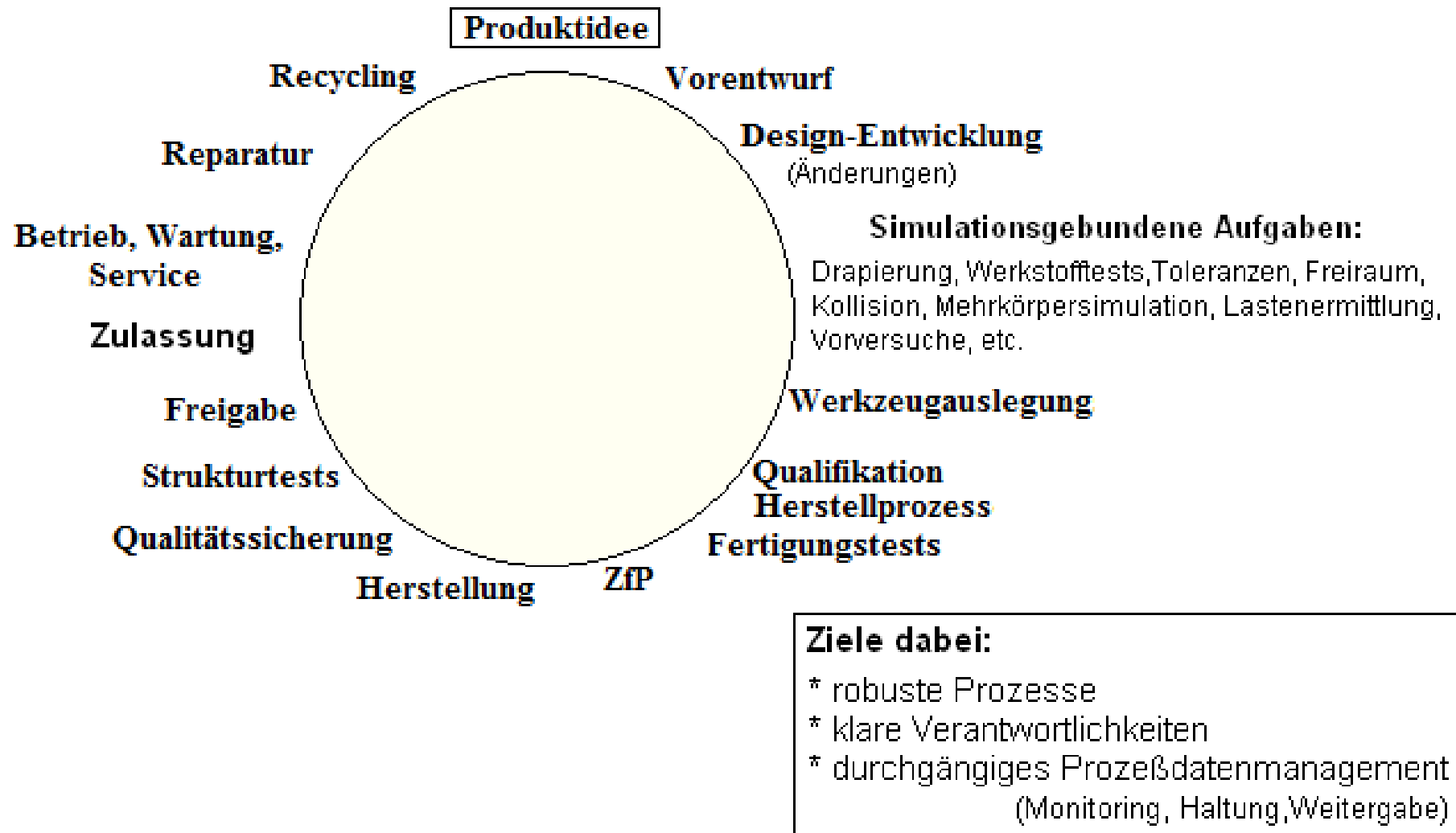

Entwicklung von Bauteilen aus C(arbon)F(aser)K(unststoff) - Teil der Prozeßkette

- 1. Einführung mit Vortragszielen**
- 2. Auslegungsschwerpunkte**
- 3. Modellierung und Analyse**
- 4. Festigkeitsverhalten**
- 5. Rechnerische Nachweise**
- 6. Experimentelle Nachweise**

1 Einführung mit Vortragszielen

1.1 'Ganzheitliche' Engineering-Prozeßkette in der Bauteilentwicklung



Was ist ein Composite ?

Ein Werkstoff, in dem mehrere

- sich in der Regel ergänzende -

Komponenten wie Fasern, Metalle, Keramik, Glas, Polymere verbinden,

um einen *Composite*-Werkstoff zu erhalten, der

funktionell günstigere Eigenschaften hat als die einzelne Komponente.

Einführung

1.2 Simulationen in der Herstellung Faser-Kunststoff-Verbund--Bauteilen

Variablen:

Werkstoff : Faser, Roving, Matrix (Thermoplast, Duromer, Phenol)

Halbzeug: Gelege (NCF), Gewebe, Gewirke, Geflecht, Wicklung, 3D-Textilien

Prozeß : Fiber-Placement mit Rovings und Bändern, Wickeln.

Bauteil-Herstellprozeß:

