-hiilikuitukomposiitit ovat olleet käytössä jo muutamia vuosikymmeniä. Niiden ominaisuudet, heikkoudet ja vahvuudet tunnetaan hyvin. Viime vuosien aikana yleistyneet bismaleimidit eli lyhennettynä BMI ovat osaksi korvanneet epoksit komposiittien hartsimateriaalina. BMI:n ylivoimainen suorituskyky korkeissa lämpötiloissa tuo kuitenkin mukanaan haasteita kunnossapidon näkökulmasta.

Tässä työssä käydään läpi yleisimmät hiilikuitukomposiittien korjaustavat sekä perehdytään tarkemmin BMI- ja epoksi-hiilikuitukomposiittien kunnossapitoon. Tätä ennen käydään kuitenkin läpi hiilikuitukomposiittien ominaisuudet, heikkoudet sekä vahvuudet, jotta lukijalle muodostuisi aiheesta kattavampi kuva. Loppujen lopuksi työstä käy selville, miten eri hartsityyppi komposiitissa vaikuttaa sen korjattavuuteen, ja mitä tekijöitä on otettava huomioon korjaustapahtumaa suunniteltaessa.

1 HIILIKUIDUT

Puhtaat hiilikuidut muodostuvat 90 prosenttisesti hiilestä, joista suurin osa on järjestynyt grafiittikristalleiksi. Grafiittikristallit muodostavat rakenteessa useita kerroksia, joihin hiilikuidun mekaaniset ominaisuudet perustuvat. Hiilikuitujen valmistukseen voidaan käyttää useita eri valmistusmenetelmiä. Yhteistä kaikille menetelmille on kuitenkin prosessi, jossa raaka-aine sulatetaan tai pehmennetään, jonka jälkeen puristetaan ja kehrätään rullalle tai muulle vastaavalle alustalle. (Buckley & Edie, 1993, s. 19–39)

Hiilikuitujen monimuotoisuuden takia niiden mekaanisia ominaisuuksia voidaan helposti muokata haluttuihin olosuhteisiin. Hiilimateriaaleilla on korkea lujuus ja jäykkyys. Kuiduilla on myös kyky pysyä stabiilina korkeissa lämpötiloissa sekä kemiallisissa ympäristöissä. (Buckley & Edie, 1993, s. 2) Kuitujen tiheys on huomattavasti pienempi, verrattuna muihin saman lujuusluokan materiaaleihin. Esimerkiksi tavallisen hiilikuitukomposiitin tiheys on noin 20 % teräksen tiheydestä. Ylivoimainen tiheys-lujuussuhde tekevät hiilikuidusta erittäin kiinnostavan materiaalin ilmailussa, satelliiteissa, autoteollisuudessa ja urheiluvälineissä. (Chung 2016, s. 88) Alempana (ks. Taulukko 1) on esitetty hiilikuidun suurimmat käyttäjät maailmanlaajuisilla markkinoilla vuonna 2013.

Taulukko 1. Hiilikuidun tarve maailmanlaajuisilla markkinoilla 2013 (mukaillen Bajpai, 2021, Chapter 1, s. 3).

Kohde	1000 tonnia	Osuus
Ilmailu ja sotateollisuus	13.9	30 %
Tuulivoimalat	6.7	14 %
Urheilu ja vapaa-aika	6.4	14 %
Muottien teko ja seostus	5.5	12 %
Autoteollisuus	5.0	11 %
Paineastiat	2.4	5 %
Siviilitekniikka	2.3	5 %
Meritekniikka	0.8	2 %
Muut	0.5	7 %

1.1 Polymeeripohjaiset hiilikuidut

Polymeeripohjaiset hiilikuidut muodostuvat pääosin polyakrylinitriilistä. Polyakrylinitriili lyhennettynä PAN on yleinen materiaali sellaisenaan kankaiden, peittojen ja mattojen valmistuksessa (Farsani et al. 2006, s. 383). Erilaisten valmistusmenetelmien avulla PAN kuidusta saadaan muokattua lujuusominaisuuksiltaan erinomaisia hiilikuituja. 90-luvulla noin 90 prosenttia kaikista hiilikuiduista valmistettiin PAN-prekursiokuidusta. (Buckley et al. 1993, s. 20)

Matalan kideasteen takia polymeeripohjaiset kuidut ovat lujuudeltaan parempia verrattuna esimerkiksi pikipohjaisiin kuituihin. Lujuusominaisuuksien takia PAN-kuituja käytetään rakenteellisissa sovellutuksissa. PAN-kuidut ovat hallitsevia markkinoilla alhaisemman hinnan ja paremman lujuuden takia. (Chung 2016, s. 27)

1.2 Selluloosapohjaiset hiilikuidut

Luonnossa selluloosaa esiintyy puu- ja puuvillassa. Maailman ensimmäiset hiilikuidut kehitettiin vuonna 1879 Thomas Edisonin toimesta. Edison kuumensi puuvilla- ja bambukuituja korkeassa lämpötilassa, jolloin ne hiiltyivät lujiksi kuiduiksi (Bajpai, 2021, Chapter 1, s. 1). Nykypäivänä erilaisten valmistusmenetelmien kautta selluloosa kuiduista voidaan valmistaa erittäin lujia hiilikuituja. Tämä on kuitenkin erittäin harvinainen materiaali ja alle 1 % kaikista hiilikuiduista valmistetaan selluloosasta (Buckley et al. 1993, s. 26).

1.3 Pikipohjaiset hiilikuidut

Pikipohjaiset hiilikuidut valmistetaan maaperästä saatavasta öljystä tai kivihiilitervasta sekä erilaisten raakaöljyjen tislauksen sivutuotteista. Nämä raaka-aineet ovat 40–50 % halvempia kuin polymeeripohjaisten kuitujen valmistukseen tarvittavat raaka-aineet. Valmistusprosessi sen sijaan on kalliimpaa korkeiden lämpötilojen takia. Korkeissa lämpötiloissa pikipohjaisten raaka-aineiden rakenne muuttuu grafiitiksi eli kiteiseksi hiileksi. Kiteisen rakenteen ansiosta pikipohjaiset hiilikuidut johtavat erinomaisesti

sähköä ja lämpöä kuidun suunnassa. Kuitujen lujuus on kuitenkin suhteellisen alhainen verrattuna polymeeripohjaisiin kuituihin. (Chung 2016, s. 28)

Pikipohjaisten kuitujen mikrorakenne on selvästi polymeeripohjaisia monimutkaisempaa. Mikrorakenteessa voi esiintyä säteittäisiä, litteäkerroksisia tai satunnaisia tasoja. Mikrorakenteen vaihtelu johtuu kehuun aikana tapahtuvista olosuhteiden muutoksista. (Buckley et al. 1993, s. 28)

1.4 Jatkuvat hiilikuidut

Jatkuvat hiilikuidut toimivat hiilikuitumattojen ja touvien perusraaka-aineena. Jatkuvat hiilikuidut ovat saatavina nippuina. Yksi nippu sisältää tyypillisesti tuhansia kuituja. Kuituniput merkitään niiden sisältämän kuitumäärän mukaan. Esimerkiksi nippu, jossa on 12 000 jatkuvaa kuitua, merkitään 12k. Niput voidaan levittää ja kasata päällekkäin, jolloin syntyy laminaattimainen rakenne. Niput voidaan myös avata ja linjata samaan suuntaan. Näin voidaan valmistaa nauha- tai teippimäisiä rakenteita, jotka voidaan kietoa halutun kappaleen ympärille. Näin valmistetaan esimerkiksi hiilikuituisia tankoja ja sylintereitä. (Chung, 2016, s. 88)

1.5 Hiilikuitumatot eli kudokset

Hiilikuituja käytetään yleisesti mattojen sekä kankaiden muodossa. Kaikille matoille on yhteistä, että kuidut ovat jossain määrin järjestäytyneet. Mattoja on saatavilla yksi-, kaksi- tai useampiaksiaalisina. Yksiaksiaalisessa matossa kaikki kuidut ovat samassa suunnassa ja kyseistä kudostyyppiä kutsutaan myös teipiksi. Kaksiaksiaalisessa matossa kuidut ovat samassa tasossa mutta 90° asteen kulmassa toisiaan vasten. Kolmeaksiaalisessa matossa kuitujen suunnat ovat 45° asteen kulmassa toisiaan nähden. (Chung, 2016, s. 91–93)

Mattoja voidaan käyttää monipuolisesti lähes kaikissa hiilikuitukomposiittien sovellutuksissa. Kuitujen suunnassa matot toimivat sähköä ja lämpöä johtavina, kun taas kuitutasoja kohtisuorassa hyvänä eristeenä. Matoista voidaan valmistaa rakenneosia kuten kuori ja laattarakenteita, tankoja, putkia sekä vahvistaa muita materiaaleja

esimerkiksi betonia. Mattoja voidaan käyttää kappaleiden verhoiluun tai muottien avulla valmistaa moniulotteisia rakenteita, esimerkiksi autojen ja lentokoneiden runkoja. (Chung, 2016, s. 138–142)

