

Vuistregels ontwerpen met composieten



Kuka KR100 2A robot, geproduceerd uit koolstof composiet

Bronnen

Referentie 1) Micheal C.Y. Niu (1992) *Composite Airframe Structures* Hong Kong: Conmilt Press Limited

Referentie 2) M. F. Eikelboom (2006) *Basispracticum Composietmaterialen* Delft: Inholland
Composietenlab

Website:

http://www2.dupont.com/Kevlar/en_US/products/index.html

<http://www.teijinaramid.com/smartsite.dws?id=20002>

Inhoud

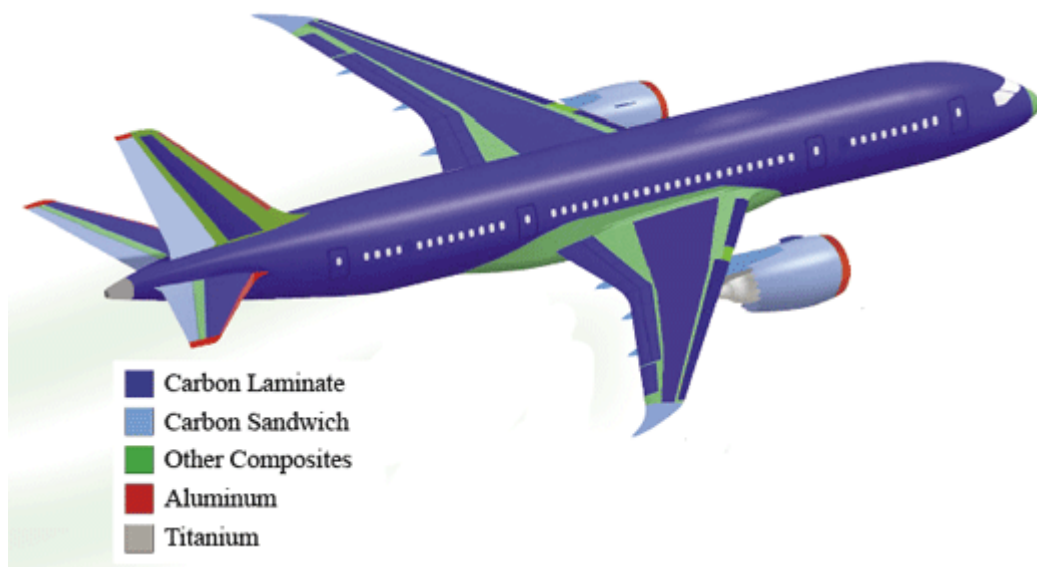
Bronnen.....	2
1 Inleiding.....	4
2 Verschillen tussen metaal (aluminium legeringen) en composieten.....	5
2 Basis gegevens.....	8
2.1 vezels.....	8
2.2 Matrix.....	9
2.3 Sandwich kernmateriaal.....	12
2.4 Deformatie door trek of druk.....	13
3 Vezelvolumepercentage.....	14
3.1 Mengselwet.....	14
4 Ontwerp vuistregels/richtlijnen.....	16
4.1 Algemene vuistregels.....	16
4.2 Radius.....	20
4.3 Verbindingen.....	21
4.3.1 Verschil tussen metalen en composieten.....	21
4.3.2 Verschillende verbindingmethoden.....	22
4.3.3 Mechanisch.....	23
4.3.4 Lijmverbinding.....	24
4.4 Insert.....	26
5 Termenlijst.....	27
Bijlage 1: Eenvoudige laminaattheorie.....	28
Breuksterkte van een lamel.....	29
Berekening van de E-modulus voor een symmetrisch opgebouwd laminaat.....	35

1 Inleiding

Het RAAK project Composites in Mechatronics is door Fontys opgezet ter ondersteuning van MKB bedrijven in de Mechatronica. Het project beoogt het uitbereiden van kennis voor gebruik van lichtgewicht composieten bij het construeren van machineonderdelen, voor het wegnemen van drempels voor innovaties op dit gebied. Het project richt zich met name op het van dynamische machine onderdelen in lichtgewicht composietmaterialen.

Dit document is samengesteld om constructeurs uit de mechatronica industrie met ervaring met metalen een inleiding in ontwerpen met composieten te geven. Het geeft basis info over de belangrijkste verschillen, eigenschappen en voor/nadelen van composieten. Het is niet bedoelt een ontwerphandleiding te schrijven maar een document met basisinformatie en vuistregels.

In onderstaan figuur is een overzicht van de gebruikte materialen in de (nieuwe) Boeing 787 weergegeven. Het bijzondere aan dit vliegtuig is dat het bijna geheel uit composieten gemaakt is. De dragende onderdelen (wingbox (dragende constructie id. vleugels), romp etc) voor meer dan 50% uit composieten bestaat. Tot nu toe werd daar voornamelijk metalen (aluminium, titanium, staal) voor gebruikt. Dit geeft aan dat de rekenmethoden en voorspelbaarheid van composieten nu zo goed zijn, dat de luchtvaartindustrie hier gebruik van mag maken.



Figuur 1 Samenstelling Boeing 787

2 Verschillen tussen metaal (aluminium legeringen) en composieten

Metalen en composieten zijn twee erg verschillende materialen. In dit eerste hoofdstuk zullen enkele hoofdpunten en verschillen besproken worden.

De twee belangrijkste verschillen zijn de samenstelling van het materiaal en de an-isotropie. Compositet betekent letterlijk 'samengesteld'. Het principe is om de eigenschappen van twee materialen samen te voegen tot één beter materiaal. In het geval van vezel versterkte kunststoffen, vezels en een matrix (hars). De vezels zorgen voor de kracht overbrenging en de matrix voor de overbrenging van schuifspanningen.

Metalen zijn isotroop, wat betekent dat ze dezelfde mechanische eigenschappen in alle richtingen hebben. Door de opbouw van composieten zijn deze an-isotroop. Een enkele ply heeft in één richting een zeer hoge sterkte en stijfheid. Maar in de dwars richting slechts een relatief marginale grootheid. Door plies in een zogenaamde 0/45/90/-45 opbouw te leggen, kan quasi-isotroop bereikt worden. Zie ook onderstaand figuur voor een vergelijking.

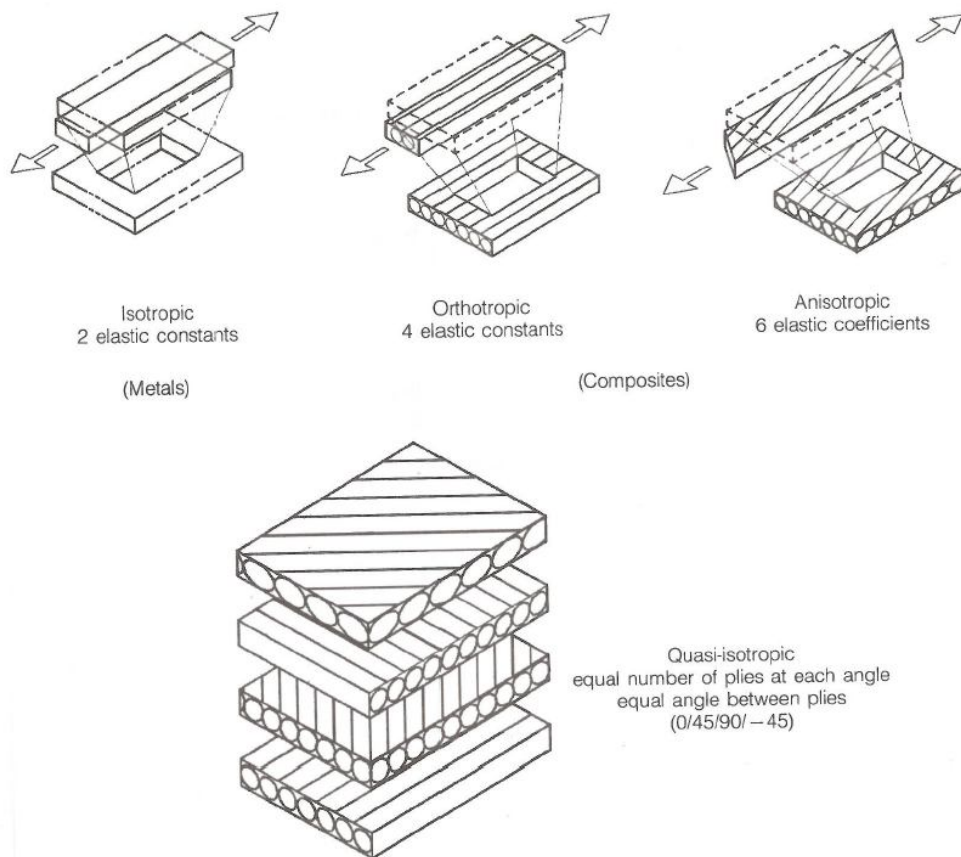
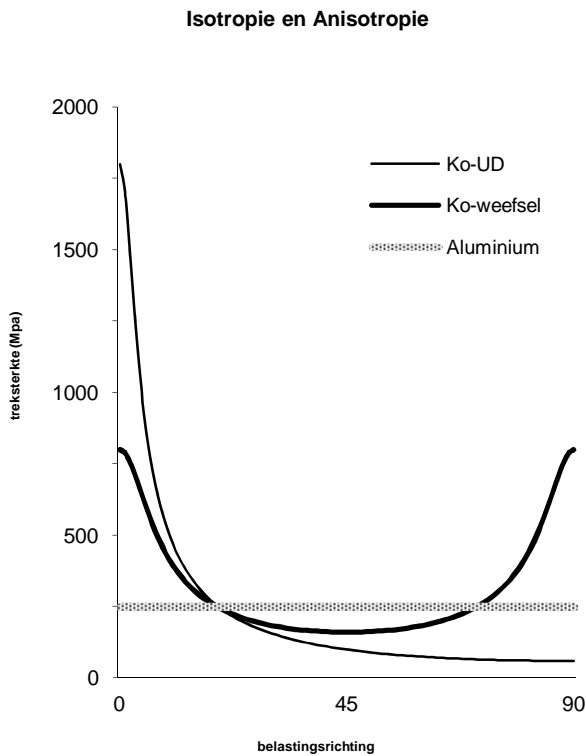


Fig. 1.3.1 Composites VS. Metals Characteristics

Figuur 2 Composieten versus Metalen (ref. 1)

De mechanische eigenschappen van een lamel (pakket plies) zijn dus sterk afhankelijk van de richting waarin deze belast worden. In tegenstelling tot metalen. In onderstaand figuur wordt dit benadrukt.