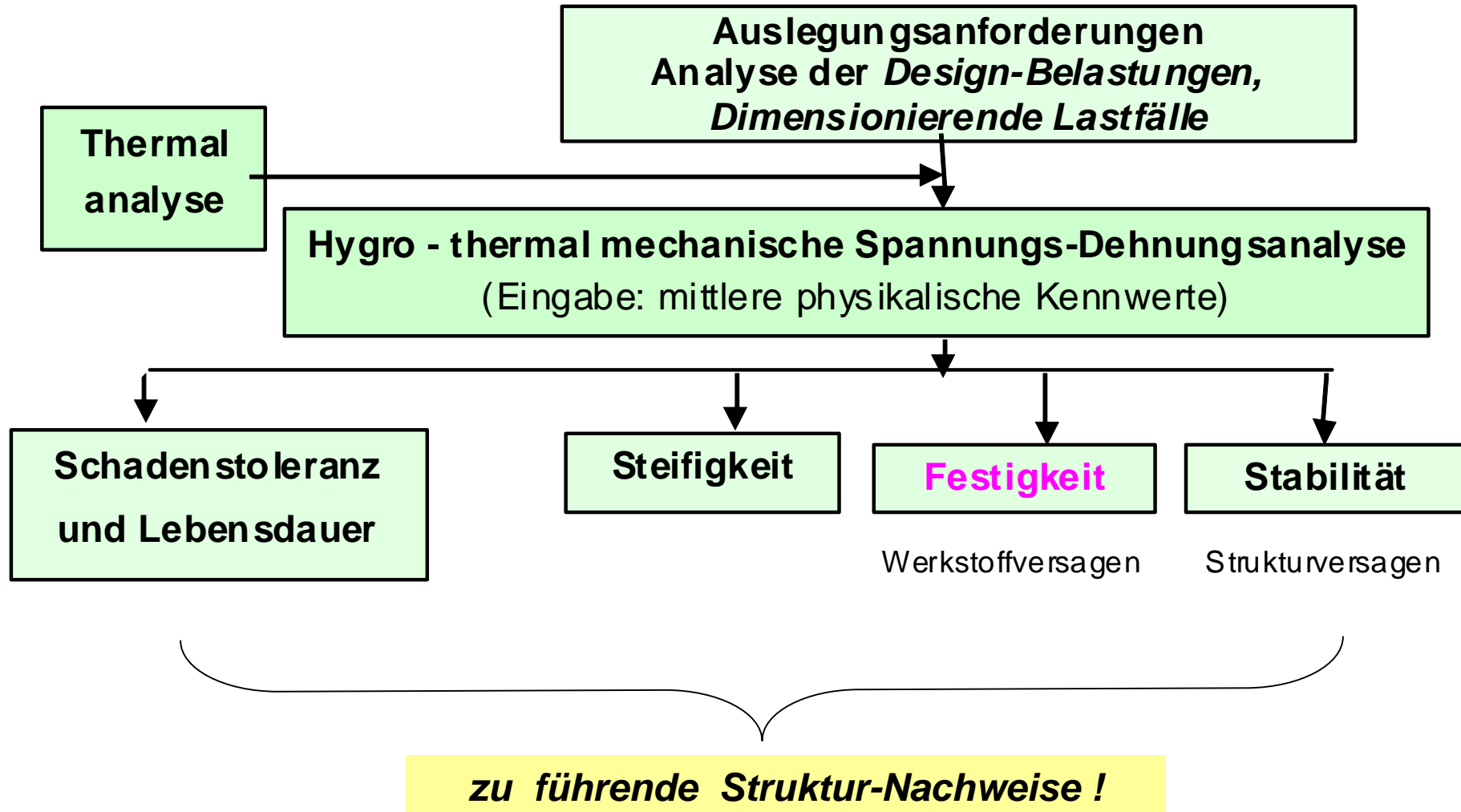
Werkzeugauslegung, Aushärtungsprozeß. Imprägnieren mit und ohne Druck, Fließfront der Matrix, Räumliche Temperaturverteilung und konsequente Aushärtegradverteilung, Faserorientierungsverteilung, Eigenspannungen (spring-in, Verwölben)

... d. b. Simulation ist immer dabei !

In der Beschränkung zeigt sich der Meister !

- Hochbeanspruchte Bauteile
- Fasern liegen gerade
- Strukturanalyse ist Schwerpunkt .

1.4 Flußdiagramm Strukturanalyse



- Funktionelle Anforderungen (*Was muß getan werden ?* und
- Operationelle Anforderungen (*Wie genau muß dies getan werden ?*)

Design muß in der Regel viele der folgenden Anforderungen erfüllen :

- **Masse, Herstellkosten, Life-Cycle-Costs** (Nachhaltigkeit), **Geometrie, ...**
- **Belastungen** (Lasten, Temperaturfeld, Feuchte, chemisch, Impakt, ..),
Grenzen für Deformation, Lebensdauer, Dichtigkeit, Eigenfrequenz,
Festigkeit, Steifigkeit, Stabilität, Dimensionsstabilität, Aeroelastik, Aktoren,
Verbindungen, Lasteintragung, Interfaces, Auflagerbedingungen,..
- **Oberflächengüte, Konturgenauigkeit, elektrische/thermische Leitfähigkeit,**
- **Herstellbarkeit, Reparierbarkeit, Testbarkeit, Inspizierbarkeit, Recycling**

* **Design = Kompromiß** von *Design-to-Cost* mit *Design-to-Quality*.

Robustes Design hilft Änderungen, kleinere Fertigungsfehler auszubügeln und spart Kosten und Ärger !

- **Sinnvolle Funktionsintegration**

sollte der Treiber bei FKV-Anwendungen sein !

Kostenvorteile gegenüber höherem Werkstoffpreis holen

Belastungen können vorgegeben sein: in

Richtlinien und Standards wie DIN, EN, FAA, ESA, Automotive.

Daraus sind Lastfälle herzustellen.

Von diesen zumeist äußerst vielen Lastfällen ist – wenn irgend möglich - ein

Minimal-Satz an Dimensionierenden Lastfällen herauszusuchen

- dies unterstützt schnelle Entscheidungen bei 'Input'-Änderungen
- umgeht den Datenauswerte-Tod und
- gibt dem Ingenieur ein besseres Verständnis des Strukturverhaltens

- Das **Sicherheitskonzept** implementiert Zuverlässigkeit in die Konstruktion
- Vergrößert in der deterministischen Variante die Lasten
- Schafft einen **Sicherheits-Abstand** der Last zum Last-Widerstand (Festigkeit).

Mittel: Sicherheitsfaktor j (*vorgegeben, nicht zu berechnen !*)

Dieser deckt ab:

- Unsicherheiten, kleine Ungenauigkeiten und Vereinfachungen bei Analyse
bzgl. Belastungen, Festigkeiten, Geometrie, Elastizitätsgrößen, Toleranzen .

Dieser deckt nicht ab:

- fehlende Genauigkeit beim Modell, Berechnen, Test-Daten, Auswertung !