1.6 Hiilikuituhuovat

Hiilikuituhuopa on yhdistelmä epäjatkuvia kuituja, jotka ovat jossain määrin kytketty toisiinsa. Huovat ovat yleensä varsin huokoisia, sillä itse kuitujen osuus koko tilavuudesta on noin 10 %. Huopien ensisijainen käyttökohde on toimia eristeenä lämpöä tai sähköä johtavissa ympäristöissä. Huoville on ominaista hiilikuitujen epäsäännöllinen suuntautuminen rakenteessa, mikä tekee siitä erittäin huokoisen. Huovat voidaan jakaa pehmeisiin ja koviin tyyppeihin. Pehmeitä huopia käytetään esimerkiksi aluslevyinä estämään akkujen napojen korroosiota. (Chung, 2016, s.92)

2 HIILIKUITUKOMPOSIITTIIEN HARTSIT

Hiilikuidut eivät itsessään vielä kelpaa rakennusmateriaaliksi vaan ne täytyy sitoa yhteen sidosaineella. Sidosaineena käytetään yleensä lämmönalaisena kovettuvaa materiaalia, kuten muovia. Sidosaineesta voidaan myös käyttää nimitystä matriisi, sillä sen tehtävänä on tukea kuituja ja muodostaa yhtenäinen rakenne kuitujen ympärille. Näistä kahdesta aineesta muodostuu materiaali, jota kutsutaan komposiitiksi. Komposiitissa on aina useampi kuin yksi komponentti, ja ne ovat painoonsa nähden erittäin vahvoja. Tämän takia niillä voidaan korvata metalli useissa sovelluksissa ilmailun ja avaruustekniikan kohteissa. (Bajpai, 2021, Chapter 1, s. 1)

Komposiittien valmistuksessa ja korjauksessa käytetään usein termejä kovettumislämpötila ja lasittumislämpötila. Näitä kahta ei sovi sekoittaa toisiinsa. Kovettumislämpötilalla tarkoitetaan valmistuksessa käytettävää lämpötilaa, jolla hartsi kovetetaan nestemäisestä kiinteäksi. Lasittumislämpötila tarkoittaa lämpötilaa tai lämpötila-aluetta, jossa kovetetun hartsin mekaaniset ominaisuudet muuttuvat. Hartsi muuttuu kovasta kumimaisen pehmeäksi. (Michel & Ferrier 2020, p. 1)

2.1 Bismaleimidit eli BMI

Bismaleimidit ovat lämpökovettuvia hartseja, jotka ovat vasta äskettäin tulleet laajemmalti markkinoille. BMI:tä käytetään korkean suorituskyvyn komposiiteissa, jotka vaativat erinomaista sitkeyttä ja kykyä vastustaa korkeita lämpötiloja. BMI:n suurena etuna voidaan pitää sen murtovenymää, joka on korkeissa lämpötiloissa vielä 2–3 %. Esimerkiksi epoksin murtovenymän voidaan ajatella olevan noin 1 %. BMI:n lasittumislämpötilan voidaan yleisesti ajatella olevan 260–320 °C välillä. Tämän takia BMI:tä voidaan käyttää korkeissa lämpötiloissa, niiden vielä säilyttäen mekaaniset ominaisuutensa. (MIL-HDBK-17-3F 2002, s. 85)

BMI-komposiittiosia voidaan valmistaa autoklaavissa ja painemuovaamalla. Autoklaavissa (eng. autoclave) hartsilla kyllästetyt hiilikuitukerrokset asetetaan muottiin. Päälle asetetaan muovipussi, josta poistetaan ilma alipaineella. Tämän jälkeen edellä

mainittu kokonaisuus kovetetaan muotissa lämmön ja paineen alaisena, itse osan ollessa tyhjiössä. Autoklaavissa rakenteesta saadaan poistettua ilma, jolloin rakenteeseen ei jää huokosia heikentämään sitä. (Halley 2012) Painemuotoilussa haluttu osa laminoidaan kasaamalla kuituja ja kyllästämällä nämä hartsilla. Sen jälkeen osa puristetaan muotissa haluttuun muotoon. (Bickerton et al., 2013, s. 156) Yleisesti BMI komposiitteja valmistettaessa painealueena voidaan pitää 310–690 kPa. (MIL-HDBK-17-3F, 2002, s. 540) BMI:n kovettumislämpötilaa voidaan pitää yleisesti 180–380 °C. Korkea kovettumislämpötila aiheuttaa kuitenkin ongelmia kunnossapidon ja korjausten näkökulmasta. (Iredale et al., 2017, s. 2)

2.2 Epoksit

Epoksi on yleisnimitys koko polymeeriperheelle, joka sisältää suuren määrän lämpökovettuvia hartseja. Epokseille on yleistä, että ne kovetetaan jollain toisella aineella. Epoksit ovat lujia, ne tarttuvat helposti lähes kaikkiin materiaaleihin ja niiden käsittely on suhteellisen helppoa. Epoksien haittapuolena ovat hauraus ja mekaanisten ominaisuuksien heikkeneminen kosteuden läsnä ollessa. (MIL-HDBK-17-3F, 2002, s. 84). Epoksipohjaisten komposiittien turvallinen käyttöalue voidaan yleisesti ajatella olevan alle 140 °C, toisinkuin BMI pohjaisilla komposiiteilla, joiden käyttölämpötilan ylärajaa voidaan pitää yli 200 °C asteessa. (Iredale et al., 2017, s. 13) Suurin osa hartsien valmistajista kuitenkin lupaa käyttölämpötilan olevan -55 °C asteesta aina 177 °C asteeseen. Esimerkiksi LOCTITE EA 9396 AERO injektiohartsin käyttölämpötila alue on -55–177 °C (Loctite, n.d., s. 8).

Yleisin epoksien kovettumislämpötila on huoneenlämmöstä aina 180 °C asti. Epoksipohjaisia komposiitteja valmistettaessa painealueena voidaan käyttää kaikkea alipaineen ja 690 kPa:n väliltä. Epoksipohjaisten komposiittien valmistukseen soveltuvat samat menetelmät kuin BMI-komposiittien valmistukseen. Kovetukseen riittää tosin pienempi paine ja lämpötila kuin BMI-komposiiteilla. Näin ollen epoksi-hiilikuitu-komposiitteja voidaan laminoida myös käsin ilman erillisiä erikoistyökaluja tai koneistoa. (MIL-HDBK-17-3F, 2002, s. 540)

Epoksit ovat BMI:hin verrattuna vanhempi materiaali, mutta ne ovat vielä yleisesti käytössä. Kunnossapidon näkökulmasta alhaisempi kovettumislämpötila on hyvä asia, koska epoksi-hiilikuitu-komposiitteja muokatessa ja korjattaessa tarvitaan pienempi lämmöntuonti. Vanhempana materiaalina markkinoilta löytyvät korjausmateriaalit myös tunnetaan paremmin ja niiden käyttäminen on tuttua.

3 HIILIKUITUKOMPOSIITIT ILMAILUSSA

Maaillalla ilmailu ja sotateollisuus ovat suurimpia hiilikuidun käyttäjiä. Taulukosta 1 nähdään, että vuonna 2013 se oli suurin hiilikuidun käyttäjä (ks. Taulukko 1). Hiilikuitua käytetään lentokoneen siivissä, rungossa ja ohjainpinnoilla. Ohjainpintoja ovat vakaajat, peräsin, siivekkeet, ilmajarrut sekä trimmilevyt. Alempana kuvasta 1 nähdään esimerkki nykyaikaisen lentokoneen hiilikuiturakenteista. Mustat ohjainpinnat ja vakaajat, sekä harmaat rungon osat ovat valmistettu hiilikuitukomposiitista. Hiilikuidusta voidaan myös valmistaa moottoreiden osia, joihin ei kohdistu korkeita lämpötiloja, kuten moottorin ahtimen ensimmäisen vaiheen siivet. (Mouritz, 2012, s. 11)



Kuva 1. Lentokoneen hiilikuiturakenteet (Jyrki Laukkanen, Ilmavoimat).

Ilmailutekniikassa oikean materiaalin valinta on vaativa ja järjestelmällinen prosessi. Insinöörin on ymmärrettävä jokaisen materiaalin heikkoudet ja vahvuudet, sillä materiaalivalinnat voivat olla usein ristiriidassa keskenään. Taulukosta 2 nähdään tekijöitä, jotka vaikuttavat materiaalin valintaan, sekä muuttujia, joita on huomioitava materiaalia valittaessa.