Figuur 3 Isotropie versus Anisotropie (ref. 2)

In onderstaande opsomming staan enkele verschillen, voor en nadelen van composieten ten opzichte van aluminium gegeven.

Vergelijking

- Eigenschappen zijn niet gelijk in alle richtingen
- Sterkte en stijfheid kan aangepast worden naar gelang van belasting
- Een breder gebied van mechanische eigenschappen (fig 1.3.4 blz 17)
- Relatieve lage sterkte door de dikte (transversale richting)
- Composieten worden in essentie in 2D opgebouwd, in de toekomst ook in 3D
- Grotere gevoeligheid voor omgeving temperatuur en vocht
- Beter bestendig tegen vermoeiing
- Verspreiding van schade door delaminatie (loslating tussen lagen) in plaats van scheuren in de richting van de dikte

Voordelen van composieten

- Lichtgewicht
- Corrosiebestendigheid
- Hoge bestendigheid tegen vermoeiing
- Minder verspanende bewerkingen
- Tapsheid, contouren of organische vormen zijn makkelijker te bereiken
- Vezels kunnen in de richting van belasting of gewenste stijfheid/sterkte gelegd worden
- Minder assemblages en bout/nagel verbindingen nodig in het geval van 'co-cure' of 'co-consolidation'
- Absorptie van radar microgolven
- Thermische uitzetting is te sturen tot nagenoeg 0%

Nadelen van composieten

- Grondstof is duurder dan gangbare metalen
- Minder bekendheid van ontwerp gegevens
- Corrosieproblemen in het geval van verkeerde verbinding technieken gebruikt worden, vooral in het geval van koolstof vezels
- Degradatie van mechanische eigenschappen onder extreme temperaturen en natte condities
- Beperkte energie absorptie en impact bestendigheid
- Ingewikkeldere inspectie methodes
- Defecten kunnen lastig op te sporen zijn

2 Basis gegevens

2.1 vezels

De keuze uit vezels die gebruikt kunnen worden zijn erg groot. De biovezels worden in deze handleiding achterwege gelaten. Beschikbare vezels kunnen in drie categorieën worden opgedeeld worden. Namelijk glas, aramide en koolstof-vezels. Die elk verschillende eigenschappen, voor/nadelen en toepassing gebieden hebben. Elke groep bestaat uiteraard weer uit verschillende soorten vezels. Bijvoorbeeld, glasvezels kunnen weer onderverdeeld worden in E-glas en S-glas.

Koolstofvezels heeft de hoogste specifieke sterkte en stijfheid van deze vezels. Koolstofvezel wordt daarom vaak gebruikt in lichtgewicht constructies onder andere vliegtuigen, ruimtevaart, auto's, zeiljachten etc.

Enkele belangrijke eigenschappen van koolstof is:

- Hoge specifieke sterkte/gewicht
- Goede vermoeiing eigenschappen
- Slechte bestand tegen impact
- Gevoelig voor UV
- Duurder dan aramide en glasvezel
- Stijfheid

Aramidevezels zijn met name geschikt in toepassingen waar veel slijtage, impact of wrijving plaats vind. Bijvoorbeeld in kogelvrije vesten, (fiets)-helmen, wieldeuren in vliegtuigen, brandwerende kleding, maar ook wordt Nomex (aramide variant) veel gebruikt als honigraat.

Enkele belangrijke eigenschappen van aramide is:

- Hoge weerstand tegen impact
- Slechte bestendigheid tegen vermoeiing
- Slecht bestand tegen UV
- Niet met normaal gereedschap te snijden, knippen of zagen vanwege taaiheid
- Relatieve hoge vochtabsorptie van 20%

Glasvezels zijn de goedkoopste optie vezels. Ook heeft glasvezel goede sterkte/stijfheid eigenschappen. Onder andere daarom ook de meest gebruikte vezel in composieten. Glasvezel wordt voornamelijk in algemene toepassingen gebruikt. Er zijn Veel verschillende soorten glasvezels verkrijgbaar. E- en S-glas zijn het meest bekend. S-glas heeft iets betere sterkte en stijfheids eigenschappen, maar is ook duurder.

- Goede algemene eigenschappen en brede toepasbaarheid
- Goedkoop
- Hogere specifieke stijfheid en sterkte dan staal

2.2 Matrix

De matrix heeft als doel om de vezels met elkaar te verbinden, de belasting over de vezels te verspreiden en de vezels te beschermen. De bescherming kan zijn tegen slijtage, krassen maar ook tegen vocht of oxidatie. Matrixen kunnen grof gezegd worden opgedeeld in twee categorieën. Thermoset en thermoplast. Het verschil zit in het proces waardoor de matrix uithard. Een thermoset ondergaat een chemisch verandering in tegenstelling tot een thermoplast die geen chemische reactie heeft. Een thermoplast wordt over het algemeen onder verhitting verwerkt.

In onderstaand overzicht is een vergelijking tussen thermoset en thermoplast matrixsystemen opgenomen.

Thermoset

Eigenschappen

- Ondergaat chemische reactie
- Proces is onomkeerbaar
- Lage viscositeit
- Lange tijd nodig voor uitharding (~2uur)
- Tacky (plakkerige) prepreg

Voordelen

- Relatief lage temperatuur tijdens proces
- Goede impregnatie van vezels
- In complexe vormen te gebruiken
- Lage viscositeit

Nadelen

- Lange procestijd
- Opslag kan alleen onder voorwaarden
- Prepreg moet onder vriespunt opgeslagen worden
- Beperkte impactbestendigheid

Thermoplast

Eigenschappen

- Zonder chemische reactie
- Kan na productie opnieuw gevormd worden
- Hoge viscositeit
- Kortere doorlooptijd mogelijk
- Minder 'tacky' prepreg

Voordelen

- Hogere taaigheid dan thermoset
- Herbruikbaar
- Afgekeurde producten kunnen opnieuw gevormd worden
- Snelle procestijd
- Lange opslagtijd mogelijk
- Hoge weerstand tegen delaminatie

Nadelen

- Hoge temperaturen nodig tijdens productie
- Uitstoot van schadelijke gassen
- Minder ervaringen in gebruik dan met thermoset
- Minder informatie beschikbaar

Over het algemeen worden voor hoogwaardige composieten een epoxy (thermoset) gebruikt. Dit vanwege de goede mechanische eigenschappen, eenvoudige verwerkbaarheid en lage kosten. Epoxy is echter alleen geschikt om bij gemiddelde temperaturen te gebruiken. Gangbaar is -50°C tot 80°C bij een uitharding op een temperatuur van 120°C . Of bij een uitharding op 180°C is epoxy geschikt voor temperaturen tot 120°C .

Epoxy is bruikbaar met vrijwel alle gangbare vezelsoorten als glas, aramide, koolstof of een hybride. Zonder aanpassingen is epoxy over het algemeen bros en slecht bestand tegen impact en na bijvoorbeeld een val van een steen op het laminaat kan deze beschadigd raken. Ook heeft epoxy de neiging om vocht op te nemen. De volgende omgevingseigenschappen hebben een negatieve invloed op epoxy:

- Vocht
- Temperatuur
- UV licht
- Hydraulische vloeistof
- Brandstof
- Schoonmaak middelen

In onderstaand figuur is tenslotte nog een tabel met algemene eigenschappen van een aantal veelgebruikte thermoset matrix systemen opgenomen.

Characteristics	Thermosetting resins				
Property	Polyester	Epoxy	Phenolic	Bismaleimide	Polyimide
Processability	Good	Good	Fair	Good	Fair to difficult
Mechanical properties	Fair	Excellent	Fair	Good	Good
Heat resistance	180°F	200°F	350°F	350°F	500-600°F
Price range	Low — Medium	Low — Medium	Low — Medium	Low — Medium	High
Delamination resistance	Fair	Good	Good	Good	Good
Toughness	Poor	Fair — Good	Poor	Fair	Fair
Remarks	Used in secondary structures, cabin interiors, primarily with fiberglass	Most widely used, best properties for primary structions; principal resin type in current graphite production use	Used in secondary structures, primarily fiberglass good for cabin interiors for low smoke generation	Good structural properties, intermediate temperature resistant alternative to epoxy	Specialty use for high temperature application

Fig. 2.2.1 Comparison of Properties for General Thermoset Matrices

Matrix Type	Tack	Drape	Thermal Stability	Cure Temp	Cure Pressure	Void Content	Cost	Other Problems
Epoxy	Excellent	Excellent	200°F Dry 180°F Wet	350°F (177°C)	100 psi	Low	Low	Low temp Storage High Moisture Pickup Brittle
Toughened Epoxy	Very good	Excellent	180°F Dry 160°F Wet	350°F (177°C)	100 psi	Low	Moderate	Low temp Storage
BMI	Good When heated	Good When heated	350°F to 400°F Dry 300-350°F Wet	350°F Cure 400 — 500°F Post cure	100 psi	Low	Moderate	Microcracks on tempertaure Cycling
Condensation PI	Good	Good	Excellent 500°-600°F	600°-700°F	500 psi or higher	High	Moderate	Complex process cycle Large parts difficult
Acetylene Terminated PI	Poor-boardy	Poor	Very good 500-550°F	500°F Cure 600°F — 650°F post	200 psi	Low	Moderate to high	Small process window
PI (PMR)	Good	Good	400-500°F Higher for brief periods	Complex to 650°F	500 psi	Low to moderate	Moderate	

Fig. 2.2.2 Comparison of Commonly Used Thermoset Matrices

Figuur 4 Algemene eigenschappen van veelgebruikte thermoset matrix systemen (ref. 1)

2.3 Sandwich kernmateriaal

In lichtgewicht composiet constructies komen vaak dunwandige producten voor. Het is vaak een probleem om dunwandige constructies stabiel te houden onder verschillende belastingen. Voornamelijk bij druk en buiging gaat dit meestal niet uitsluitend goed. Traditioneel werd bij deze problemen verstijvers aan een dunne wand (huid) toegevoegd, maar dit verhelpt het probleem vaak maar matig. Door een kern tussen twee dunne composiet huiden toe te voegen, kan een beter stabiliserend effect verkregen worden. Bij dezelfde wanddiktes is met toevoeging van een kernmateriaal een grotere belastbaarheid onder druk of buiging mogelijk. Zoals bijvoorbeeld ook bij een I profiel het geval is. Er zijn veel verschillende mogelijkheden voor kernmateriaal. Uiteraard heeft ieder type voor- en nadelen. In onderstaand overzicht staan drie hoofd categorieën opgesomd met de belangrijkste eigenschappen.