Für das schadensbehaftete Bauteil unter Betriebslasten

- **Schaden** = Summe an akkumulierten **Schädigungen** oder Impaktschaden,
Als technischer risikobehafteter Schaden fest gelegt
- * Inspektionsintervall festlegen

Beispiel: Transversal-isotroper UD-Werkstoff

$$\{R\} = (R_{\parallel}^t, R_{\parallel}^c, R_{\perp}^t, R_{\perp}^c, R_{\perp\parallel})^T$$

Wärmeausdehnung CTE: $\alpha_{T\parallel}, \alpha_{T\perp}$

Feuchteausdehnung CME: $\alpha_{M\parallel}, \alpha_{M\perp}$

$$E_{\parallel}, E_{\perp}, G_{\parallel\perp}, \nu_{\perp\parallel}, \text{ (and } \nu_{\perp\perp}, \text{ if 3D)}$$

Auslegungsschwerpunkte

2.6b Werkstofftests: Standards, Richtlinien

Wyoming Test Fixtures, r.
information.

SECTION A: SHEAR LOADING

- A-1 [Iosipescu Shear \(ASTM D 5379\)](#)
- A-2 [V-Notched Rail Shear \(ASTM D 7078\)](#)
- A-3 [Short Beam Shear \(ASTM D 2344\)](#)
- A-4 [Two-Rail Shear \(ASTM D 4255\)](#)
- A-5 [Three-Rail Shear \(ASTM D 4255\)](#)
- A-6 [Shear Strength by Punch Tool \(ASTM D 732\)](#)
- A-7 [Sandwich Panel Flatwise Shear \(ASTM C 273\)](#)
- A-8 [Special Sandwich Panel Shear Fixture \(ASTM C 273\)](#)

SECTION B: COMPRESSION LOADING

- B-1 [Wyoming Combined Loading Compression \(ASTM D 6641\)](#)
- B-2 [Modified ASTM D 695 \(Boeing BSS 7260\)](#)
- B-3 [IITRI Compression \(ASTM D 3410\)](#)
- B-4 [Wyoming Modified IITRI](#)
- B-5 [Wyoming Modified Celanese](#)
- B-6 [Celanese \(formerly ASTM D 3410\)](#)
- B-7 [German Modified Celanese \(DIN 65 380\)](#)
- B-8 [Edgewise Compressive Strength \(ASTM C 364\)](#)
- B-9 [NASA Short Block Compression](#)
- B-10 [Lockheed F-22 Test Fixtures](#)
- B-11 [Compression Subpress \(ASTM D 695\)](#)
- B-12 [Compression Platens - Fixed and Spherical Seat](#)

SECTION C: SPECIALTY COMPRESSION TEST FIXTURES

- C-1 [Boeing Open-Hole Compression \(ASTM D 6484\)](#)
- C-2 [Northrop Open-Hole Compression \(NAI-1504C\)](#)
- C-3 [Boeing Compression After Impact \(ASTM D 7137\)](#)
- C-4 [NASA Compression After Impact \(NASA 1092\)](#)

SECTION D: FLEXURAL LOADING [Back to Top](#)

- D-1 [Three & Four Point Flexure \(ASTM D 790, D 6272 and D 7264\)](#)
- D-2 [Long Beam Flexure \(C 393\)](#)
- D-3 [Fixed-Span Long Beam Flexure \(C 393\)](#)
- D-4 [Ceramic Flexural Strength \(ASTM C 1161\)](#)
- D-5 [Ceramic Equibiaxial Flexural Strength \(ASTM C 1499\)](#)

SECTION E: TENSILE LOADING [Back to Top](#)

- E-1 [Standard Tensile Wedge Grips](#)
- E-2 [Simple Tensile Wedge Grips](#)
- E-3 [Tensile Wedge Grip Inserts](#)
- E-4 [Specialized Tensile Testing Grips](#)
- E-5 [Line Grips for Thin Sheeting](#)
- E-6 [Split Capstan Grips](#)
- E-7 [Briquet Tensile Grips](#)
- E-8 [Split Collar Grips](#)
- E-9 [Adhesive Bond Tensile Grips](#)
- E-10 [Universal Joints](#)
- E-11 [Adapters, Lock Rings, Pins](#)

SECTION F: SPECIALTY TENSILE TESTS [Back to Top](#)

- F-1 [Sandwich Panel Flatwise Tensile - 2" Blocks \(ASTM C 297\)](#)
- F-2 [Sandwich Panel Flatwise Tensile - 1" Blocks \(ASTM C 297\)](#)
- F-3 [Curved Beam Strength \(ASTM D 6415\)](#)
- F-4 [Split Disk Tensile \(ASTM D 2290\)](#)

SECTION G: FRACTURE TOUGHNESS TESTS [Back to Top](#)

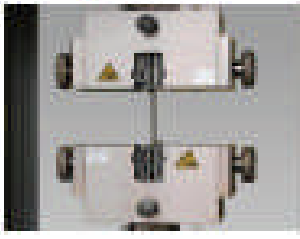

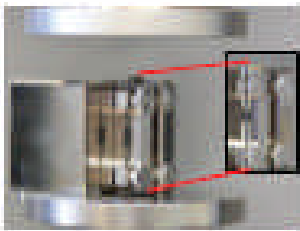

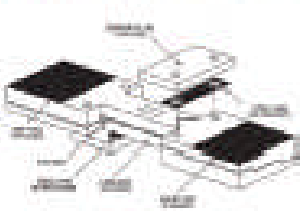
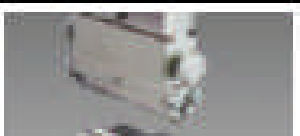
- G-1 [Mixed Mode Bending \(ASTM D 6671\)](#)
- G-2 [Tensile Clevises \(ASTM E 399\)](#)

SECTION H: FASTENER RELATED TESTS [Back to Top](#)

- H-1 [Fastener Bearing Specimen Support \(ASTM D 5961\)](#)
- H-2 [Laminate Bearing Strength – SACMA](#)
- H-3 [Laminate Bearing Strength – ASTM D 5961](#)
- H-4 [Plastic Bearing Strength – ASTM D 953](#)
- H-5 [Fastener Double Shear \(MIL-STD-1312-13\)](#)
- H-6 [Three-Plate Shear \(Fed. Test 406, Method 1041\)](#)
- H-7 [Fastener Pull-Thru Strength \(MIL-STD-1312-8A\)](#)

SECTION I: BOND TESTS [Back to Top](#)

- I-1 [Climbing Drum Peel \(ASTM D 1781\)](#)
- I-2 [Roller Drum Peel \(ASTM D 3167\)](#)
- I-3 [NASA 90-Degree Peel](#)
- I-4 [Block-Shear of Adhesive Bonds \(ASTM D 4501\)](#)
- I-5 [Lapped Block Shear of Adhesive Bonds \(ASTM D 905\)](#)
- I-6 [Weld Shear \(ASTM A 497 & A 185\)](#)