Taulukko 2. Materiaalin valintaan vaikuttavia tekijöitä (mukaiillen Mouritz, 2012, s. 12).

Tekijä	Huomioitavaa
Kustannukset	Materiaali, prosessointi, koneistukset, muotoilu, lämpökäsittelyt, huollot tarkastukset ja korjaukset
Saatavuus	Määrät, säännöllisyys ja pitkäaikainen saatavuus
Valmistus	Yksinkertaisuus, nopeus ja hinta
Tiheys	Pieni massa kevyisiin kohteisiin
Mekaaniset ominaisuudet	Lujuus, jäykkyys ja elastisuus
Väsyminen	Jännitykset, jännityskorroosio, värähtelyt ja säröily
Vaurion kesto	Murtuminen ja kyky sietää särön kasvua. Lintutörmäykset, huolto-onnettomuudet, kiitotien epätasaisuus ja salamaniskut
Ympäristön vaikutukset	Korroosio, hapettuminen, kosteus, kuluminen ja eroosio
Lämmön kesto	Kuumat ja kylmät lämpötilat, lämpölaajeneminen, tulenarkuus, savun myrkyttömyys
Sähköinen ja magneettinen vuorovaikutus	Sähkönjohtavuus(salamaniskut), säteilyn läpäisy(tutkakuvut) ja tutkasäteilyn absorbointi (häive ominaisuudet)

3.1 Hiilikuitukomposiittien vahvuudet ilmailussa

3.1.1 Tiheys

Hiilikuitukomposiittien pienen tiheyden ja erinomaisten mekaanisten ominaisuuksien ansiosta päästään merkittävään painonsäästöön. Tarkalla suunnittelulla on mahdollista saavuttaa hiilikuitukomposiittia käyttämällä 10–20 % kevyempi rakenne kuin alumiinista. Esimerkiksi jos Boeing 787:n hiilikuituiset osat korvattaisiin alumiinilla, rakenne olisi 20 % raskaampi. Kevyemmän rakenteen ansiosta säästetään polttoainekuluissa jopa 20 %, mikä vähentää matkustuskuluja noin 10 %. (Mouritz 2012a, s. 348)

3.1.2 Integroitu valmistus

Verrattuna metallien muovaukseen hiilikuitukomposiiteista on helpompaa valmistaa suuria yhtenäisiä osia. Osien ollessa suurempia vältetään ylimääräisiltä kiinnityksiltä, saumoilta, kiinnitinelimiltä ja työmäärältä. Valmistuksen aikana osien kokoonpano vie noin 50 % tuotannon kustannuksista. Esimerkiksi yksi alumiinista valmistettu keskikokoinen lentokoneen runko vaatii noin 1500 alumiinilevyä, jotka kasataan yhteen käyttäen noin 50000 kiinnikettä. Kiinnikkeet ovat esimerkiksi ruuveja, muttereita ja niittejä. Vastaava komposiitista valmistettu runko tarvitsee vain 3000 kiinnikettä, koska liitettäviä osia on vähemmän. Esimerkiksi Lockheed Martinin valmistamassa F-35 hävittäjän rungossa on puolet vähemmän osia kuin vanhemmassa Boeingin F/A-18 Super Hornetissa. (Mouritz 2012a, s. 350)

3.1.3 Väsymiskestävyys

Komposiiteilla on korkea väsymiskestävyys syklisessä kuormituksessa. Väsyminen tarkoittaa lujuusopillisesti materiaalin pettämistä syklisen kuormituksen alaisena myötörajansa alapuolella. (Suresh, 1998, s. 1) Tämä vähentää kunnossapidon tarvetta, sillä tarkastuksille voidaan sallia pidemmät tarkastusvälit. Koska materiaali ei väsy, on sen käyttöikä myös pidempi. Suurin syy alumiinin korvaamiseen hiilikuitukomposiitilla lentokoneen rakenteissa on juuri parempi väsymisenkesto. (Mouritz, 2012b s. 350)

Vuoteen 2017 mennessä kaikista ilmailussa tapahtuneista komponenttien pettämisestä noin 55 % johtui materiaalin väsymisestä. Seuraavaksi suurin syy oli korrosio, jonka osuus oli noin 16 % (Tavares & de Castro, 2017, s. 2).

3.1.4 Korroosion kesto

Hiilikuitukomposiitit ovat pääasiassa immuuneja korroosiolle. Metallirakenteet vaativat säännöllisiä tarkastuksia korroosion varalta. Myös mahdolliset korjaustoimenpiteet nostavat kunnossapidon kustannuksia huomattavasti. Komposiittirakenteita käyttämällä minimoidaan korroosiosta aiheutuvat vauriot ja kustannukset. (Mouritz 2012a, s. 351) Ainoana poikkeuksena voidaan pitää rakenteita, jossa hiilikuitukomposiitti pääsee kosketuksiin alumiinin kanssa. Hiilikuitu muodostaa galvaanisen parin alumiinin kanssa, mikä kosteissa olosuhteissa aiheuttaa korroosiota epäjalommassa materiaalissa. Tässä tapauksessa alumiinissa. Ongelmalta voidaan välttyä eristämällä materiaalit toisistaan lasikuidulla tai erilaisilla pinnoitteilla. (Häkansson 2016, s. 2)

Komposiittien käyttö myös mahdollistaa suuremman kosteuspitoisuuden matkustuslentokoneiden matkustamossa, mikä tekee ilman miellyttävämmäksi miehistölle ja matkustajille. Alumiinisen rungon ilmankosteus on pidettävä alle 5 %, jotta korroosiolta välttyttäisiin. Hiilikuituiselle rungolle sallitaan 15 - 20 % ilmankosteus, mikä on jo paljon miellyttävämpi. (Mouritz 2012a, s. 351)

3.1.5 Tutka- ja lämpösäteily

Säteilyn absorbointi tarkoittaa sitä, että materiaali ei heijasta takaisin ympäristöönsä siihen kohdistuvaa säteilyä. Erikoistekniikoilla ja tarkalla valmistuksella voidaan hiilikuitukomposiiteille luoda korkeat tutkasäteilyn absorbointiominaisuudet. Kyseistä materiaalia käytetään sotilasilmailussa, jotta lentokone on vaikeammin havaittavissa tutkassa. Mahdollisimman vähäinen lämpösäteily on myös tärkeää sotilasilmailussa. Lentokoneen moottorista johtuu lämpöä runkoon, joka voidaan havaita infrapunasäteilyä mittaavilla laitteilla. (Mouritz, 2012a, s. 351)

3.1.6 Lämpölaajaneminen

Hiilikuitukomposiittien lämpöpiteneiskerroin on erittäin pieni. Lämpöpiteneiskerroin kuvaa sitä, kuinka paljon materiaali laajenee tai supistuu lämpötilan muuttuessa. Hiilikuitukomposiitit laajenevat erittäin vähän tai eivät ollenkaan niitä lämmitettäessä. Tämä ominaisuus on erittäin edullinen pitkissä rakenteissa, jotka altistuvat suurille lämpötilan muutoksille. Tästä hyvänä esimerkkinä on ristikkorakenne, joka tukee Hubble-avaruustelekoopin havainnointilaitteistoa. Lämpötilan muuttuessa ristikko ei muuta muotoaan ja tukee näin laitteistoa erittäin hyvin. (Mouritz, 2012a, s. 351)

3.2 Hiilikuitukomposiittien haasteita ilmailutekniikassa

3.2.1 Kustannukset

Osien valmistus hiilikuitukomposiiteista on kalliimpaa ja hitaampaa kuin niiden valmistus alumiinista. Syynä komposiittien korkeaan hintaan on raaka-aineen, koneistuksen, työkalujen, muottien sekä osaavan työvoiman korkea hinta. Komposiittirakenteiden valmistus on hidasta, koska useiden laminaattikerrosten yhteen liimaaminen vie paljon aikaa. Useimmat automaatiolla toteutettavat valmistusmenetelmät eivät myöskään sovi hyvin nopeaan valmistukseen tässä tapauksessa. (Mouritz, 2012a, s. 352)

3.2.2 Anisotropia

Komposiitteja käytettäessä tärkeintä on ymmärtää niihin kohdistuvien kuormitusten suunta. Komposiittien lujuusominaisuudet ovat riippuvaisia kuitujen suunnasta. Kuitujen suunnassa niiden vetolujuus on 500–1500 MPa, kun taas 90° asteen kulmassa vain 20–50 MPa. Anisotropian takia, kuituihin kohdistuu myös kohonneita jännityksiä ruuvien reikien ja ikkunoiden ympärille. Tältä ongelmalta voidaan osittain välttyä valmistamalla useampiaksiaalisia laminaattirakenteita. Tällä tarkoitetaan tilannetta, jossa kuitujen suunta on sama yhdessä kerroksessa, mutta kerrosten välillä eri. (Mouritz, 2012b, s. 305, 353)