Natuurproduct (hout, kurk)

Hout en kurk worden over het algemeen niet gebruikt in hoogwaardige constructies. Met name houtrot en inconsistentie in de productie van het materiaal spelen hier een grote rol. Voordeel van deze materialen is dat ze er goedkoop zijn.

Eigenschappen

- Goedkoop
- Gevoelig voor vocht (rot)
- Relatief zwaar

Schuim

De synthetische schuimkernmaterialen zijn in vele verschillende soorten te krijgen. Omdat het te ver gaat alle verschillende materialen op te noemen wordt van algemene eigenschappen van schuim uitgegaan.

Schuim is het meest geschikt in diktes tot 6,5mm. Omdat het specifieke gewicht van schuim vele malen groter is dan honingraat is 6,5mm ongeveer de grens waarna het heel veel gewicht gaat besparen om honingraat te gebruiken.

Eigenschappen

- Betaalbaar
- Redelijk specifiek gewicht (~2.5 kg/m³)
- Hoge sterkte in compressie, transversaal en afschuiving
- Doorlopende ondersteuning van huiden
- Weerstand tegen binnendringen van vocht (indien juiste materiaal gekozen wordt)

Honingraat

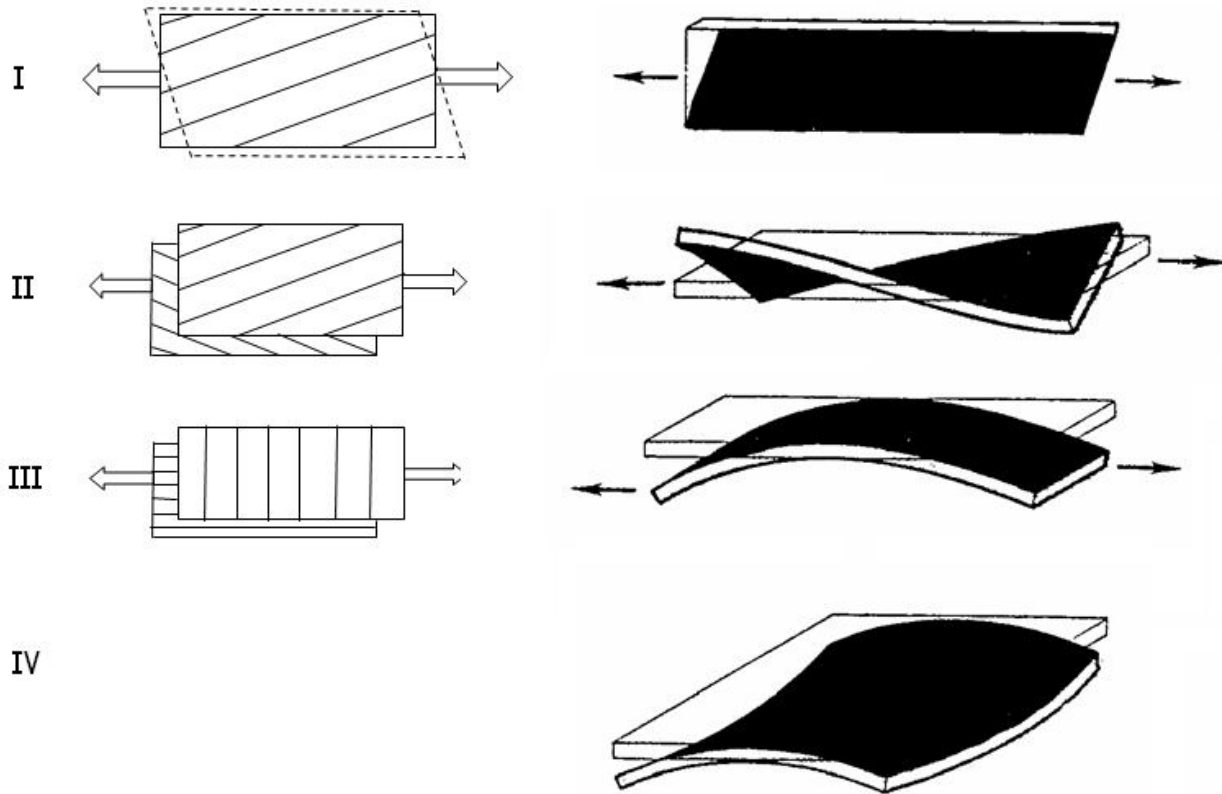
Doordat een honingraat voornamelijk uit cellen is opgebouwd, heeft dit materiaal een zeer laag specifiek gewicht. Een honingraat kan van verschillende materialen gemaakt zijn bijvoorbeeld, aluminium, glasvezel, papier, aramide of koolstof. In principe uit elk materiaal wat dunwandig is. De meest gebruikte materialen zijn echter papier en aluminium. De cellen kunnen verschillende vormen hebben, meestal een zogenaamde 'hexagonale' vorm. Maar ook andere vormen worden gebruikt vanwege een beter vormbaarheid of betere weerstand tegen schuifspanning.

Eigenschappen

- Hoge specifieke sterkte
- Laag specifiek gewicht ~0.63 kg/m³
- Makkelijk vormbaar
- Goede weerstand tegen beschadigingen onder normaal gebruik
- Goede thermische isolator

2.4 Deformatie door trek of druk

Eerder is al gesproken over het belang van een symmetrische opbouw van een laminaat. Mocht dat niet gedaan worden, zal een laminaat onder trek of druk krom trekken. In welke vorm is afhankelijk van de specifieke opbouw. In onderstaand figuur staan een aantal voorbeelden.



Figuur 5 Deformatie niet symmetrische laminaat (ref. 2)

In figuren I, II & III staan deformatie ten gevolge van trek krachten afgebeeld. In de linker kolom staat de laminaat opbouw afgebeeld, in de rechter kolom de deformatie. Figuur IV is een zadel deformatie ten gevolge van temperatuur.

Deze deformatie kunnen eenvoudig voorkomen worden door een symmetrische laminaat opbouw te gebruiken.

3 Vezelvolumeprocentage

Het vezelvolume percentage geeft de verhouding tussen vezels en matrix in een laminaat aan. Hoe meer vezels er naar verhouding ten opzichte van de matrix in een laminaat zit, des te sterker/stijver het laminaat zal zijn. Met de kanttekening dat een te hoog vezelvolume percentage problemen met de verbinding tussen de vezels geeft (75%+). Een product met een hoger vezelvolume percentage is dus sterker/stijver dan een product met een lager percentage. Of lichter omdat er minder materiaal nodig is.

Hoe hoog het percentage daadwerkelijk is hangt met name van de gebruikte productie methode af. Een hand-layup geeft een slechter resultaat dan prepreg-autoclaaf productie. In onderstaande tabel staan percentages aangegeven die normaal gesproken gangbaar zijn voor de betreffende productiemethoden.

Methode	Vf (%)
Hand layup	40
Vacuüm inject	50
Autoclaaf (prepreg)	60

3.1 Mengselwet

Met de mengselwet kan eenvoudig de E-Modulus en treksterkte van een UD-lamel in de 1 (0°) en 2 (90°) richting bepaald worden. Afhankelijk van het vezelvolume percentage.

$$E_1 = E_f V_f + E_m (1 - V_f)$$

$$E_2 = \frac{1}{\frac{E_f}{V_f} + \frac{1 - V_f}{E_m}}$$

$$\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f)$$

Waarin:

E_1 = E-Modules van de lamel in 1-richting

E_f = E-Modules van de vezel

E_m = E-Modules van de matrix

σ_1 = Breukspanning van de lamel in 1-richting

σ_f = Breukspanning van de vezel

σ_m = Spanning in matrix als σ_f maximaal is

V_f = Vezel volume fractie ($0 < V_f < 1$)

Dit kan het beste worden toegelicht met een rekenvoorbeeld.

Bijvoorbeeld, een UD lamel met de volgende eigenschappen:

T300J vezel:	E_f	230 GPa
Hexcel 6376:	E_m	3600 MPa

Daaruit blijkt de volgende E-Modules bij verschillende V_f fracties

V_f	E_1
0.25	60 GPa
0.4	94 GPa
0.55	128 GPa

Hieruit blijkt dus duidelijk dat door alleen het productieproces te veranderen, een grote verbetering in de materiaal eigenschappen haalbaar zijn.

4 Ontwerp vuistregels/richtlijnen

4.1 Algemene vuistregels

In onderstaande opsomming worden een aantal vuistregels gegeven waarmee bij het ontwerpen van composieten constructies rekening gehouden moet worden. Of om gebieden aan te geven die extra aandacht vereisen voor tijdens het ontwerp proces.

1. Regel 1 is om een laminaat altijd symmetrisch op te bouwen. Indien dit niet gebeurt kan het laminaat krom trekken onder belasting.
 - a. Dit kan ook gewenst zijn uiteraard. Bijvoorbeeld een vleugel of windmolenwiek die onder kritische hoge belasting naar een minder grote invalshoek twist.
2. Symmetrie moet ook behouden worden in het geval van co-curen of op elkaar verlijmen van delen in een assemblage.
3. De eerste laag bij een lijmverbinding moet een vezeloriëntatie van 0° of $\pm 45^\circ$ zijn. Vezels in 90° ten opzichte van de belasting hebben nagenoeg geen toevoeging aan de sterkte.
4. Op elkaar liggen lamellen moeten in vezeloriëntatie zover mogelijke nooit meer dan 60° van elkaar afwijken. De kans op microcracks is dan veel groter.
Deze regel geldt alleen op laminaten met minder dan 16 lamellen
5. Ontwijk zoveel mogelijk gebieden met spanningsconcentraties in verband met mogelijke delaminatie problemen. Zie ook onderstaand figuur.