Prinzip	Prüfart	Normenbeispiele	Aussage
	Zugversuch	ASTM D 3039, EN 2581, EN 2597, ISO 527 Teil 4 und Teil 5, DIN 675378, Airbus AITM 1-0007, Boeing BSS 7320, SACMA SRM 4 und SRM 9 Für Filamentstränge: ASTM D 4018, ASTM D 3916, ISO 11566	Zugeigenschaften wie Zugmodul, Zugfestigkeit und Bruchdehnung, Poissonsche Zahl an flachen Probekörpern, Messungen an Filamentsträngen. Bei unidirektionalen Laminaten auch längs und quer zur Faserrichtung.
	Kerbzugversuch (open hole / bolted hole)	ASTM D 5786, ASTM D 6742, prEN 6035, Airbus AITM 1.0007	Beurteilung des Schädigungsmerkmals.
	Druckversuch mit stirnseitiger Krafteinleitung (end loading)	ASTM D 695 (modifiziert), prEN 2850, ISO 14126, AITM 1-0008, Boeing BSS 7260 - type III and IV	Druckmodul, Druckfestigkeit, Druckstauchung, Versagensart.
	Druckversuch mit flachseitiger Krafteinleitung (Shear loading / combined loading)	ASTM D 3410, ASTM D 6641, prEN 2850, ISO 14126, Airbus AITM 1-0008	Druckmodul, Druckfestigkeit, Druckstauchung, Versagensart Bei dieser Prüfmethodik werden die Spannungskonzentrationen an den Probenenden vermieden und die Führung des Probekörpers ist besser als bei
	Kerbdrukversuch (open hole / bolted hole)	ASTM D 6484, ASTM D 6742, prEN 6036, Airbus AITM 1-0008, Boeing BSS 7260 - Type 1	Beurteilung des Schädigungsmerkmals.
	Interlaminarer Scherversuch, Kurzbiegemethode	ISO 14130, ASTM D 2344, EN 2377, EN 2563	Scheinbare interlaminare Scherfestigkeit. Bei dieser Prüfmethode wirken starke Flächenpressungen an der

- Tragstruktur mit Bauweise
- Werkstoffe, Festigkeit, 'Strength Design Allowables'
- Standards, Richtlinien
- Herstellungsart, Fügeprozeß (kleben, nieten, ...)
- Lasteinleitung, Verbindungen
- Zerstörungsfreie Prüfverfahren
- Montage
- Wartung, Reparaturverfahren

Was ist der/ein Werkstoff ?

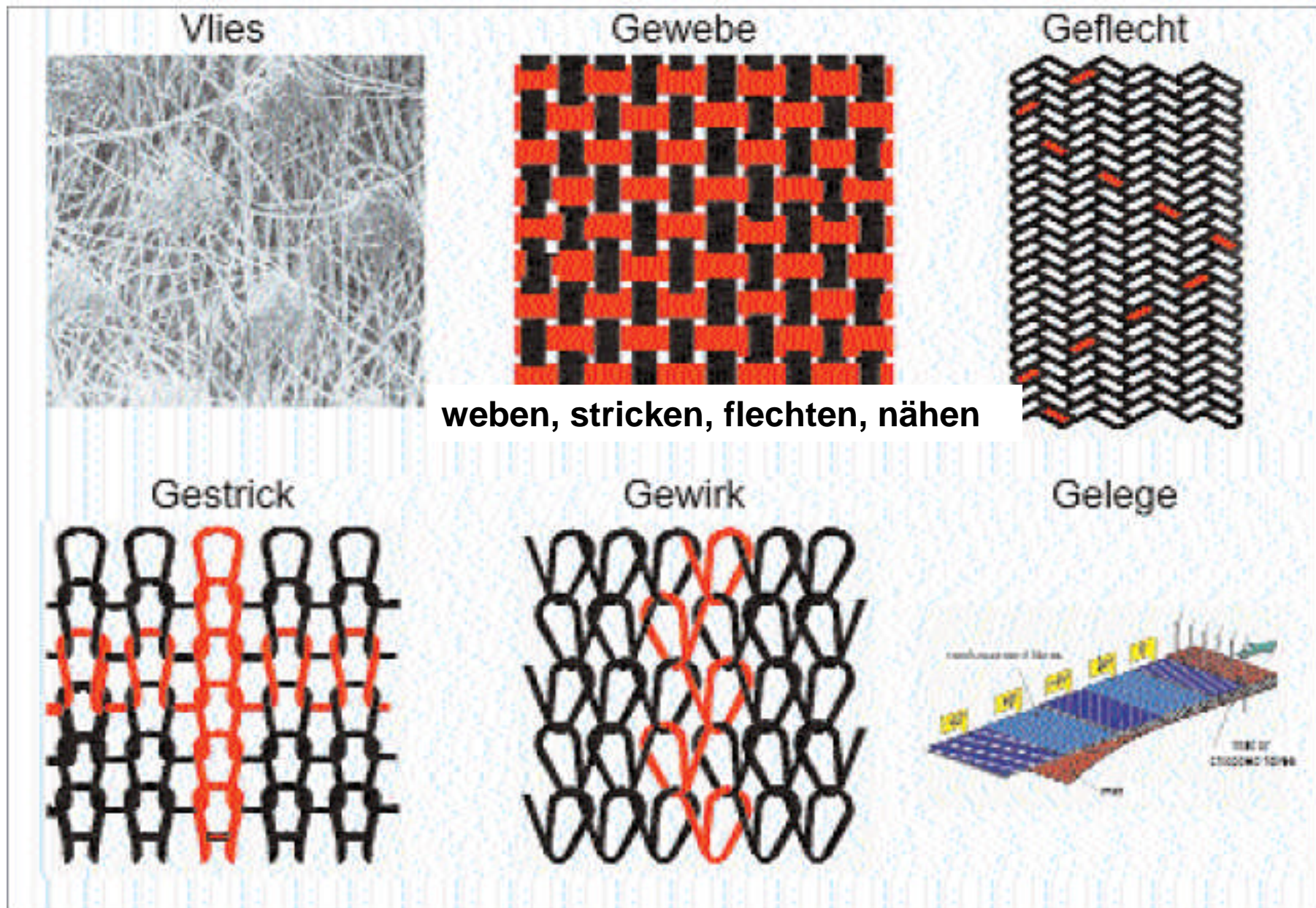
= Homogenisiertes Modell des betrachteten komplexen Materials oder der Materialkombination.