3.2.3 Korkeat lämpötilat

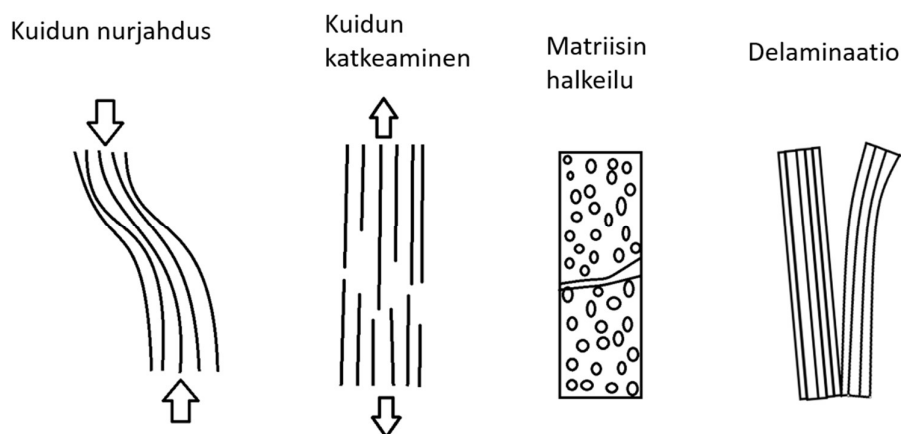
Useimmilla komposiittirakenteilla sidosaineena toimiva hartsi asettaa rakenteelle lämpötilarajat. Yleisesti ottaen lämpötilan ylärajaa voidaan pitää 100–170 °C asteessa. Korkeissa lämpötiloissa komposiitit pehmenevät ja muuttavat muotoaan. Komposiittien rakenne voi muuttua lasi- tai kumimaiseksi, riippuen sidosaineen eli hartsin ominaisuuksista. Komposiitit ovat myös palavia. Ne tuottavat palaessaan paljon savua ja lämpöä, mikä on ongelmallista esimerkiksi onnettomuuksien yhteydessä. (Mouritz, 2012b, s. 353)

3.3 Komposiittien vaurioituminen

Komposiittien kyky ottaa vastaan iskumaista kuormitusta on metalleihin verrattuna varsin heikko. Tämä johtuu siitä, että komposiitit eivät kykene plastiseen muodonmuutokseen metallien tavoin. Iskumaisessa kuormituksessa vaurio leviää suurelle alueella, koska komposiitti ei kykene absorboimaan iskunenergiaa paikallisesti itseensä. (P. Geubelle 1998, s. 589) Rakenteessa olevat vauriot, eivät välttämättä myöskään näy ulospäin. Hitaat ja vähäenergiset iskut voivat aiheuttaa vaurion laminaatin sisälle, pinnan näyttäen vielä ehjältä. Tästä hyvänä esimerkkinä työkalun tippuminen koneen siivelle huollon yhteydessä. Laminaatin pinta ehtii myötää, jolloin iskuenergia välittyy osaksi alempiin kerroksiin. Vaurioitunut alue voi olla yllättävän suuri, jos laminaattikerrokset pääsevät irtomaan rakenteen sisällä. Silmällä juuri ja juuri havaittava vaurio voi alentaa rakenteen puristuslujuuden 40 % alkuperäisestä. (Wang et al., 2007, s. 2)

Nopeat ja suurenergiset iskut kuten lintutörmäykset tai kiveniskut aiheuttavat helpommin näkyviä vaurioita. Nopean iskun aiheuttamat vauriot ovat myös yleensä paikallisia. Nopeassa iskussa laminaatin pintakerros ei ehdi myötää ja iskukohtaan syntyy selkeästi havaittava painauma tai reikä. (Wang et al., 2007, s. 1) Iskumaisen kuormituksen seurauksena rakenteeseen syntyy puristus- ja leikkausjännitysaalto, joka etenee laminaatin läpi. Tämän jälkeenaalto heijastuu takaisin alapinnasta vetojännityksenä. Jännityksen ollessa liian suuri syntyy rakenteeseen vaurioita. (Geubelle 1998)

Käydään seuraavaksi syvemmin läpi, miten kuituvahvistettujen komposiittien pettäminen voidaan rajata neljään eri tyyppiin. Kuidun nurjahdus, kuidun katkeaminen, matriisin halkeilu sekä delaminaatio. Vauriot voivat syntyä myös näiden kaikkien yhteisvaikutuksesta (Kollár & Springer, 2003, s. 411). Alempana kuvassa 2 nähdään vielä havainnollistava esitys eri vauriotyypeistä, jossa nuolella osoitettu rakenteeseen kohdistuvan voiman suunta.



Kuva 2. Komposiittirakenteen vauriot (mukaiillen Kollár and Springer 2003).

Mikronurjahduksella tarkoitetaan yksittäisen paikallisen kuidun nurjahdusta. Laminaattirakenteissa tämä laskee laminaatin puristusjäykkyyttä ja -lujuutta. Paikalliset mikronurjahdukset eivät vielä kuitenkaan johda vikaantumiseen, sillä ympäröivä faasi tukee kuituja. Tähän myös perustuvat komposiitin ominaisuudet, sillä kuidun katketessa ympäröivä faasi eli matriisi siirtää jännityksiä ympärillä oleviin ehjiin kuituihin. Tämän takia komposiittirakenteet ovat myös lujempia kuin pelkät hiilikuituniput ilman matriisia. (Kollár & Springer, 2003, s. 411)

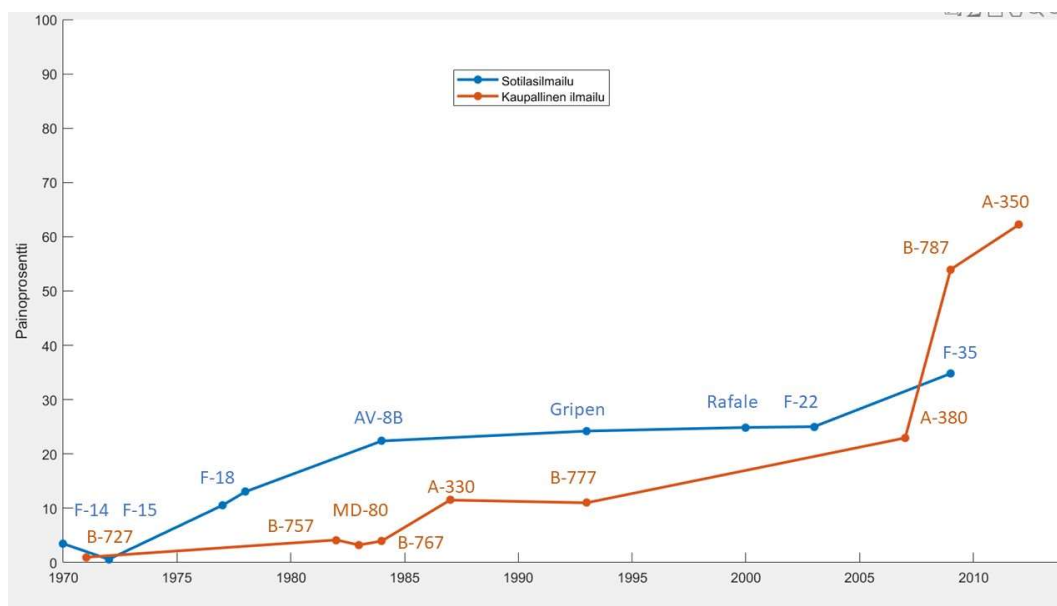
Myös komposiittirakenteessa oleva matriisi eli sidosaine voi halkeilla. Matriisin halkeilu ei vielä itsessään johda laminaatin lopulliseen pettämiseen. Sillä on kuitenkin muita haitallisia vaikutuksia. Halkeamat eli mikrosäröt helpottavat kosteuden pääsyä

rakenteeseen, vähentävät matriisin jäykkyyttä ja voivat aiheuttaa vierekkäisen laminaattikerroksen delaminoitumisen. (Kollár & Springer, 2003)

Rakenteessa voi tapahtua myös delaminaatiota, eli vierekkäisten laminaattitasojen irtoamista toisistaan. Delaminaatiota voi aiheuttaa valmistuksessa tapahtuvat valmistus- ja käsittelyvirheet sekä ylisuuret kuormitukset. Esimerkiksi kuitujen poikittaissuuntainen kuormitus voi aiheuttaa delaminaatiota. Delaminaatio vähentää rakenteen taivutusjäykkyyttä ja -lujuutta puristuksen aikana. On myös syytä tietää, että toistuvassa kuormituksessa delaminaatio voi kasvaa kriittiseen pisteeseen saakka. Aivan kuten metallissa, kriittisen pisteen saavuttaminen johtaa delaminaation epävakaaseen tilaan, mikä johtaa puristuslujuuden nopeaan menetykseen. (Kollár & Springer, 2003)

4 HIILIKUITUKOMPOSIITTIEIN KUNNOSSAPITO

Nykyaikana komposiittirakenteiden lisääntynyt käyttö ilmailussa ja avaruustekniikassa on johtanut komposiittirakenteiden kasvavaan korjaustarpeeseen. Esimerkiksi nykyaikaisessa F-35 hävittäjässä komposiitit kattavat 35 % rakenteellisesta massasta, kun taas vanhemmassa F-14 hävittäjässä komposiittien osuus on 4 % (Mouritz, 2012b, s 342). Alempana kuvassa 3 nähdään komposiittien osuus vuosien 1970–2015 lentokoneille, niin sotilasilmailussa kuin kaupallisella puolella. Pystyakselilla esitetty komposiittirakenteiden osuus koko lentokoneen rakenteellisesta massasta, ja vaakaa-kselilla lentokoneen valmistusvuosi. Käyrille myös merkitty eri lentokonemallit.