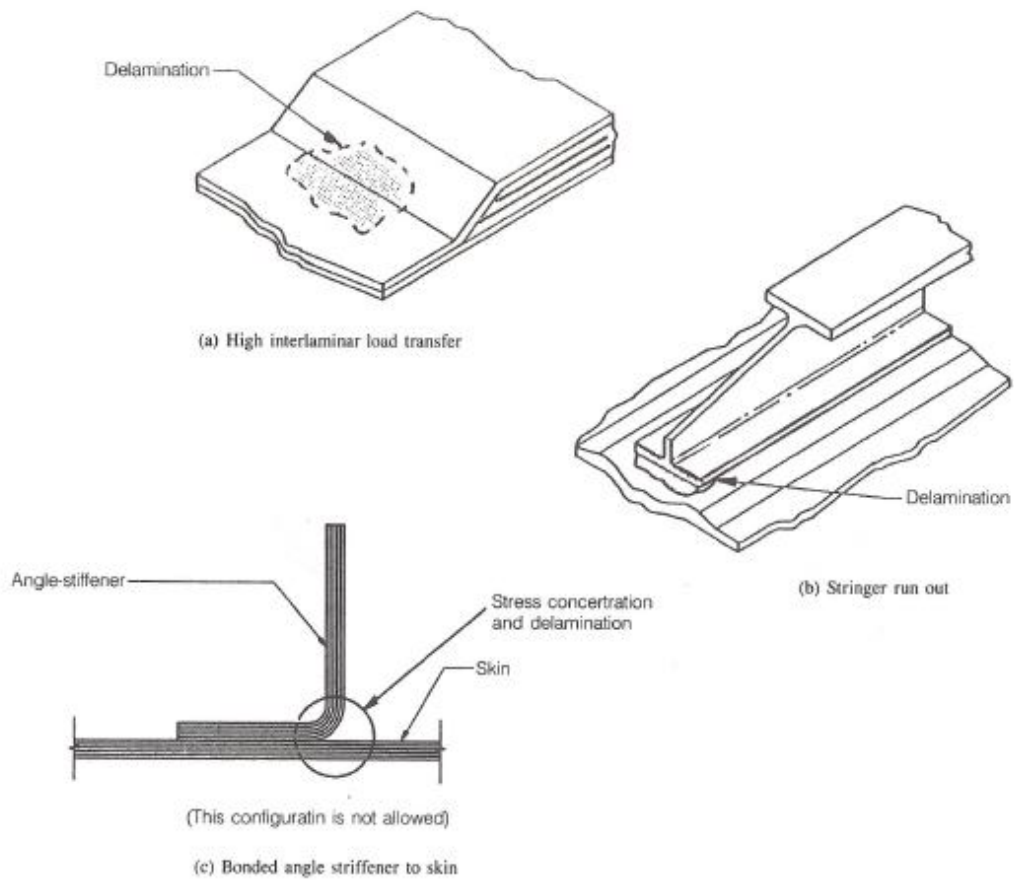


Fig. 7.5.5 Potential Delamination Critical Locations

Figuur 6 Delaminatie problemen tgv spanningsconcentraties (ref 1)

6. Op delaminatie gevoelige gebieden moet extra aandacht gegeven worden naar de laminaat opbouw. Zie onderstaand figuur.

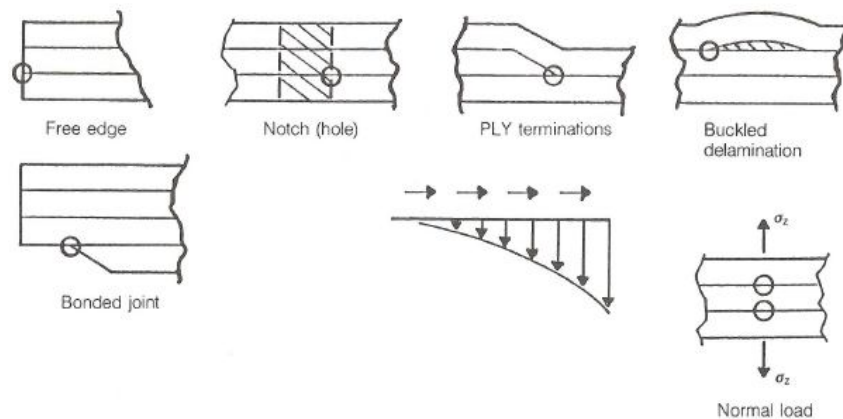


Fig. 7.5.6 Delamination Initiation Locations

Figuur 7 Typische potentiële delaminatie gebieden (ref. 1)

7. Samen gelijmde constructies (zoals een ligger op huidplaat) zijn gevoelig voor doorscheuren naar de naastliggende onderdeel. Zie ook onderstaand figuur.

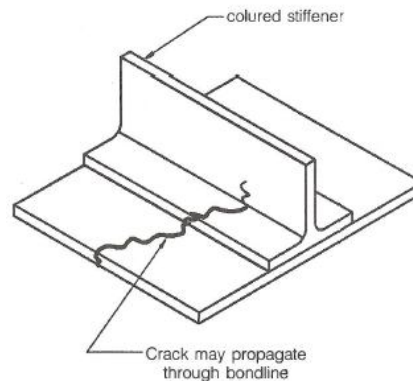


Fig. 7.5.7 Crack Propagation at Bondlines

Figuur 8 Doorscheurprobleem gebieden (ref 1)

8. Indien mogelijk, vermijd het groeperen van 90° lamellen, scheid deze door 45° of 0° toe te voegen (0° is de richting van belasting).
9. Buitenste lagen kunnen het beste een continue ±45° laag zijn in plaats van 0° of 90°.
10. Hybride laminaten kunnen problemen geven met thermische expansie
11. Op de locatie van mechanische verbindingen (bout, nagels etc), zorg voor minstens 40% ±45° lamellen ivm 'bearing strength' (bearing strength is de druk op het laminaat in de laterale richting geïntroduceerd door een bout)
12. Locale verdikking op locatie van mechanische verbindingen verbeterd ook de 'bearing strength'
13. Locale verdikkingen moeten altijd taps oplopen met een helling minder dan 10°. Ter voorkoming van delaminatie vermoeiing.
14. Honingraat cellen moeten klein genoeg om indeuking van de huiden onder druk tijdens uitharding onder vacuüm te voorkomen.
15. Aluminium honingraat in combinatie met koolstof is niet aangeraden in verband met potentiële galvanische corrosie
 - a. Indien een aluminium honingraat vereist is door sterkte eisen, dan moet het geïsoleerd worden van de koolstof huiden
16. Effecten van Poison's ratio kan vermindert worden door ontwerp aan te passen. De definitie van Poison's ration wordt in onderstaande formule

$$v = -\frac{\epsilon_{yy}}{\epsilon_{xx}}$$

Waarbij:

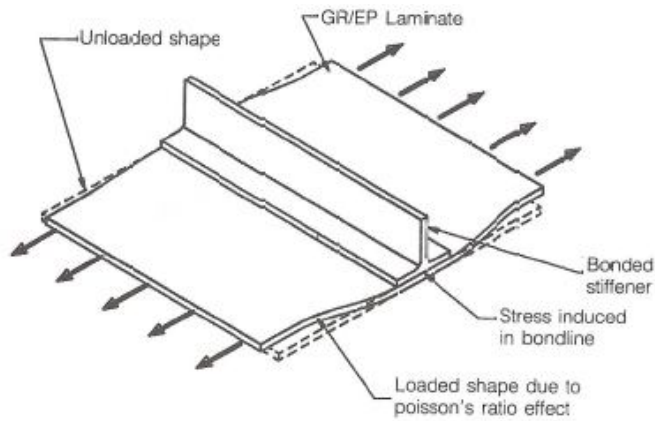
v = Poison's ratio

ϵ_{yy} = Rek in y richting (loodrecht op de belasting)

ϵ_{xx} = Rek in x richting (evenwijdig aan de belasting)

De effecten kunnen vermindert worden door:

- a. 90° lagen aanbrenge
- b. Percentage 0° lagen verminderen
- c. Reductie van Poison's ratio is belangrijk bij verlijmde delen (zie ook onderstaand figuur)



(a) Stress Induced in Bondline

Fig. 7.5.9 Poisson's Ratio Effect
 Figuur 9 Poisson ratio effect (ref 1)

17. De constructie bij een rand van sandwich paneel mag niet te stijf zijn om loslating van de lijmverbinding te voorkomen. Zie ook onderstaand figuur.

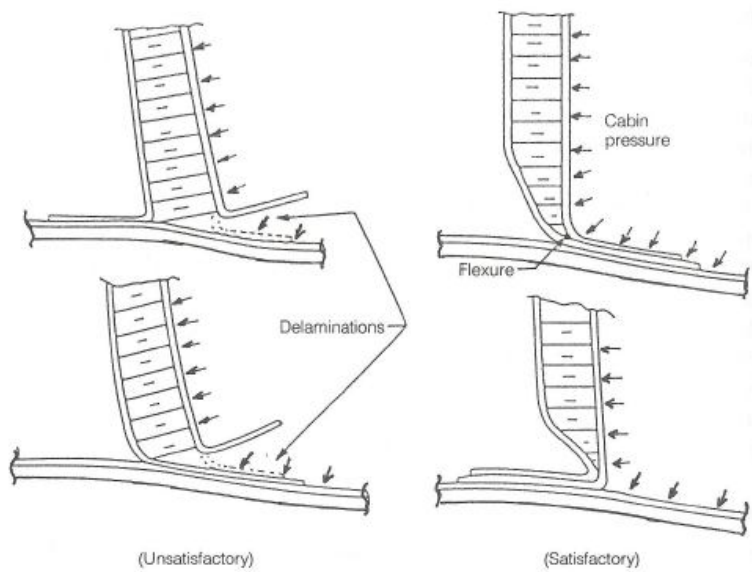
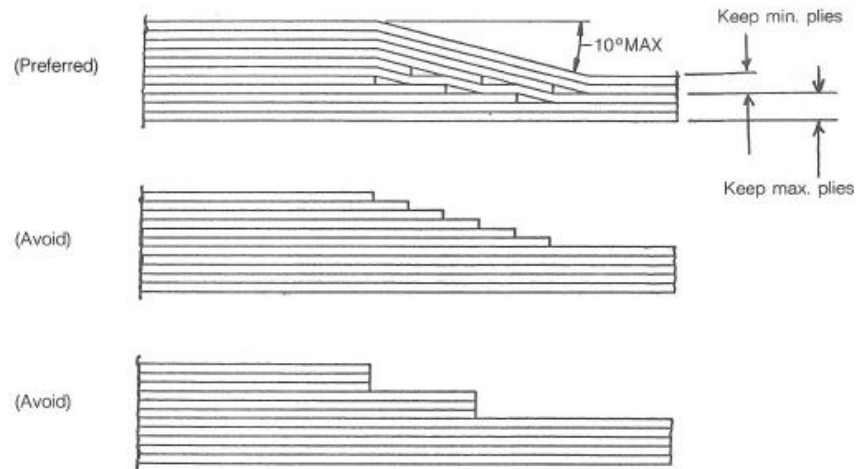


Fig. 7.5.11 Honeycomb Bulkhead Edge Supports
 Figuur 10 Loslating 'edge support' (ref 1)

18. Dikte verandering in laminaat is altijd een probleemgebied. Pas verandering toe zoals in onderstaand figuur is aangegeven om delaminatie of spanning concentraties te voorkomen.