Für den Werkstoff werden in der Analyse - in der Regel - mittlere (typische) Werte eingesetzt

Variable bei Composites sind dabei :

Faser, Tape, Schicht, Laminat , Textilarten

3.2a Einteilung der Textilien nach Grundtypen



Unter dem Oberbegriff Technische Textilien können diese aufgeteilt werden in

- 2D (vorzugsweise eben, planar): gute Eigenschaften in der Ebene
- 3D (tri-axial): gut bei Impakt (Delamination), schädigt aber 2D-Güte

Eine Schicht = Lage eines Laminates, z.B. aus UD-Schichten = "Baustein"

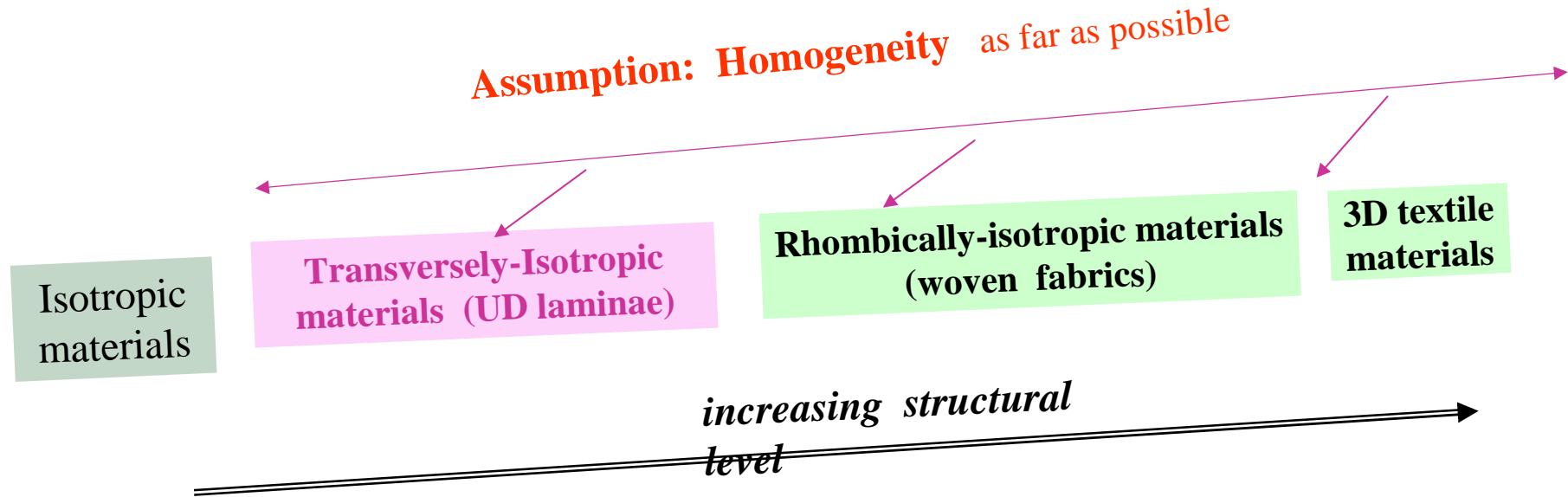
- *Homogenisierung zu einem Werkstoff bringt Vorteile.*
- *Kenntnisse der Werkstoffsymmetrie nutzbar (Anzahl der Werkstoffdaten minimiert, Test-Kosten ebenfalls)*

UD-Schicht ist Werkstoff

2D-Schicht relativ einfach modellierbar

3D-Schicht aufwendig.

3.4 Homogenisierung zu einem Werkstoff (Verschmieren)



Basic layers of a laminate:

Increasing complexity \Rightarrow

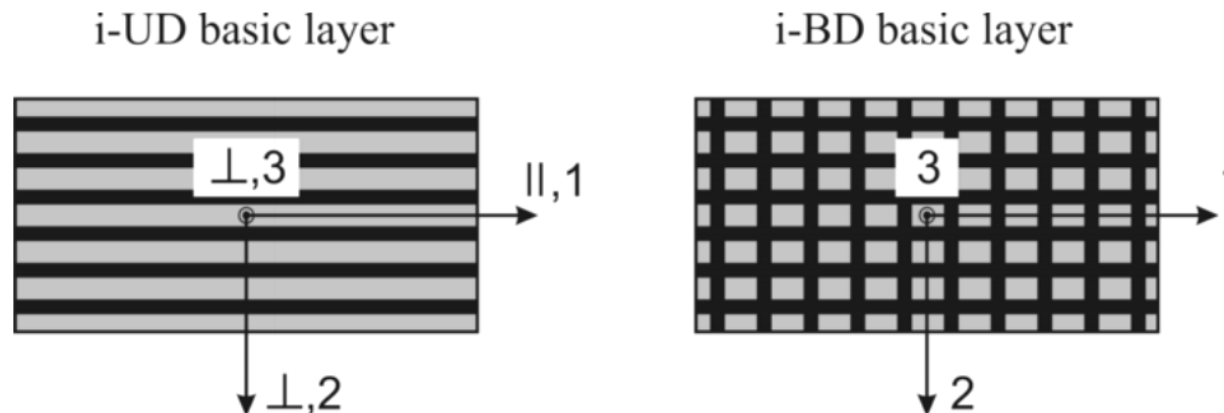
UD-layer \rightarrow Non-crimp fabric layer \rightarrow Plain weave layer \rightarrow 3D textiles

Modelling *may be lamina-based, sub-laminate-based (e.g. non-crimp fabrics) or laminate-based !*

* Is performed, if applicable, according to the distinct symmetry of envisaged material

* The chosen material model determines the number of strengths, of elasticity properties to be measured, and type of test specimen !

equivalent basic layers



Analytische, semi-analytische und numerische Verfahren

für die

- Prozeßsimulation (Drapierung, Fließfront, Faserorientierung, Härtung, Eigenspannungsermittlung, Fusionsnaht und
- Strukturanalyse (FEM, BEM, pre- und post-processing))

Stress (local material point): verification by a strength

* Stress concentration (stress peak at a joint): verification by a notch strength (Neuber)