Kuva 3. Komposiittien osuus sotilas- ja matkustuskoneissa vuosina 1970–2015 (mukailen Nadine H. Auda 2015).

Komposiittien korkean hinnan takia tulee halvemmaksi korjata osa kuin hankkia kokonaan uusi (Budhe et al. 2018, s. 1). Tässä työssä keskitymme epoksi- ja BMI-pohjaisten hiilikuitukomposiittien korjaukseen, sillä ne ovat varsin yleisesti käytössä niin siviili- kuin sotilasilmailussa.

Komposiittirakenteissa esiintyvät vauriot johtuvat pääosin törmäyksistä, iskuista, mekaanisista kuormituksista ja ympäristön aiheuttamista haasteista. Ympäristöstä aiheutuvat ongelmat johtuvat pääosin suurista lämpötilan vaihteluista sekä kosteudesta. Rakenteeseen päässyt kosteus vähentää komposiitin lujuutta ja lyhentää sen käyttöikää. Vaihtelevat lämpötilat ja kosteusolosuhteet saattavat lopulta johtaa rakenteen ennenaikaiseen pettämiseen. (Budhe et al., 2018, s. 1)

4.1 Ulkopuolinen paikkaus

Yleisimmät komposiittien korjaustavat ilmailussa ovat ulkoisen paikan liimaus ja märkälaminointi. Ulkoinen liimapaikka voidaan liimata halkeaman, särön tai murtuman päälle, jolloin lentolaite voidaan pitää toimintakelpoisena. Liimapaikan tarkoituksena on palauttaa rakenteen alkuperäinen lujuus ja jäykkyys. Ulkoisia paikkoja vältetään käytettäväksi lentokoneen ulkopinnoilla, sillä paksut paikkamateriaalit voivat vaikuttaa lentokoneen aerodynamiikkaan sekä häiveominaisuuksiin (Harman & Wang 2006). Komposiittien tapauksessa liimaus on yleisin korjausmuoto ja mekaanisten paikkausten tekeminen on selvästi harvinaisempaa. Mekaanisella paikkauksella tarkoitetaan esimerkiksi titaanista valmistetun levyn pulttaamista rakenteessa olevan särön päälle. Ylimääräiset reiät ja kiinnittimet keskittävät jännityksiä ja näin ollen saattavat heikentää rakennetta. (Budhe et al., 2018, s. 2) Liimaliitos sen sijaan jakaa tehokkaammin kuormituksia ympäröivään rakenteeseen, minkä takia se on mekaanista paikkausta lujempi. Mekaanisen pultatun paikan rakenteellinen tehokkuus on noin 0,3, mikä tarkoittaa paikan lujuuden suhdetta alkuperäisen rakenteen lujuuteen. (Wang et al., 2007, s. 13) Liimaliitos on myös väsymiskestävyydeltä mekaanista liitosta parempi (Li 2021, s. 2).

Paikkausten yhteydessä tärkeässä roolissa ovat liimaliitoksessa toimivat liimat ja hartsit. Liimaliitoksessa käytettäviä aineita ovat epoksit, silikonit, fenolit, polyamidit, bismaleimidit sekä keraamiset yhdisteet. Tässä työssä keskeisimpänä tarkastelun kohteena ovat epoksit ja bismaleimidit. Sidosaineiden mekaaniset ominaisuudet lämpötilan muuttuessa ovat tärkeä tarkastelun kohde korjausta. Liimaliitoksissa käytettävät aineet kohtaavat suuria lämpötilan ja kosteuden muutoksia lentokoneen

jokapäiväisessä käytössä. Lämpötilat voivat vaihdella aina -55 ja 200 °C asteen välillä. suunniteltaessa. (Budhe et al., 2018)

4.2 Laminointi

Märkälaminointia käytetään korjaamaan säröjä ja murtumia paksummissa laminaattirakenteissa. Useissa lähteissä käytetään myös nimitystä uudelleen laminointi, molempien kuitenkin tarkoittavan samaa näin yleisellä tasolla. Märkälaminointi on tarpeen, kun syntynyt reikä tai kolo on syvällä rakenteessa. Märkälaminointi tarvitsee erikoistyökaluja, jolla poistetaan materiaalia tasaisesti korjattavan kohteen ympäriltä. Materiaalin poiston jälkeen kohta laminoidaan siten, että seuraava laminaattikerros on aina edellistä suurempi. Tämä tapa on huomattavasti monimutkaisempi verrattuna ulkoisen paikan liimaamiseen. Uudelleen laminoinnin etuna on alkuperäisen aerodynamiikan ja häiveominaisuuksien palauttaminen. Laminoitavan paikan rakenteellinen tehokkuus on noin 0.5–0.6 sen onnistuessa täydellisesti. Todellisuudessa rakenteeseen jää kuitenkin aina huokosia, mikä vähentää paikan tehokkuutta ja rakenteen lujuutta. (C. H. Wang & Duong, 2016, s. 5; Wang et al. 2007, sp. 13; Wang & Gunnion, 2009, s. 1-2)

Niin ulkopuolisessa paikkauksessa kuin uudelleen laminoinnissa voidaan käyttää valmiita pre-pregejä. Pre-pregit ovat kuituvahvikkeita (hiilikuitu, lasikuitu), jotka ovat etukäteen kyllästetty hartsilla. Pre-pregejä on saatavilla nauhojen, teippien sekä kankaiden muodossa. Myös valmista levymuovausmassaa löytyy markkinoilta. Pre-pregien on täytettävä alkuperäisen rakenteen vaatimukset mahdollisimman hyvin, jottei paikkaus olisi rakenteen heikoin kohta. Tämä onnistuu käyttämällä pre-pregiä, joka vastaa alkuperäistä rakennetta mahdollisimman hyvin. Toisin sanoen pre-pregin hartsi ja lujite olisi syytä olla sama kuin korjattavassa rakenteessa. Pre-pregien valmistajista esimerkiksi Hercules lupaa AS4/3501 pre-pregin käyttölämpötilaksi -55–177 °C. (Doleman 2013) Pre-pregit on säilytettävä niiden valmistuksen jälkeen alle -18 °C lämpötilassa, koska materiaalissa oleva hartsi jatkaa kovettumista myös huoneenlämpötilassa (MIL-HDBK-17-3F 2002).

4.3 BMI-hiilikuitukomposiitti kunnossapidon näkökulmasta

Ihanteellinen korjaus on sellainen, joka palauttaa rakenteen täysin samanlaiseksi kuin se oli ennen vauriota. BMI-komposiittien osalta tämä onnistuu käyttämällä ainoastaan samoja materiaaleja ja tekniikoita kuin alkuperäisen osan valmistuksessa. BMI-komposiitit vaativat ensin korjausmateriaalin käsittelyn 190 °C lämpötilassa korkeassa paineessa noin neljän tunnin ajan. Tämän jälkeen tarvitaan vielä jälkikovuus 227 °C lämpötilassa noin kuuden tunnin ajan. Kyseinen prosessi on mahdollinen ainoastaan autoklaavissa, joka esiteltiin aiemmin. Lentokonekorjaamoilta tai huoltotiloista harvemmin löytyy kalustoa kyseiseen prosessiin. (Keller, 2002) BMI-komposiittien korjaus on hidasta johtuen kaksivaiheisesta kovetusprosessista. Alempana taulukossa 2 on esitelty muutaman BMI-liiman kovettumislämpötiloja ja -aikoja.