Figuur 11 Dikteverandering in laminaatopbouw (ref. 1)

4.2 Radius

Bij het toepassen van een radius in een composiet product moet met een aantal voorwaarden rekening gehouden worden. Indien de radius te klein gekozen wordt, kunnen er verschillende complicaties ontstaan. Bijvoorbeeld lagen die niet goed op elkaar aansluiten of breken. In onderstaand figuur staat dit nogmaals toegelicht en veelkomende probleemgebieden bij radiussen.

Als veilige minimum radius kan 5cm aangehouden worden.

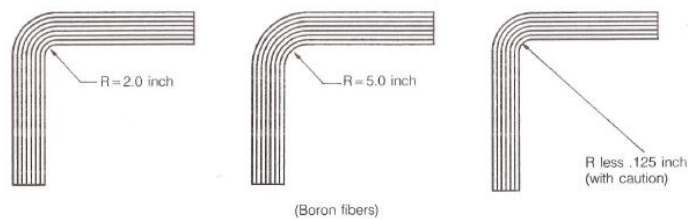


Fig. 4.2.10 Minimum Bend Radii

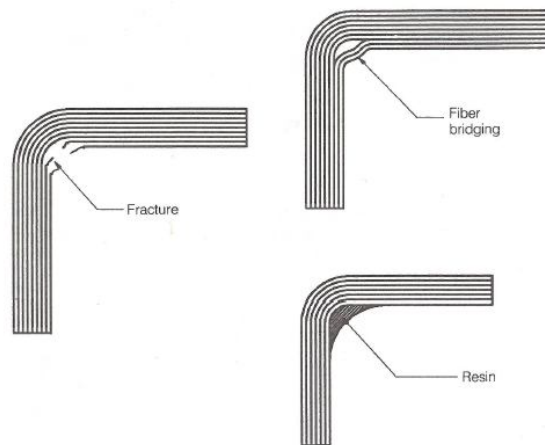


Fig. 4.2.11 Bend Radius Problem Areas

Figuur 12 Radius (ref 1)

4.3 Verbindingen

4.3.1 Verschil tussen metalen en composieten

Het grote verschil tussen mechanische verbindingen in metalen en composieten constructies zit in de plastische vormbaarheid van beide materialen. Aluminium bijvoorbeeld is vergevingsgezind in opzicht van kleine afwijking in de plaatsing van nagels of bouten. Omdat het materiaal zich als het ware zet onder belasting. Compositiet is veel stijver en krijgt dan last van veel spanning verschillen tussen de verschillende verbindingen. Dit is ook met name het geval wanneer verschillende rijen nagels echter elkaar toegepast worden. Dit wordt in onderstaand figuur verduidelijkt.

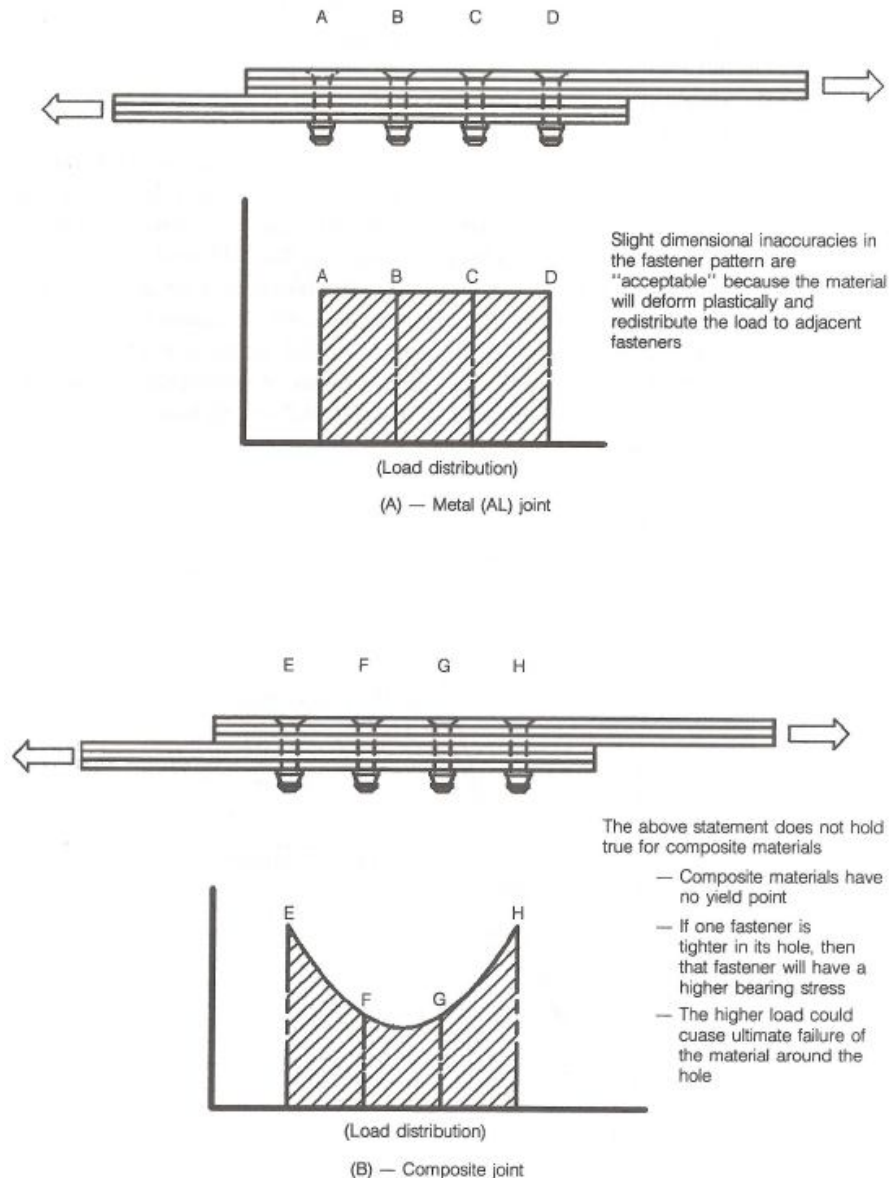


Fig. 5.1.3 Comparison Between Metal and Composite Joints

Figuur 13 Metaal vs Composieten bout-verbinding (ref 1)

4.3.2 Verschillende verbindingmethoden

Uiteraard zijn er meer mogelijkheden om twee verschillende componenten met elkaar te verbinden. Bijvoorbeeld lijmen, tijdens de productie al de delen samen uit te laten harden (co-curing) of lassen van thermoplast composieten. In onderstaande tabel staat een vergelijking tussen de meest gebruikte mogelijkheden.

Method		Anticipated Benefits	Limitations
Mechanical fastening		<ul style="list-style-type: none"> • Mature Technology • Baseline for cost data • Could supplement weld/bond assembly methods 	<ul style="list-style-type: none"> • Low risk • Increased weight • Labor Intensive • Requires secondary seal • Shimming fit-up stress
Adhesive bonding		<ul style="list-style-type: none"> • Reduced fastener count/weight 	<ul style="list-style-type: none"> • Moderate risk • Cure cycle required • Tooling
Thermoplastic Welding	• Resistance	<ul style="list-style-type: none"> • Can be automated process • Continuous weld • Reduced fastener count/weight 	<ul style="list-style-type: none"> • Moderate risk • Requires 2 side access
	• Ultrasonic	<ul style="list-style-type: none"> • Can be automated process • Possible continuous weld • Reduced fastener count/weight 	<ul style="list-style-type: none"> • Moderate risk • Requires 2 side access
	• Induction	<ul style="list-style-type: none"> • Requires 1 side access • Can be automated process • Continuous weld • Reduced fastener count/weight 	<ul style="list-style-type: none"> • Moderate — high risk • Requires magnetic susceptor mat¹
Cocuring		<ul style="list-style-type: none"> • Total homogeneous weld joint • Probable elimination of seal 	<ul style="list-style-type: none"> • Low risk • Part size/shape limited

Fig. 5.1.1 Comparison of Joining Methods

Figuur 14 Vergelijking verbinding methoden (ref 1)

4.3.3 Mechanisch

Bij het verbinden doormiddel van nagels of bouten, moet met enkele zaken rekening gehouden worden. Zoals eerder aangegeven is regel 1 om (indien mogelijk) nooit meer dan twee rijen bevestigingen te gebruiken. Wordt dit toch gedaan, dan nemen de buitenste rijen de meeste belasting op en de middelste veel minder. Mocht hier toch voor gekozen worden, wordt aangeraden om uitvoerige analyse op belasting distributie of testen te doen.

Mechanische verbindingen hebben 6 zogenaamde bezwijkings methodes. Deze staan in onderstaand figuur uitgebeeld.

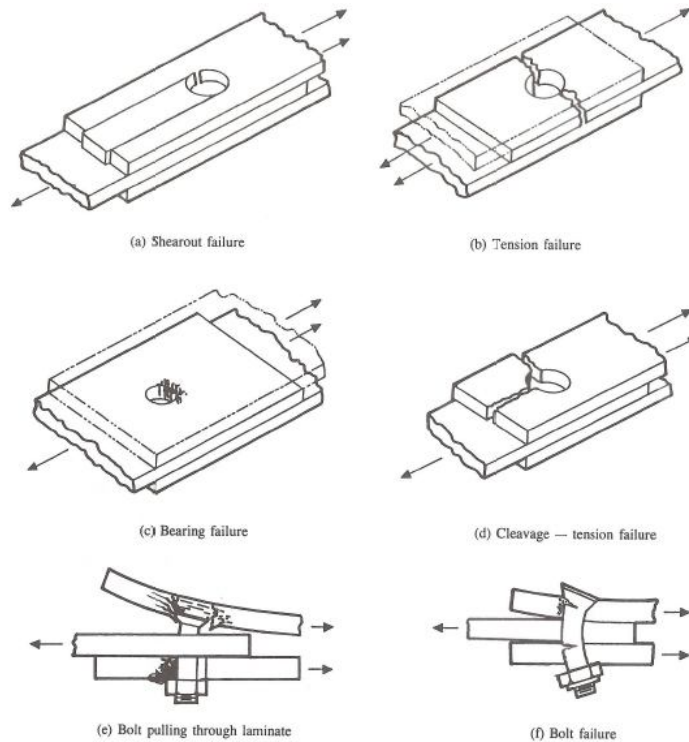


Fig. 5.2.1 Failure Modes of Advanced Composite Mechanical Joints.