* Stress intensity (delamination = crack): verification by a fracture toughness

4.1 Welche Bruchtypen gibt es?

Versagenstypen (sog. Grenzzustände): wie

- Fließen NF, SF
- Bruchtypen NB, SB
- Überschreitung der erlaubten Leckrate
-

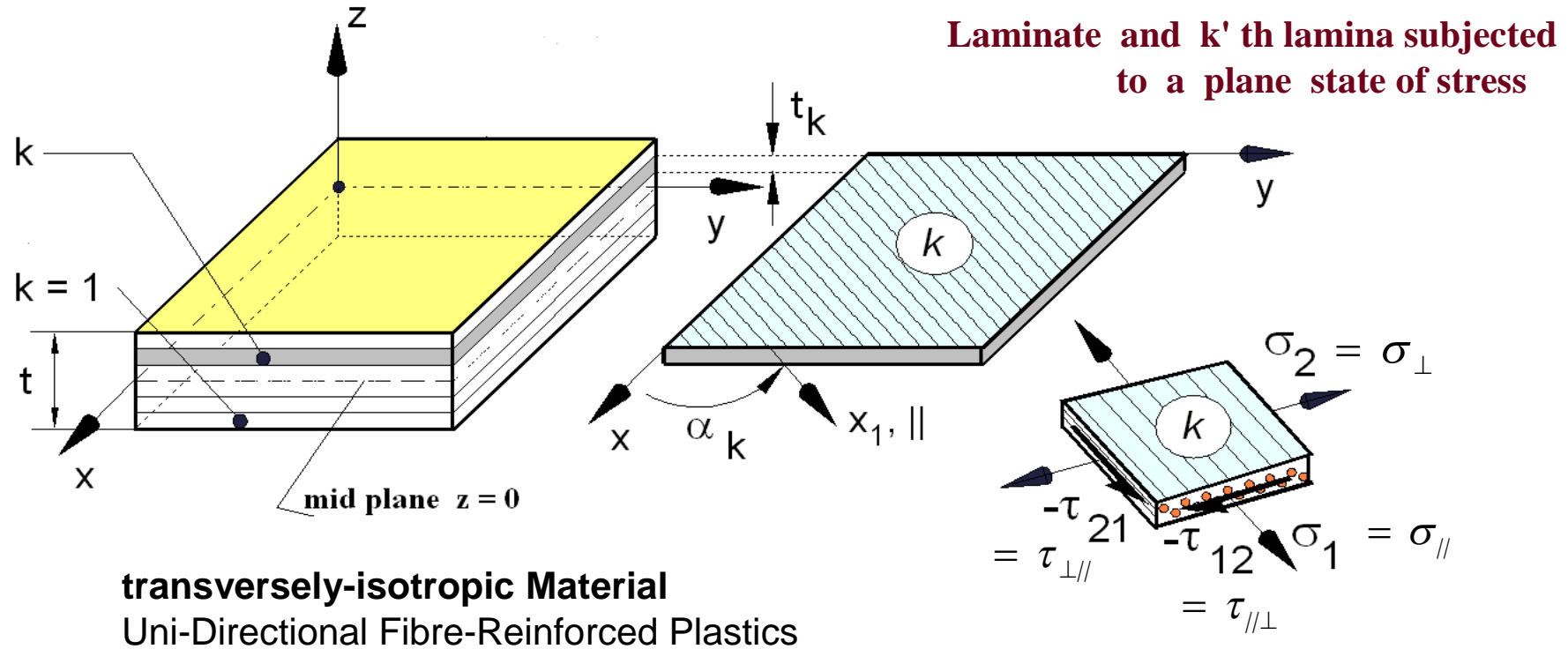
Dazu



Festigkeitsverhalten

4.2 2D-Spannungszustand, Festigkeiten, elastische Kennwerte

Lamina (ply) = homogenized (smeared) material = building block of the Laminate !