Taulukko 2. BMI hartsien ja liimojen kovetusajat ja -lämpötilat (mukaiillen Budhe et al. 2018; Hexcel 2019; Renegade materials corporation 2020).

Materiaali	Esilämmityslämpötila + jälkikovuuslämpötila [°C]	Kovettumisaika [min]
Redux 326 hartsi	175 + 230	120 + 120
RM 3007 hartsi	190 + 227	360 + 360
HP655 liimakalvo (soveltuu Pre-preg liimaukseen)	190	240
EA9351MB pastaliima	175 + 245	60 + 120

Paikallisten korjausten yhteydessä rajoittava kovetuslämpötila on noin 177 °C, etteivät mahdolliset komposiitteja tukevat alumiini- ja epoksirakenteet vahingoitu (Wang et al.,

2007, s. 3). Lentokone ympäristössä polttoaineen höyrystyminen asettaa myös usein rajoituksia lämpötiloille. Esimerkiksi Jet-A1 -kerosiinin höyrystymislämpötila on 150–300 °C (SHELL 2022). Lentokonevalmistaja Boeingin mukaan korkein sallittu lämpötila lentokoneympäristössä on 177 °C (Keller 2002).

Tähän ongelmaan on kehitetty menetelmä, jossa paikka kovetetaan lentokoneen ulkopuolella. Paikan muotoilu korjattavan rakenteen päälle tehdään tyhjiöpussitekniikalla. Tyhjiöpussitekniikassa korjauspaikka asetetaan korjattavan rakenteen päälle ja muotoillaan paineen avulla vastaamaan alkuperäistä rakennetta. Ongelmaksi nousee kuitenkin pintojen välinen vähäinen paine-ero kovetuksen aikana. Pienen paine-eron takia rakenteesta tulee huokoinen, eikä se vastaa täysin alkuperäistä lujuutta. (Rider et al. 2011)

BMI pre-pregissä oleva hartsin vaatii yli 220 °C lämpötilan, jotta se kovettuu täydellisesti. Esilämmityksellä ja -kovetuksella saadaan poistettua kosteus paikkamateriaalista. Kuten aikaisemmin mainittu, kosteus komposiittirakenteessa heikentää sitä huomattavasti. Kovetuksen jälkeen paikka liimataan vahingoittuneen rakenteen päälle siihen soveltuvalla liimalla. (Rider et al. 2011, s. 232)

Amerikkalaisen patentin US20030188821A1 (Russell Keller 2002) mukaan BMI-komposiitin paikkaus voidaan suorittaa tiivistettynä seuraavalla tavalla:

1. Korjattavan rakenteen merkkäminen ja mittaaminen.
2. Esimerkkipaikan eli sabluunan leikkaaminen.
3. Korjattavan rakenteen valmistelu liimausta ja tyhjiöpussitekniikkaa varten.
4. Sopivan paikan valmistaminen edellisten mittojen perusteella.
5. Paikan lämmitys noin 120 °C asteeseen erillisessä uunissa.
6. Paikan siirto korjattavan rakenteen päälle, muotoilu tyhjiöpussitekniikalla haluttuun muotoon ja jäähdytys.
7. Paikan kovetus eli lämmitys erillisessä uunissa 227 °C asteeseen, jonka jälkeen jäähdytys.
8. Valmiin kovetetun paikan liimaus vaurioituneeseen rakenteeseen.

Edellä mainitut vaiheet ovat erittäin yksinkertaistettuja versioita patentin tarkemmista ohjeista. Näiden perusteella saa kuitenkin kuvan siitä, miten korjaus pääpiirteissään tapahtuu.

Kuten aiemmin on mainittu BMI-komposiittien korjaus tuottaa haasteita korkean kovettumislämpötilan takia. Tämä korostuu erityisesti paksujen laminaattien tapauksessa, sillä kuidut johtavat huonosti lämpöä niiden tasoa kohtisuorassa suunnassa. Uudelleen laminoitaessa korjattavan kohdan päälle asetetaan lämpöpeitto, jonka avulla paikka kovetetaan. Yksipuolinen lämmitys eli tilanne, jossa laminaattirakennetta lämmitetään vain toiselta puolelta, voi johtaa lämpötilagradienttiin laminaattikerrosten suunnassa. Tämä johtaa paikan epätasaiseen kovettumiseen, jossa paikan alimmat kerrokset eivät kovetu riittävästi, minkä takia korjaus ei toteuta siltä vaadittuja ominaisuuksia. (Rider, Wang, et al. 2011, s. 1)

BMI-komposiittien korjauksessa voidaan myös käyttää liima-injektiota, jolla korjataan laminaattirakenteessa olevien kerrosten erkaumia, eli delaminaatioita. Tätä ei kuitenkaan pidetä varsinaisesti rakenteellisena korjauksena, vaan enemmän kosmeettisena toimenpiteenä, jolla pyritään estämään kosteuden pääsy rakenteeseen. Kyseinen tekniikka voidaan jakaa seuraaviin askeliin.

1. Korjattavan rakenteen puhdistus alhaisen viskositeetin liuottimella.
2. Liiman pursotus vaurioituneeseen rakenteeseen.
3. Annetaan liimalle aikaa tunkeutua rakenteessa oleviin säröihin ja halkeamiin.
4. Liiman kovetus lämmittämällä rakennetta.

Sopivan liiman valinta on kriittistä. Liimalta vaaditaan korkea lasittumislämpötila, kyky vastustaa korkeita lämpötiloja, hyvä iskutkeys kovetuksen jälkeen ja pitkäaikainen stabiilisuus. Liiman on myös oltava riittävän juoksevaa huoneenlämpötilassa, jotta se tunkeutuisi pursotusvaiheessa tehokkaasti rakenteeseen. Useissa lähteissä ovat nousseet esiin lämpökovettuvat syaniittiesteriliimat. Perinteisiin epokseihin verrattuna näiden liimojen etuina voidaan pitää erinomaista kykyä vastustaa kosteuden imeytymistä, poikkeuksellista tartuntakykyä sekä alhaista myrkyllisyyttä. (Bauer et al. 2013) Kyseinen

liima myös päihitti perinteisen epoksin muun muassa leikkauslujuus- ja taivutustestissä (Thunga et al. 2011).

4.4 Epoksi-hiilikuitu-komposiitti kunnossapidon näkökulmasta

Epoksi-hiilikuitu-komposiittien etuna voidaan pitää korjauksissa alhaisempaa kovettumislämpötilaa. Korkeat kovettumislämpötilat eivät aseta rajoituksia korjausympäristölle toisin kuin BMI:t. Aivan kuten BMI-hiilikuitu-komposiitti, myös epoksi-hiilikuitu-komposiitti tarvitsee kuivan korjausympäristön. Kosteus rakenteessa tai liimapaikassa on aina haitaksi. Tämä korostuu epokseilla korkeissa lämpötiloissa, sillä epoksin mekaaniset ominaisuudet heikkenevät huomattavasti kosteassa ja lämpimässä. (Budhe et al. 2018, s. 7–13) Epoksipohjaisten komposiittien korjaus on myös BMI:tä huomattavasti nopeampaa. Epoksi liimoille riittää pääasiassa yksi kovetusyksi, mikä on myös suhteellisen nopea. Alempana taulukosta 3 nähdään varsin yleisessä käytössä olevien epoksiliimojen kovettumisaikat ja lämpötilat.

Taulukko 3. Epoksiliimojen ja hartsien kovettumisaikat ja -lämpötilat (mukaihen Loctite n.d.; Budhe et al. 2018).

Materiaali	Kovettumislämpötila [°C]	Kovettumisaika [min]
EA 9390 harts	95	240
EA 9394 harts	66	60
FM 300K.05 liimakalvo	170	60
FM 300-2M liimakalvo	120	60
FM 355 liimakalvo	177	60

Taulukoista 2 ja 3 nähdään, että epoksiliimojen kovettuminen on huomattavasti nopeampaa kuin BMI liimojen. Taulukoissa 2 ja 3 esiteltyjen liimojen ja hartsien keskimääräinen kovettumisaika epoksien osalta on noin 96 minuuttia, kun taas BMI:llä 345 minuuttia. Näihin ei ole laskettu mukaan jäähtymisaikoja, jotka olisivat BMI:in osalta myös epokseja pidempiä. Voidaan todeta, että epoksipohjaisilla liimoilla korjaaminen on noin neljä kertaa nopeampaa, kun tarkastellaan kovettumislämpötiloja.

4.5 Epoksien käyttö BMI-hiilikuitu-komposiittien korjauksessa

Ilmailutekniikassa käytettävät materiaalit kehittyvät jatkuvasti. BMI-pohjaiset komposiitit ovat osittain syrjäyttämässä epoksipohjaiset komposiitit, paremman suorituskyvyn takia. Kunnossapidon näkökulmasta herää kysymys, voidaanko epoksikomposiittien korjausmateriaaleja hyödyntää BMI-komposiittien maailmassa. Korjausmateriaaleilla tarkoitetaan tässä yhteydessä hartseja, liimoja sekä pre-pregejä.