Figuur 15 Bezwijkings methoden mechanische verbindingen (ref 1)

De belangrijkste failure modes kunnen berekend worden met de volgende formules:

(a) Shear out toelaatbaar

$$P^s = 2[(e/d) - 0.5] \cdot d \cdot t \cdot F^s$$

(b) Net tension toelaatbaar

$$P^t = 2[(s/d) - 0.5] \cdot d \cdot t \cdot F^t$$

(c) Bearing toelaatbaar

$$P^{br} = d \cdot t \cdot F^{br}$$

Waar:

0.5 inch

F^{br} Design bearing allowable

F^s Design shear out allowable

F^t Design net tension allowable

d diameter bout

t laminaat dikte

e afstand to rand laminaat (in richting van belasting)

s afstand to rand laminaat (in richting haaks op belasting)

4.3.4 Lijmverbinding

Het verlijmen van panelen of componenten is een veel gebruikte manier van verbinden voor composieten. Er zijn verschillende voordelen voor het verlijmen van componenten ten opzichte van mechanische verbindingen. Enkele voordelen zijn:

- De lijm verbind niet alleen, maar dicht ook af
- Geen last van corrosie
- Weegt minder dan mechanische verbinding
- Geen extra machinale bewerking
- Distribueert belasting over groot gebied
- Kan tijdens productie proces al delen verlijmen (co-curing)

Lijmen heeft echter ook enkele nadelen:

- Oppervlaktes moeten behandeld worden (ontvetten, schuren)
- Kwaliteit controle is lastig

In onderstaand figuur staan enkele mogelijke verbindingen afgebeeld op volgorde van slechtste verbinding naar de beste.

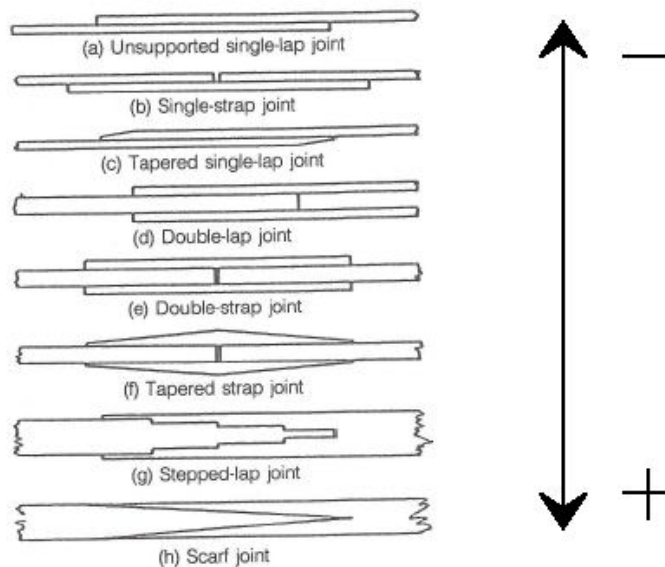


Fig. 5.3.1 Types of Bonded Joints

Figuur 16 Vergelijking lijm-verbindingen (ref 1)

De functie van een lijmverbinding is het overbrengen van de belasting door afschuiving. Enkele typen verbindingen, zoals a, b & c op bovenstaand figuur, worden daarnaast door eigenschappen van het ontwerp blootgesteld aan peel belasting. Waardoor delaminatie of vezelbreuk op kan treden. Het is aangeraden om, indien mogelijke één van overige verbindingen te gebruiken. Het peel effect is afgebeeld in onderstaand figuur.

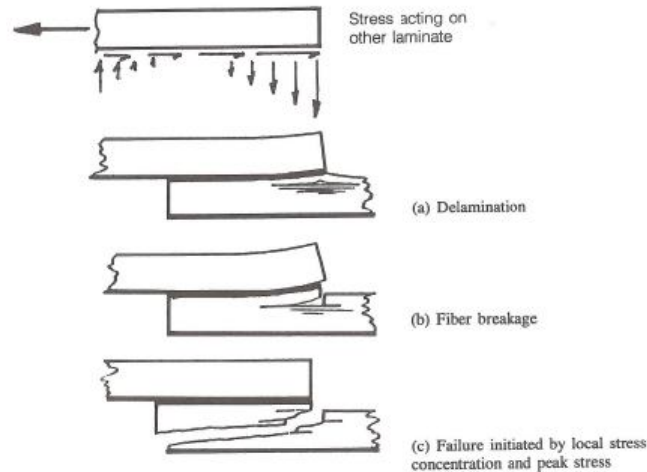


Fig. 5.3.4 Peel Stress Failure of Thick Composite Joints

Figuur 17 Peel effect lijmverbinding (ref 1)

Als vuistregel mag gesteld worden dat de lengte van overlap als volgt is:

80t voor single lap shear

30t voor double lap shear

1/50 helling voor scarf joint (zie ook figuur 17 (5.3.1 h))

Voor het verlijmen van composiet delen gelden ook de volgende richtlijnen

1. Gebruik geen 90° (ten opzichte van belasting) laag als buitenste laag in een laminaat, deze kan immers geen belasting opnemen
2. Verminder excentriciteit om het peel effect te voorkomen
3. Oppervlakte behandeling is zeer belangrijk om kwalitatief goede verbinding te krijgen
4. Lijmfilm is aangeraden om controle tijdens het productie proces en herhaalde kwaliteit te waarborgen
5. Het evenredig verdelen van lijm kan lastig zijn, ook moet de druk evenredig over de verbinding verdeeld worden

4.4 Insert

De insert dient om belastingen over te brengen op sandwichpanelen. Een sandwichpaneel is meestal opzichzelfstaand niet in staat om een geconcentreerde belasting op te nemen. Daarom is het nodig om een insert toe te voegen die de belasting op beide huden en kern over kan brengen.

Een vuistregel die de maximale belasting die een insert op kan nemen te berekenen is:

$$P = \frac{\tau}{At}$$

Waar:

P = toelaatbare belasting insert

τ = Schuifspanning toelaatbaar materiaal

A = Geprojecteerde oppervlak insert

t = Wanddikte huid

5 Termenlijst

- Autoclaaf
Over het algemeen is een autoclaaf een druk-oven. In de autoclaaf worden producten die in vacuümfolie ingepakt zijn, verder onder druk gezet en in de over uitgehard. Hierdoor is een hoger vezel-volume percentage haalbaar.
- Bearing strength
Druk op de constructie geïntroduceerd door een bout in de laterale richting
- Co-consolidation
Bij co-consolidation wordt tijdens het productie proces bijvoorbeeld al aanhechtingspunten als een insert in het product verwerkt zodat na uitharding de insert in het product verwerkt is.
- Co-cure
Bij Co-curing worden verschillende onderdelen van een product samen uitgehard zodat deze later niet mee samen gelijmd hoeven te worden.
- Delaminatie
Loslating van verschillende lagen in een product.
- Wingbox
Dragende constructieve in de vleugels van een vliegtuig
- Isotroop / an-isotroop
Gelijk / on-gelijke materiaaleigenschappen in verschillende richtingen van het materiaal
- Lamel
Een lamel is een pakket composiet lagen van een product
- Matrix
De matrix is een term die vaak gebruikt wordt om de hars aan te duiden.
- Plies
Lagen composiet materiaal
- Poison's ratio
Materiaal constante die beschrijft hoe materiaal reageert op trek of druk belasting, namelijk welke rek er loodrecht op de belasting ontstaat.
- Prepreg
Bij prepref is het matrix systeem al in de vezel verwerkt. Er is dus precies genoeg hars per laag aanwezig om tot een optimale vezelvolume verhouding te komen.
- Tacky
Tacky is een term die vaak gebruikt wordt voor materiaal wat plakkerig of stroperig is.

6 Symbolenlijst

Voor de overzichtelijkheid zijn de gebruikte symbolen gegroepeerd per berekening.

Berekening E-modulus aan de hand van de mengselwet

E_1 = E-Modules van de lamel in 1-richting

E_f = E-Modules van de vezel

E_m = E-Modules van de matrix

σ_1 = Breukspanning van de lamel in 1-richting

σ_f = Breukspanning van de vezel

σ_m = Spanning in matrix als σ_f maximaal is

V_f = Vezel volume fractie ($0 < V_f < 1$)

Berekening van Poison's ratio

ν = Poison's ratio

ε_{yy} = Rek in y richting (loodrecht op de belasting)

ε_{xx} = Rek in x richting (evenwijdig aan de belasting)

Berekening van toelaatbare belasting mechanische verbinding

F^{br} = Design bearing allowable

F^s = Design shear out allowable

F^t = Design net tension allowable

D = diameter bout

t = laminaat dikte

e = afstand to rand laminaat (in richting van belasting)

s = afstand to rand laminaat (in richting haaks op belasting)

Berekening van toelaatbare belasting insert

P = toelaatbare belasting insert

τ = Schuifspanning toelaatbaar materiaal

A = Geprojecteerde oppervlak insert

t = Wanddikte huid

Bijlage 1a: Eenvoudige laminaat theorie

Breuksterkte van een lamel

In de bijlage 1b zijn tabellen opgenomen met de materiaaleigenschappen van diverse composieten. Let wel dat het hier gaat om eigenschappen van één enkele (uitgeharde) lamel.

In de tabellen staan de materiaaleigenschappen gegeven in de 1 (0°) en 2 (90°) richting. De in de tabellen gegeven spanningen zijn theoretische breukspanningen (ultimate stress). Wordt een lamel of een groep identieke lamellen met dezelfde orientatie in de 1 of 2 richting belast, dan is dus direct uit de tabellen af te lezen wat de sterkte is van dat materiaal.