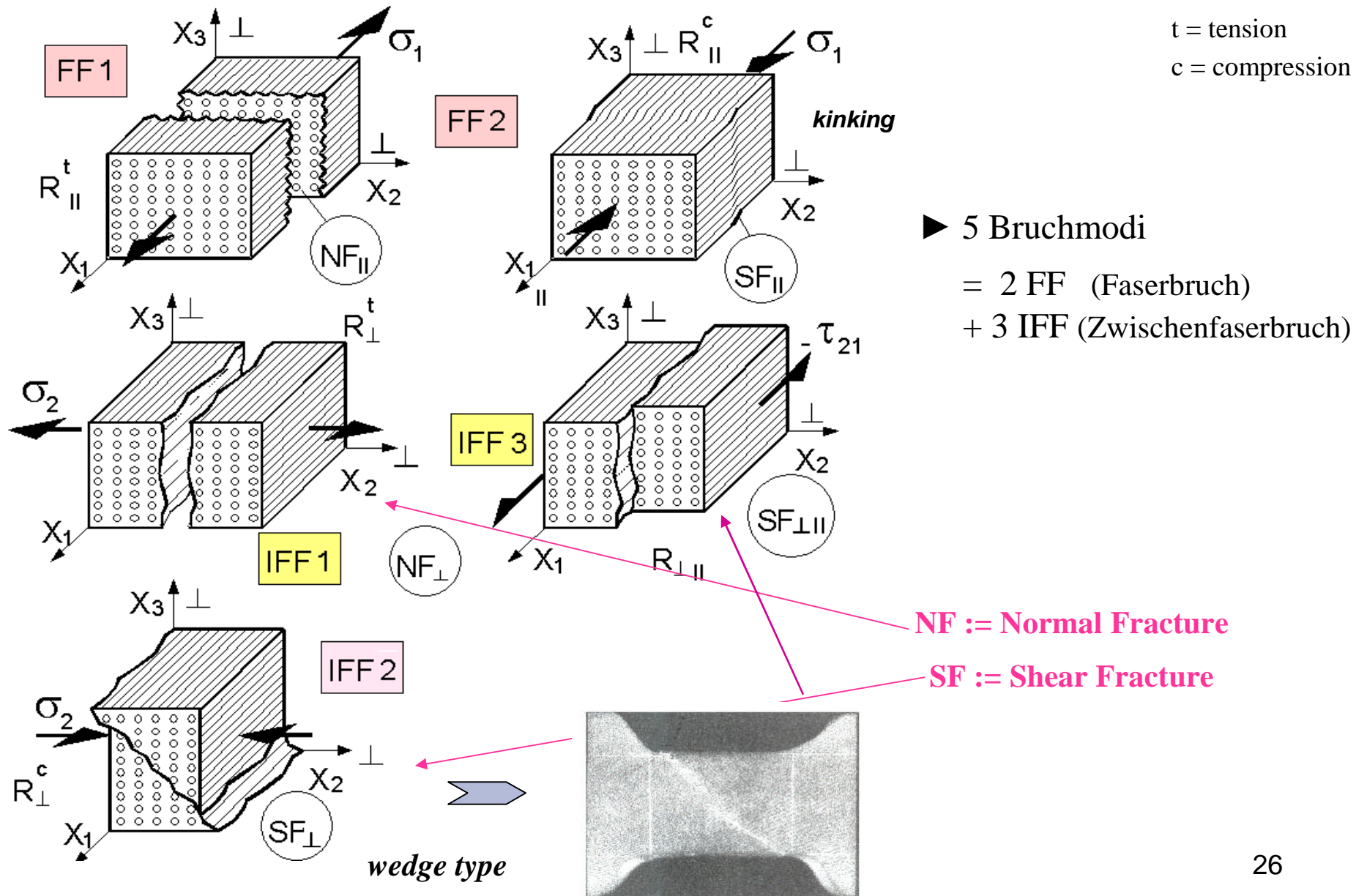


5 strengths : $R_{\parallel}^t (= X^t)$, $R_{\parallel}^c (= X^c)$, $R_{\perp}^t (= Y^t)$, $R_{\perp}^c (= Y^c)$, $R_{\perp\parallel} (= S)$

5 elasticity properties : E_{\parallel} , E_{\perp} , $G_{\perp\parallel}$, $\nu_{\perp\parallel}$, (and $\nu_{\perp\perp}$, if 3D)

Festigkeitsverhalten

4.3 Wie geht CFK kaputt? Beobachtete Versagensmoden beim UD (spröd)



- 5 Bruchmodi
- = 2 FF (Faserbruch)
- + 3 IFF (Zwischenfaserbruch)

Festigkeitsverhalten

4.4 Cuntzes 3D Festigkeitsbedingungen für UD-Werkstoff

FF1 $Eff^{\parallel\sigma} = \check{\sigma}_1 / \bar{R}_{\parallel}^t = \sigma_{eq}^{\parallel\sigma} / \bar{R}_{\parallel}^t,$

Eff =
Werkstoffanstrengung

2 “filament”
modes

FF2 $Eff^{\parallel\tau} = -\check{\sigma}_1 / \bar{R}_{\parallel}^c = +\sigma_{eq}^{\parallel\tau} / \bar{R}_{\parallel}^c,$

IFF1 $Eff^{\perp\sigma} = [(\sigma_2 + \sigma_3) + \sqrt{(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + 4\tau_{23}^2}] / 2\bar{R}_{\perp}^t = \sigma_{eq}^{\perp\sigma} / \bar{R}_{\perp}^t$

IFF2 $Eff^{\perp\tau} = [(b_{\perp\perp} - 1) \cdot (\sigma_2 + \sigma_3) + b_{\perp\perp} \sqrt{(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + 4\tau_{23}^2}] / \bar{R}_{\perp}^c = +\sigma_{eq}^{\perp\tau} / \bar{R}_{\perp}^c$

3 “matrix”
modes

IFF3 $Eff^{\perp\parallel} = \{ [b_{\perp\parallel} \cdot I_{23-5} + (\sqrt{b_{\perp\parallel}^2 \cdot I_{23-5}^2 + 4 \cdot \bar{R}_{\perp\parallel}^2 \cdot (\tau_{31}^2 + \tau_{21}^2)})^2] / (2 \cdot \bar{R}_{\perp\parallel}^3) \}^{0.5} = \sigma_{eq}^{\perp\parallel} / \bar{R}_{\perp\parallel}$

with $I_{23-5} = 2\sigma_2 \cdot \tau_{21}^2 + 2\sigma_3 \cdot \tau_{31}^2 + 4\tau_{23}\tau_{31}\tau_{21}$

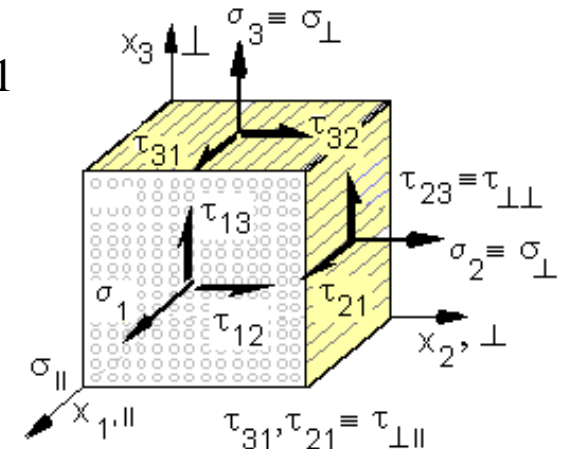
Interaktion der Versagensmodi : $2.5 < m < 3$

$$Eff^m = (Eff^{\parallel\sigma})^m + (Eff^{\parallel\tau})^m + (Eff^{\perp\sigma})^m + (Eff^{\perp\tau})^m + (Eff^{\perp\parallel})^m = 1$$

Typischer Werkstoff-Reibungswerte-Bereich:

$$0.05 < \mu_{\perp\parallel} < 0.3, \quad 0.05 < \mu_{\perp\perp} < 0.2$$

$$b_{\perp\parallel} = \mu_{\perp\parallel}, \quad b_{\perp\perp} \cong 1/(1 - \mu_{\perp\perp}),$$



Festigkeitsverhalten

4.5 Cuntzes 3D Festigkeitsbedingungen, ideal für Vorentwurf

1 Modi-Interaktionskoeffizient: $m = 2.6$ nehmen

5 Festigkeiten: $\{R\} = (R_{\parallel}^t, R_{\parallel}^c, R_{\perp}^t, R_{\perp}^c, R_{\perp\parallel})^T$ (immer vorhanden)

2 Werte für $\mu_{\perp\parallel} + \mu_{\perp\perp}$ 3D (0.1 nehmen)
innere Werkstoff-Reibung



= wohl der einfache 'Mises' unter all den
UD-Festigkeitsbedingungen

Festigkeitsverhalten

4.6 Besonderheiten eingebetteter Schichten

Test results from :

**‘Isolated‘ lamina test specimens = weakest link results (series failure system)
= property input !**

**‘Embedded‘ laminas experience in-situ effects = redundancy result (parallel fail. system)
(softening) = used in non-linear analysis probably
= not used in strength demonstration**

Auswirkung? : Ankerb-Effekt gegenüber Heil-Effekt in der Nachbarlage

5 Rechnerische Nachweise

5.1 Deformation

-Die beste Vorhersage des *mittleren* Bauteilverhaltens gelingt mit *Mittelwerten!*

- Je nach Anforderung beim Nachweis:

mittlere oder *obere* oder *untere* Werkstoffwerte einzusetzen.