Vuonna 2009 julkaistun tutkimuksen mukaan markkinoilla ei ollut BMI-liimaa, jota olisi voitu käyttää BMI-komposiittien huoltotoimenpiteissä kenttäolosuhteissa. Ainoa mahdollinen korjaustapa oli valmistuksen yhteydessä optimaalisissa olosuhteissa (autoklaavi). Tästä syystä etsittiin tarkoitukseen soveltuva epoksipohjainen märkälaminointimateriaali. Epoksilta vaadittiin mekaaniset ominaisuudet aina 170 °C asti ja mahdollisuus liimaukseen huoneenlämpötilassa. Korjatut testikappaleet väsyttiin 170 °C lämpötilassa ja kiehuvaan veteen demonstroiden lentokoneen jokapäiväisen käyttöympäristön haasteita. Testaustulosten perusteella hartsiksi valikoitui Hysol EA 9390, joka täytti sille asetetut vaatimukset. (Moutier et al. 2009, s. 6) Locktiten katalogin mukaan kyseinen hartsi on ominaisuuksiltaan ja käyttölämpötilan perusteella erittäin lähellä EA 9396 hartsia (Locktite n.d.).

BMI:tä sekoitettaessa epoksi-diamiini hartsiin syntyy yhdiste, jonka kovettumislämpötila on noin 250 °C. Kovettumislämpötila on korkeampi verrattuna puhtaaseen epoksiin. Yhdisteen etuna on pienempi kosteuden imeytyminen rakenteeseen, minkä takia sitä on

nykypäivänä ehdotettu käytettäväksi öljynporauslauttojen rakenteissa komposiittien matriisina. (Iredale et al., 2017, s. 13)

Jenan ym. (2016) tutkimuksessa kehitettiin matriisiyhdistettä käytettäväksi meriteknikassa. BMI/epoksi -yhdisteen vetolujuus oli 33 % parempi alkuperäiseen yhdisteeseen verrattuna. Yhdisteen iskutkeys oli myös alkuperäistä 66 % parempi. (R.K. Jena 2016, s. 34) Tässä työssä ei perehdytä yhdisteen kemialliseen koostumukseen tai seosaineisiin tämän tarkemmin. Riittää tietää, että kyseisiä BMI/epoksi -yhdisteitä on käytössä.

Kiinalaisessa tutkimuksessa pyrittiin kehittämään BMI-liimaa erinäisillä seosaineilla. BMI-hartsin yhdistettiin muun muassa epoksia ja kumia, jolloin sen prosessointi ja sidosominaisuudet paranivat. Yhdisteen sitkeys oli myös alkuperäistä parempi. Yhdisteen lämpöstabiliteetti kuitenkin heikkeni hieman. Yhdisteen lopullinen lasittumislämpötila oli 208 °C. Liiman leikkauslujuus huoneenlämmössä oli 32 MPa ja 200 °C asteessa vielä 17.9 MPa. Tutkimuksessa myös tehtiin koepaikkaus, jonka liimaliitoksen leikkauslujuus oli huoneenlämmössä 38.6 MPa ja 200 °C asteessa 17.3 MPa. (Zhao 2023, p. 13)

Edellisten tapausten pohjalta voidaan tehdä alustavia johtopäätöksiä siitä, että BMI:n ja epoksien yhdistäminen ei tuota ongelmia. Tutkimatta yhdisteiden kemiallisia koostumuksia ja reaktioita voidaan yleisellä tasolla ajatella näiden toimivan yhdessä. Lentokonetekniikassa kyseinen tilanne voisi olla liimaliitos, jossa BMI-pohjaisen komposiitin korjaamiseen käytetään epoksilla kyllästettyä pre-pregiä.

Mikäli korjattava BMI-hiilikuitu-komposiittirakenne sijaitsee sellaisella alueella lentokoneessa, että siihen kohdistuvat lämpötilat pysyvät riittävän alhaalla, voisi se olla mahdollista korjata myös epoksipohjaisilla tuotteilla. Näin ollen jo olemassa olevia korjausmateriaaleja voitaisiin hyödyntää. Liimaliitoksessa tapahtuvat reaktiot hartsien välillä vaatisivat vielä varmasti tarkempaa tarkastelua, esimerkiksi kemiantekniikan puolella. Jokaisella aineella on omat ominaisuudet ja näin ollen ne täytyisi tutkia tapauskohtaisesti. Tarkempia ohjeita ja suosituksia löytyisi myös varmasti hartsien valmistajilta.

YHTEENVETO

Hiilikuitukomposiitteja käytetään niin siviili- kuin sotilasilmailussa lentokoneen ohjainpinnoilla ja rungossa. Hiilikuitukomposiitit kohtaavat elinkaarensa aikana suuria lämpötilan ja kosteuden muutoksia. Suurimmat vauriot syntyvät kuitenkin iskumaisista kuormituksista, joille hiilikuitukomposiitti on herkkä anisotropian takia. Komposiittivaurioita korjataan pääasiassa liimaamalla ja uudelleen laminoimalla. Liimaus on tehokkain tapa korjata hiilikuitukomposiitteja, sillä liimasauma ei keskity jännityksiä itseensä, vaan jakaa ne ympäröivään rakenteeseen. Kunnossapidon näkökulmasta epoksipohjainen komposiitti on helpompi korjata kuin BMI-pohjainen hiilikuitukomposiitti.

Epoksipohjainen komposiitti sekä korjausmateriaali vaativat pienemmän lämmöntuonnin kuin BMI-pohjainen hiilikuitukomposiitti. BMI-pohjaiset korjausmateriaalit vaativat yli 200 °C lämpötilan kovettuaan täydellisesti, minkä takia paikallisten korjausten suorittaminen on huomattavasti hankalampaa. Rajoitukset lämpötilalle asettavat lentopolttoaineen höyrystymislämpötila ja ympäröivät alumiinirakenteet. BMI-pohjaisen korjausmateriaalin kovetus kestää myös kokonaisuudessaan noin neljä kertaa pidempään kuin epoksipohjaisen kovetus. Pidempien lämmitys- ja jäähtymisaikojen takia BMI-pohjaisten komposiittien korjaaminen vie enemmän aikaa kuin epoksipohjaisten.

BMI-pohjaisten korjausmateriaalien kuten pre-pregien kovetukseen soveltuu muun muassa tyhjiöpussitekniikka, jossa paikka kovetetaan lentokoneen ulkopuolella. Tällöin lämmöntuonti ei ole ongelma kuten paikallisten korjausten yhteydessä. Yleisesti voidaan ajatella, että BMI-komposiitteja voidaan korjata myös epoksipohjaisilla liimoilla tai hartseilla. Tällöin on vain huolehdittava siitä, että korjattava rakenne ei altistu yli 170 °C lämpötiloille, jolloin epoksin lasittumislämpötila tulee vastaan. Toimivaksi on todettu esimerkiksi EA 9390 epoksihartsi. BMI:n ja epoksin väliset reaktiot liimapaikassa vaatisivat vielä tarkempaa tarkastelua, mutta aikaisempien tutkimusten perusteella näiden yhdistäminen ei tuota ongelmia. BMI-epoksi-yhdisteitä on käytetty esimerkiksi meriteollisuudessa. BMI-hartsiin on myös onnistuneesti seostettu epoksia ja muita aineita, jolloin yhdisteen mekaaniset ominaisuudet olivat vielä toimivia. BMI-

hiilikuitukomposiitin kosmeettisia vaurioita voidaan korjata liimainjektiolla, jossa pursotettavalle liimalle asetetaan tarkat vaatimukset.

Epoksipohjaiset komposiitit ovat olleet ilmailussa käytössä jo pidemmän aikaa. Niiden ominaisuudet tunnetaan hyvin ja niiden korjaukseen on saatavilla laajasti tietoa. BMI on suhteellisen uusi materiaali, joten sen osalta julkisen tiedon saanti oli hetkittäin haastavaa. Ilmailutekniikka pohjautuu hyvin pitkälti ennalta määrättyihin ohjeisiin ja säädöksiin, jotka ovat jossain määrin organisaatioiden sisäisiä ja salattuja. Saatavilla oleva julkinen materiaali siis antaa ainoastaan yleispätevän kuvan eri korjausmateriaaleista ja niiden käyttötavoista. Näin ollen yksiselitteisiä ohjeita esimerkiksi tietyn BMI-rakenteen korjauksesta ei ollut saatavilla. Tiedon puute ja julkisten lähteiden saatavuus asettivat oman haasteensa tämän työn toteutukselle. Eri lähteitä vertailemalla ja analysoimalla sai kuitenkin perusidean siitä, miten BMI-komposiittien kunnossapito onnistuu myös epoksipohjaisilla materiaaleilla.