Voor één lamel bestaan er vijf bezwijkvormen:

Vezelbreuk op trek (σ_1 maximaal op trek)

Vezelbreuk op druk (σ_1 maximaal op druk)

Matrixbreuk op trek (σ_2 maximaal op trek)

Matrixbreuk op druk (σ_2 maximaal op druk)

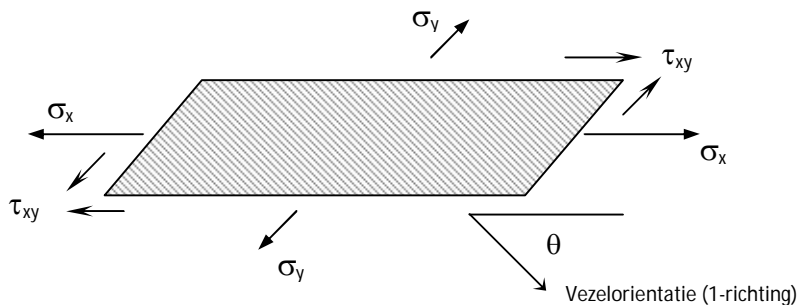
Afschuiven van de matrix (τ_{12} maximaal)

Deze bezwijkvormen gelden in het vlak van de lamel.

Let op: *Een wefselflamel bezwijkt op vezelbreuk als σ_2 maximaal wordt (op trek en druk)*

Als de lamel belast wordt onder een andere orientatie dan 0° of 90° dan zal de breuksterkte berekend moeten worden.

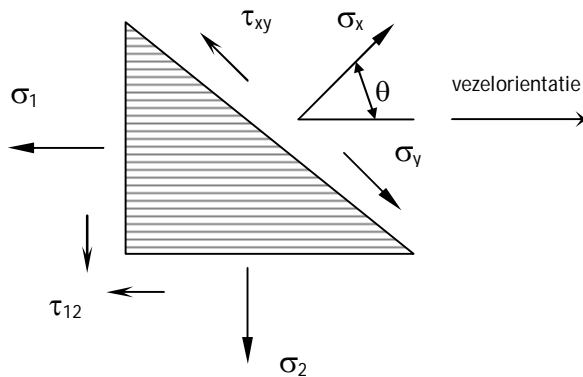
Op een lamel worden spanningen aangebracht in het vlak van de lamel:



Figuur 4: lamel met vezelorientatie θ met aangebrachte spanningen

Het x-y assenstelsel maakt een hoek θ met het 1-2 assenstelsel van de lamel. De aangebrachte randspanningen hebben resultantes in de materiaalhoofdrichtingen. Voor een klein elementje uit de

lamel geldt het volgende spanningsoverzicht:



Figuur 5: spanningen op een klein elementje uit een lamel

De spanningen σ_1 , σ_2 en τ_{12} worden de materiaal hoofdspansingen genoemd.

Voor een elementje in evenwicht geldt het volgende verband tussen materiaal hoofdspansingen en spanningen met xy-assenstelsel, waarbij θ de hoek is tussen de 1-as (materiaal hoofdrichting) en de x-as:

$$\begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix}$$

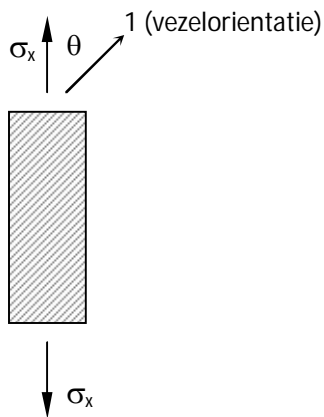
Met bovenstaande vergelijkingen kunnen de materiaalhoofdspansingen worden berekend bij gegeven randspanningen.

Als de sterkte van een lamel met vezelorientatie θ in één richting dient te worden berekend (of voor één aangebrachte randspanning σ_x) dan geldt: $\sigma_y = \tau_{xy} = 0$. Dit is bijvoorbeeld het geval bij de trek- of drukproef:

Bovenstaande vergelijkingen kunnen nu worden geschreven als:

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \cos^2 \theta \cdot \sigma_x \\ \sigma_2 &= \sin^2 \theta \cdot \sigma_x \\ \tau_{12} &= -\sin \theta \cos \theta \cdot \sigma_x \end{aligned}$$

Voor $\theta \neq 0^\circ$ of 90° zijn alle spanningen in materiaal hoofdrichtingen dus ook $\neq 0$ als $\sigma_x \neq 0$



Figuur 6: belasting bij de trekproef

Als we σ_x in de vergelijkingen naar voren halen krijgen we:

$$\sigma_x = \frac{\sigma_1}{\cos^2 \theta}$$

$$\sigma_x = \frac{\sigma_2}{\sin^2 \theta}$$

$$\sigma_x = \left| \frac{\tau_{12}}{-\sin \theta \cos \theta} \right|$$

Bij toenemende σ_x zal één van de materiaalhoofdspanningen het eerst maximaal worden. Dit bepaalt de breuksterkte van de lamel. Tevens volgt hieruit hoe de lamel bezwijkt (bijv. vezelbreuk, matrixbreuk) Dit wordt ook wel het *Maximum Spannings Criterium* genoemd.

De sterkte van de lamel kan worden berekend door in bovenstaande vergelijkingen de maximaal toelaatbare materiaalhoofdspanningen in te vullen en vervolgens te kijken welke de laagste σ_x oplevert.

Voorbeeld:

We hebben een UD lamel koolstof-epoxy met de volgende materiaaleigenschappen:

$$\sigma_1 = 2000 \text{ MPa}, \sigma_2 = 60 \text{ MPa} \text{ en } \tau_{12} = 80 \text{ MPa}$$

We berekenen de treksterkte van de lamel als de vezels een hoek van 30° maken met de belastingsrichting.

Invullen in bovenstaande vergelijkingen levert op:

$$\sigma_{1,\max \text{ imaal}} \text{ als : } \sigma_x \geq \frac{2000}{(\cos 30)^2} = 2667 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{2,\max \text{ imaal}} \text{ als : } \sigma_x \geq \frac{60}{(\sin 30)^2} = 240 \text{ MPa}$$

$$\tau_{12,\max \text{ imaal}} \text{ als : } \sigma_x \geq \frac{80}{(\sin 30 \cdot \cos 30)} = 185 \text{ MPa}$$

Het lamel bezwijkt bij de laagste waarde voor σ_x . De maximaal toelaatbare σ_x is dus 185 MPa. Bij deze aangebrachte spanning wordt de materiaal hoofdspanning τ_{12} het eerst maximaal. Dit betekent dus dat de lamel bezwijkt op afschuiving.

Breuksterkte van symmetrische laminaten

De berekening van de breuksterkte van laminaten die zijn opgebouwd uit lamellen met verschillende vezelorientaties of verschillende materiaalsoorten is veel complexer dan de berekening van de sterkte van slechts één lamel. In onderstaande theorie zal worden uitgegaan van symmetrisch opgebouwde laminaten aangezien voor niet symmetrische laminaten het nog weer een stuk ingewikkelder wordt.

De berekening van een laminaatsterkte is niet simpelweg een middeling van de afzonderlijke breukspanningen van de verschillende lamellen aangezien verschillende lamellen ook verschillende breukrekken hebben. De lamel met de laagste breukrek zal bij een opgelegde randbelasting ook het eerst bezwijken. Dit wordt ook wel "first ply failure" genoemd.

Hoe een laminaatsterkte kan worden berekend wordt aan de hand van een voorbeeld uitgelegd.

We beschouwen een laminaat met een opbouw van $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ met een plydikte die gelijk is voor de 0° en 90° lamellen. Het materiaal is koolstof/epoxy: T300J/1531A ($V_f=60\%$)

Voor dit materiaal geldt (zie materiaaldatasheets op pag. 31): $E_1=139500 \text{ MPa}$, $\sigma_{1,\text{trek}}=2500 \text{ MPa}$, $E_2=9500 \text{ MPa}$, $\sigma_{2,\text{trek}}=60 \text{ MPa}$.

Voor het gemak zullen we aannemen dat alle lamellen lineair elastisch zijn tot het moment van breuk. De breukrek volgt uit de wet van Hooke:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$$

Voor de 0° lamel is de breukrek:

$$\varepsilon_{breuk,0} = \frac{\sigma_{\max}}{E_0} = \frac{2500}{139500} = 0,018$$

Voor de 90° lamel is de breukrek:

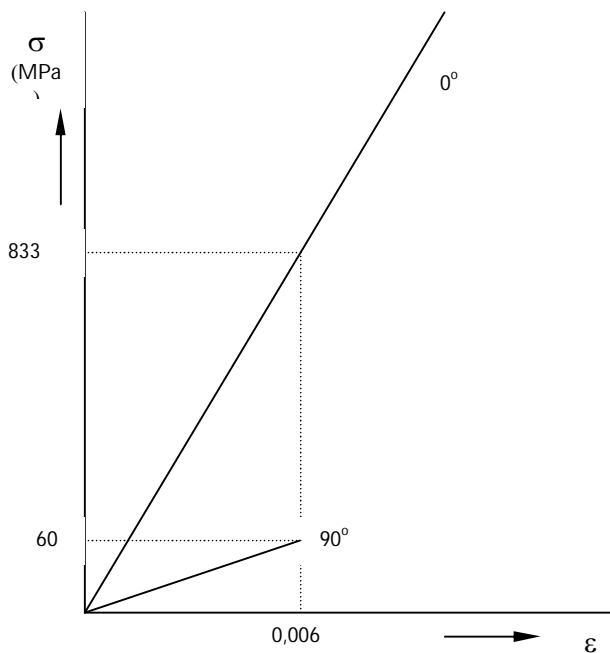
$$\varepsilon_{breuk,90} = \frac{\sigma_{\max}}{E_{90}} = \frac{60}{9500} = 0,006$$

Dit betekent dus dat *first ply failure* op zal treden bij een rek van 0,006 in de 90° lamellen.