Nachweis, daß z. B. *Design Ultimate Load* Bruchlast

nicht zum Bruch führt :

$$DUL = j_{ult} \cdot \text{design load}$$

durch positive Sicherheitsmarge:

$$MoS = (\text{predicted load}) / (j \cdot \text{design load}) - 1 > 0$$

5.3 Betriebsfestigkeit (zyklisch)

Derzeit noch keine Lebensdauervorhersage-Methode vorhanden,
die Laminat allgemein berechnen läßt auf Basis
Des Bausteins 'Ins Laminat eingebettete UD-Schicht'.

$$MoS_{Life} = (\text{predicted lifetime}) / (j_{Life} \cdot \text{design lifetime}) - 1 > 0$$

**„Below a Static Design Limit Strain of ca. 0.3% experience proved
for multi-axial laminates:**

No fatigue danger ins given“.

Inspektionsintervalle betrachten !

5 Rechnerische Nachweise

5.4 Zerstörungsfreie Prüfung, Schädigung und Schaden

ZfP-Werkzeuge detektieren den potentiellen Schaden bzgl.

- Lage
- Tiefenlage
- Größe
- Form

Festigkeitsingenieur bewertet, ob es ein technischer Schaden ist.

Schaden = Akkumulation von Schädigungen oder Ereignis (Impakt)
= risikorelevantes Ergebnis eines Schädigungsprozesses

5 Rechnerische Nachweise

5.5 Stabilität

Globale Instabilität der Gesamtstruktur

Lokale Instabilitäten wie bei einer Sandwichhaut (wrinkling,)

Imperfektionen:

- Toleranzen
- Herstellfehler

Werkstofftests (statisch, zyklisch, Impakt, CAI, ...):

Probekörperauslegung

Test Methode

Strukturtests:

Zumeist zerstörende Tests

Dichtigkeit

Elektrische Leitfähigkeit

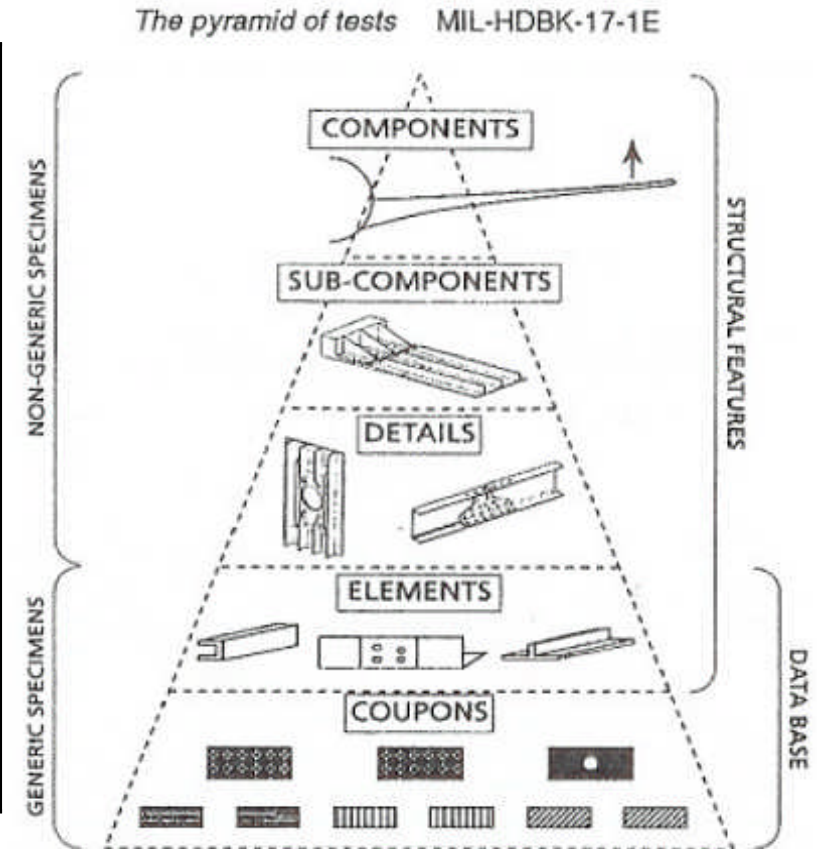
Eigenfrequenz

Probekörper mitnehmen, brechen. Querzug Scharri

Experimentelle Nachweise

6.2 Vorgehensstrategie: Testpyramide aus dem MIL-HDBK-17

MIL Hdbk 17: Composites	Material			Structure
Structural complexity level	Screening	Qualification	Acceptance	structural substantiation
constituent	X			
lamina	X	X	X	
laminate		X	X	X
structural element	X	X	X	X
structural compon.				X



Modelling & Discretizing
determines type
of test specimen

composite test specimens

6 Experimentelle Nachweise

6.3 Strukturtests

- Zumeist zerstörende Tests
- Dichtigkeit
- Elektrische Leitfähigkeit
- Eigenfrequenz

- Mit Test-Standards erzeugte Werkstoffkennwerte, Design Allowables
- Rechnerische Nachweisdokumente (anerkannte Methoden)
- Strukturtest-Dokumente inkl. Möglicher 'Kalibrierung' der Analyse
- Qualifizierter Herstellprozeß
- QS-Prozeß mit ZfP-Verfahren



Compliance-Documents

... dabei immer bedenken :

*Testergebnisse können weit entfernt von der Wirklichkeit sein, so wie
ein schlechtes theoretisches Modell .*

*Theorie erzeugt ein **Modell** der Wirklichkeit,
während ein Experiment
eine sog. Realisierung der Wirklichkeit darstellt !*