Tämä työ on tehty kirjallisuuskatsauksena etsimällä tietoa tieteellisistä julkaisuista, jotka ovat olleet luotettavia ja pääasiassa vertaisarvioituja. Jatkossa voisi olla hyödyllistä tutkia liimapaikan lujuutta, kun tiedetään tarkemmin paikkausmateriaali ja korjattavan rakenteen materiaali. Näin ollen, kun tunnetaan materiaalipari ja sen ominaisuudet saataisiin varmasti myös tarkempia tuloksia, joita voitaisiin hyödyntää myös käytännössä.

LÄHDELUETTELO

Bajpai, P., 2021. *Carbon fiber*. Second edition. Amsterdam, Netherlands: Elsevier.

Bauer, A., Thunga, M., Obusek, K., Akinc, M. and Kessler, M. R., 2013. Bisphenol E cyanateester as a novel resin for repairing BMI/carbon fiber composites: Influence of cure temperature on adhesive bond strength. *Polymer* [verkkodokumentti], 54 (15), 3994–4002. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0032386113004618>.

Bickerton, S., Govignon, Q. and Kelly, P., 2013. 7 - Resin infusion/liquid composite moulding (LCM) of advanced fibre-reinforced polymer (FRP). In: Bai, J., ed. *Advanced Fibre-Reinforced Polymer (FRP) Composites for Structural Applications* [verkkodokumentti]. Woodhead Publishing, 155–186. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780857094186500077>.

Bradley R. Doleman, 2013. Thermal Characterization Of As4/3501-6 Carbon-Epoxy Composite. North Carolina Agricultural and Technical State University.

Buckley, J. D. and Edie, D. D., 1993. *Carbon-carbon materials and composites*. Park Ridge, N.J., U.S.A.: Noyes Publications.

Budhe, S., Banea, M. D. and de Barros, S., 2018. Bonded repair of composite structures in aerospace application: a review on environmental issues. *Applied Adhesion Science* [verkkodokumentti], 6 (1), 3. Saatavissa: <https://doi.org/10.1186/s40563-018-0104-5>.

Chung, D. D. L., 2016. *Carbon composites : composites with carbon fibers, nanofibers, and nanotubes*. Second edition. Kidlington, Oxford, United Kingdom: Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier.

Farsani, E., R., Shokuhfar, A. and Sedghi, A., 2006. Fabrication of carbon fibres from wet-spun commercial polyacrylonitrile fibres. *Fibre Chemistry* [verkkodokumentti], 38 (5), 383–386. Saatavissa: <https://doi.org/10.1007/s10692-006-0095-z>.

Håkansson, E., 2016. Galvanic Corrosion of Aluminum/Carbon Composite Systems. University of Denver.

Geubelle, J, Philippe H, 1998. Impact-induced delamination of composites: a 2D simulation. *Composites part B* [verkkodokumentti], Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359836898000134>

Halley, P, 2012. Rheology of thermosets: the use of chemorheology to characterise and model thermoset flow behaviour. *Thermosets* [verkkodokumentti] 92-177. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780857090867500043>

Harman, A. B. and Wang, C. H., 2006. Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure. *Composite Structures* [verkkodokumentti], 75 (1), 132–144. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822306001279>.

Hexcel, 2019. HexBond™ Adhesives.

Iredale, R. J., Ward, C. and Hamerton, I., 2017. Modern advances in bismaleimide resin technology: A 21st century perspective on the chemistry of addition polyimides. *Progress in Polymer Science* [verkkodokumentti], 69, 1–21. Saatavissa: <https://www.scopus.com/inward/record.uri?eid=2-s2.0-85008476016&doi=10.1016%2fj.progpolymsci.2016.12.002&partnerID=40&md5=7879f870f5a47c029b2aaff42cf64da0>.

Kivistö, A, 2023. kandi alkua [yksityinen sähköpostiviesti]. Ville Tuura. Lähetetty 20.04.2023 klo. 09.40 (GMT+0200)

Kollár, L. P. and Springer, G. S., 2003. *Mechanics of Composite Structures* [verkkodokumentti]. Cambridge: Cambridge University Press. Saatavissa: <http://pc124152.oulu.fi:8080/login?url=https://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&db=e000xww&AN=120662&site=ehost-live&scope=site>.

Li, H. ; Z. L. ; Q. Y. ; B. X. ; W. D. ; Q. C. ; L. C. ; W. Y., 2021. Surface Treatment of Composites with Bismaleimide Resin-Based Wet Peel Ply for Enhanced Adhesive Bonding Performance. *Polymers 2021*, 13 (3488).

Loctite, n.d. Structural Adhesive Solutions for Composite Repair.

Michel, M. and Ferrier, E., 2020. Effect of curing temperature conditions on glass transition temperature values of epoxy polymer used for wet lay-up applications. *Construction and Building Materials* [verkkodokumentti], 231, 117206. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0950061819326583>.

MIL-HDBK-17-3F, 2002. *COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK*.

Mouritz, A. P., 2012a. *Introduction to aerospace materials*. 1st edition. Cambridge, England ; Philadelphia, Pennsylvania ; New Delhi, India: Woodhead Publishing.

Mouritz, A. P., 2012b. *Introduction to aerospace materials*. 1st edition. Cambridge, England ; Philadelphia, Pennsylvania ; New Delhi, India: Woodhead Publishing.

Moutier, J., Fois, M. and Picard, C., 2009. Characterization of carbon/epoxy materials for structural repair of carbon/BMI structures. *Composites Part B: Engineering* [verkkodokumentti], 40 (1), 1–6. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S135983680800108X>.

Nadine H. Auda, 2015. The Effect of Pre-Bond Moisture on In-Service Composite Bonded Repairs. McGill University, Montreal.

Renegade materials corporation, 2020. RM-3006 BISMALIMIDE (BMI) PASTE ADHESIVE.

Rider, A. N., Baker, A. A., Wang, C. H. and Smith, G., 2011. An Enhanced Vacuum Cure Technique for On-Aircraft Repair of Carbon-Bismaleimide Composites. *Applied Composite Materials* [verkkodokumentti], 18 (3), 231–251. Saatavissa: <https://doi.org/10.1007/s10443-010-9148-9>.

Rider, A. N., Wang, C. H. and Cao, J., 2011. Internal resistance heating for homogeneous curing of adhesively bonded repairs. *International Journal of Adhesion and Adhesives* [verkkodokumentti], 31 (3), 168–176. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0143749611000029>.

R.K. Jena, C. Y. Y., 2016. Development of nanocomposite for rigid riser application: Diallyl bisphenol A modified Bismaleimide / epoxy interpenetrating network and its nanocomposite (NH₂-MWCNT). *Composite science and technology* 124, 2735.

Keller, R., W. O., 2002. Process method to repair bismaleimide (BMI) composite structures.

SHELL, 2022. *Jet A1 KÄYTTÖTURVALLISUUSTIEDOTE*.

Suresh, S., 1998. *Fatigue of materials*. Second edition. Cambridge: Cambridge University Press.

Tavares, S. M. O. and de Castro, P. M. S. T., 2017. An overview of fatigue in aircraft structures. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 40 (10), 1510–1529.

Thunga, M., Lio, W. Y., Akinc, M. and Kessler, M. R., 2011. Adhesive repair of bismaleimide/carbon fiber composites with bisphenol E cyanate ester. *Composites Science and Technology* [verkkodokumentti], 71 (2), 239–245. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0266353810004604>.

Wang, C. and Gunnion, A., 2009. Optimum shapes of scarf repairs. *Composites Part A-applied Science and Manufacturing - COMPOS PART A-APPL SCI MANUF*, 40, 1407–1418.

Wang, C. H. and Duong, C. N., 2016. Chapter 4 - Design of scarf and doubler-scarf joints. *In: Wang, C. H. and Duong, C. N., eds. Bonded Joints and Repairs to Composite Airframe Structures* [verkkodokumentti]. Oxford: Academic Press, 83–112. Saatavissa: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780124171534000049>.

Wang, C., Rider, A., Chang, P., Charon, A. and Baker, A., 2007. *Structural repair techniques for highly-loaded carbon/BMI composites*.

Zhao, L. ; X. X. ; X. W. ; L. H. ; F. H. ; L. C. ; Q. Y. ; B. X. ; W. D. ; Q. C., 2023. Epoxy-Modified Bismaleimide Structural Adhesive Film Toughened Synergistically with PEK-C and Core–Shell Polymers for Bonding CFRP. *Polymers*, 12 (1436).