Om uit te kunnen rekenen bij welke totale spanning op het laminaat dit gaat gebeuren moeten we de spanning in de 0° laag uitrekenen bij een rek van 0,006 aangezien de opgelegde rek voor 0° en 90° gelijk zijn:

$$\sigma_{0_{\varepsilon=0,006}} = 0,006 \cdot 139500 = 833 \text{ MPa}$$

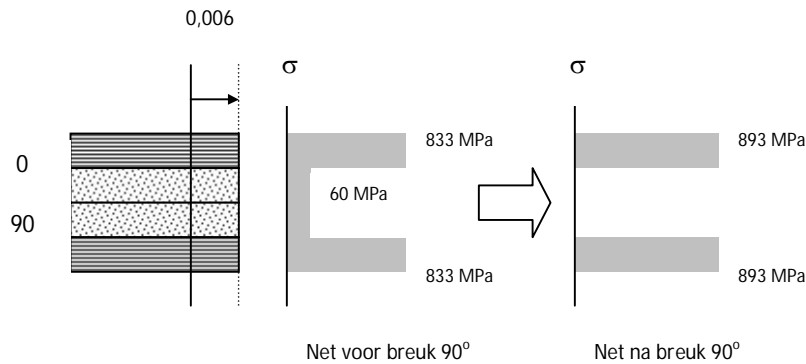
In onderstaande schets wordt dit grafisch weergegeven:



De *first ply failure* spanning op het hele laminaat wordt nu:

$$\sigma_{FPF, \text{laminaat}} = \frac{(60 + 833)}{2} = 447 \text{ MPa}$$

Na het bezwijken van de 90° lamellen zal de spanning in de 0° lamellen zijn toegenomen met 60 MPa tot 893 MPa (omdat er evenveel 0° als 90° lagen zijn), zie volgende figuur:



Figuur 7: Spanningen op lamelniveau net voor en net na first ply failure

Dit ligt nog steeds ver onder de breukspanning van 2500 MPa. First ply failure leidt in dit geval dus niet tot een totale laminaatbreuk. Dit treedt pas op als de spanning in de 0° lamellen 2500 MPa is geworden. De spanning op het laminaat waarbij een totale breuk optreedt wordt dan:

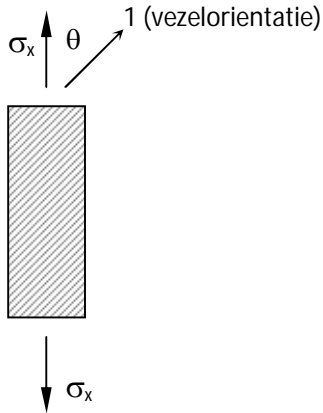
$$\sigma_{\text{max, laminaat}} = \frac{(2500 + 0)}{2} = 1250 \text{ MPa}$$

Om *first ply failure* uit te kunnen rekenen moeten de E-moduli van de verschillende lamellen bekend zijn. Dit wordt in de volgende paragraaf uitgelegd.

Berekening van de E-modulus voor een symmetrisch opgebouwd laminaat

De E-modulus van een composietlaminaat is afhankelijk van materiaal en laminaatopbouw (vezelorientaties). Hieronder volgt een korte beschrijving hoe een E-modulus wordt berekend.

Voor één enkele lamel of een groep van lamellen met dezelfde vezelorientatie (θ) geldt:



$$E_x = \frac{\begin{vmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{13} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{23} \\ \bar{Q}_{31} & \bar{Q}_{32} & \bar{Q}_{33} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{23} \\ \bar{Q}_{32} & \bar{Q}_{33} \end{vmatrix}}$$

Met:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{33}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta$$

$$\bar{Q}_{12} = Q_{12} \cos^4 \theta + (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{33}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} \sin^4 \theta$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{22} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{33}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{11} \sin^4 \theta$$

$$\bar{Q}_{13} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33}) \sin \theta \cos^3 \theta - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{33}) \sin^3 \theta \cos \theta$$

$$\bar{Q}_{23} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33}) \sin^3 \theta \cos \theta - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{33}) \sin \theta \cos^3 \theta$$

$$\bar{Q}_{33} = Q_{33} \cos^4 \theta + (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{33}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{33} \sin^4 \theta$$

Waarin:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}$$

$$Q_{33} = G_{12}$$

E_1 , E_2 , ν_{12} en G_{12} moeten gegeven zijn. ν_{21} volgt uit:

$$\nu_{21} = \frac{E_2}{E_1} \cdot \nu_{12}$$

Als een laminaat uit meerdere verschillende lamellen bestaat (verschillend wil zeggen een andere vezelorientatie en/of andere materiaaleigenschappen) dan wordt de E- modulus berekend uit:

$$E_x = \frac{1}{t} \times \frac{\begin{vmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} A_{22} & A_{23} \\ A_{32} & A_{33} \end{vmatrix}}$$

Met: t = totale laminaatdikte

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n \bar{Q}_{ij}(k) \cdot t_k$$

Waarin: t_k = dikte van lamel "k"

n = aantal verschillende lamellen

Een hoofddeterminant wordt als volgt berekend:

$$\begin{vmatrix} a & b & c \\ d & e & f \\ g & h & i \end{vmatrix} = +a \begin{vmatrix} e & f \\ h & i \end{vmatrix} - b \begin{vmatrix} d & f \\ g & i \end{vmatrix} + c \begin{vmatrix} d & e \\ g & h \end{vmatrix}$$

(Als voorbeeld is de determinant uitgewerkt naar de eerste rij, maar elke rij of kolom mag worden gekozen, denk er wel om dat b, d, f en h een negatieve waarde krijgen toegekend)

Een onderdeterminant wordt als volgt berekend:


$$\begin{vmatrix} a & b \\ c & d \end{vmatrix} = ad - bc$$

Op eenzelfde manier kunnen ook E_y , G_{xy} en μ_{xy} bepaald worden, alleen worden er dan andere onderdeterminanten in de formule verwerkt.

BIJLAGE 1b: MATERIAALEIGENSCHAPPEN

Gegevens van vezels en matrices zijn overgenomen van datasheets van de desbetreffende leveranciers of uit de literatuur. Aan onderstaande gegevens kunnen geen rechten worden ontleend.

Tabel 1: Mechanische eigenschappen van enkele vezels

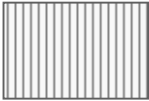
	AS4 koolstof	T300 (Torayca®) koolstof	T300J (Torayca®) koolstof	T800H (Torayca®) koolstof	E-Glas	S2- Glas	Kevlar 49	XN50 Graphite
 E_1 (Mpa)	227600	230000	230000	294000	72410	87930	124100	520000
E_2 (Mpa)	16550	17000	17000	11000	72410	87930	6897	7586
G_{12} (Mpa)	24830	25000	25000	20000	30340	35660	2759	18600
ν_{12}	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,36	0,2
σ_{1trek} (Mpa)	3931	3530	4210	5490	1862	3655	2759	3830
σ_{1druk} (Mpa)	2759	3150	3150	3150	1100	1586	517	820
ρ (g/cm ³)	1,80	1,76	1,78	1,81	2,60	2,46	1,44	2,14

Tabel 2: Mechanische eigenschappen van enkele matrixsystemen

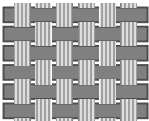
	6376 (Hexcel)	920 (Hexcel)
Type	Epoxy	Epoxy
E_1 (Mpa)	3600	3760
G_{12} (Mpa)	1580?	1600?
ν_{12}	0,4	0,39
σ_{1trek} (Mpa)	105	35
σ_{1druk} (Mpa)	300	290
τ_{12} (Mpa)	96	70
$\rho_{na\ cure}$ (g/cm ³)	1,2	1,2
Cure temperatuur (°C)	175	125
T_g (°C)	n.a.	107

Onderstaande tabellen geven een aantal mechanische eigenschappen van UD- en weefsel laminaten. Deze eigenschappen gelden voor een enkele lamel die volledig is uitgehard. Aan onderstaande gegevens kunnen geen rechten worden ontleend.

Tabel 3: Mechanische eigenschappen van uni-directionele laminaten

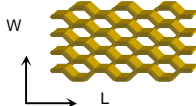
	Koolstof/epoxy High-Tensile T300J/1531A	Koolstof/epoxy High-Tensile T300J/1531A	Koolstof/epoxy High-Tensile T300J/1531A	Koolstof/epoxy High-Tensile T800/6376	E-Glas/epoxy
V_f (%)	60	55	50	60	60
E_1 (Mpa)	139500	128000	117000	180000	45000
E_2 (Mpa)	9500	9000	8500	8000	8000
ν_{12} (-)	0.28	0.29	0.30	0.28	3500
G_{12} (Mpa)	5000	4500	4000	5000	0.28
$\sigma_{1,trek}$ (Mpa)	2000	1800	1600	3000	1100
$\sigma_{1,druk}$ (Mpa)	1800	1700	1600	1800	900
$\sigma_{2,trek}$ (Mpa)	60	60	60	90	60
$\sigma_{2,druk}$ (Mpa)	250	245	240	265	140
τ_{12} (Mpa)	80	80	80	80	50
ρ (g/cm ³)	1,56	1,53	1,50	1,61	2,00

Tabel 4: Mechanische eigenschappen van weefsel laminaten

	Koolstof/epoxy High-Tensile CD250/8461	Koolstof/epoxy High-Tensile T300/1531A	Glas/epoxy (E) sc309/8475	Glas/epoxy (E) ss303/8475	Aramide/epoxy
Gewichtsratio Ketting:inslag	52:48	50:50	86:14	51:49	50:50
V_f (%)	50	48	50	50	55
E_1 (Mpa)	64000	60000	29000	21000	36000
E_2 (Mpa)	60000	60000	13000	21000	36000
ν_{12} (-)	0.037	0.036	0.23	0.10	0.056
G_{12} (Mpa)	3600	3500	3500	3500	2100
$\sigma_{1,trek}$ (Mpa)	900	850	650	380	550
$\sigma_{1,druk}$ (Mpa)	850	800	400	280	200
$\sigma_{2,trek}$ (Mpa)	850	850	100	380	550
$\sigma_{2,druk}$ (Mpa)	800	800	100	280	200
τ_{12} (Mpa)	70	70	55	55	50
ρ (g/cm ³)	1,48	1,47	1,79	1,80	1,34

Tabel 5: Gegevens van kernmaterialen

Gegevens van onderstaande kernmaterialen komen van Euro-composites



	ECA 3.2-48 (Euro-composites)	ECA 3.2-64 (Euro-composites)	ECA 3.2-96 (Euro-composites)	ECM 6.4-82 (Euro-composites)	ECM 9.6-55 (Euro-composites)
Type	honingraat, papier	honingraat, papier	honingraat, papier	aluminium honingraat	aluminium honingraat
σ_c (Mpa)	2,1	4,5	7,4	4,7	2,8
G (L-richting) (Mpa)	48	64	96	430	250
G (W-richting) (Mpa)	30	38	68	230	170
τ (L-richting) (Mpa)	1,3	1,8	2,8	2,4	1,5
τ (W-richting) (Mpa)	0,7	1,0	1,7	1,5	0,9
ρ (kg/m ³)	48	64	96	82	55

