

VIRTUELLES TESTEN FÜR DESIGN UND ZERTIFIZIERUNG VON GEKLEBTEN LÄNGSNÄHTEN IN FVK-FLUGZEUGGRÜMPFEN

NAFEMS DACH Regionalkonferenz 2022

Oliver Völkerink, Christian Hühne

Klebeverbindungen im Flugzeugbau

Klebeverbindungen in Faserverbundstrukturen

- Verbindung von dünnwandigen Strukturen
- Lasttragende Fasern werden nicht unterbrochen
- Tragender Querschnitt wird nicht reduziert
- Homogenere Lasteinleitung

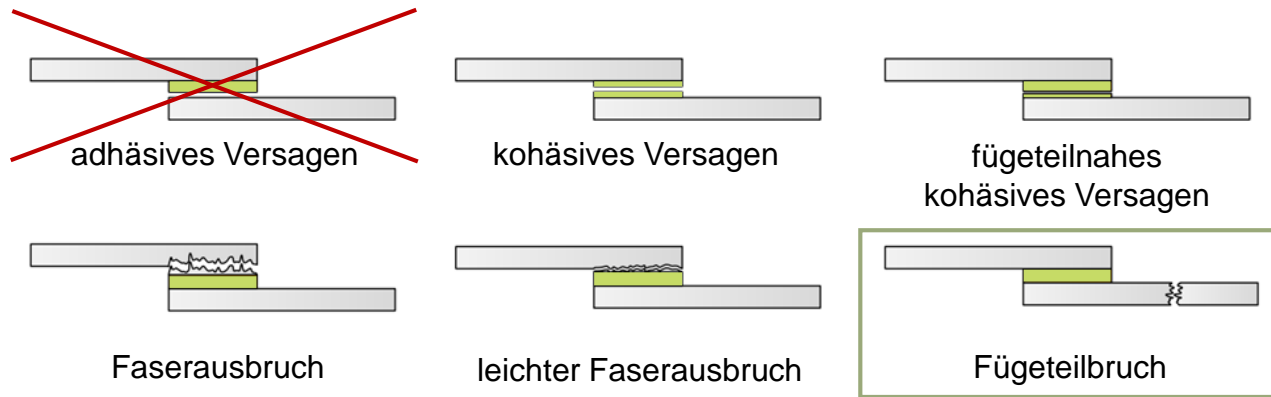
Werden bereits eingesetzt, aber

- nur für Sekundärverbindungen,
- in Kombination mit „Angstnieten“
- oder in der allgemeinen Luftfahrt.

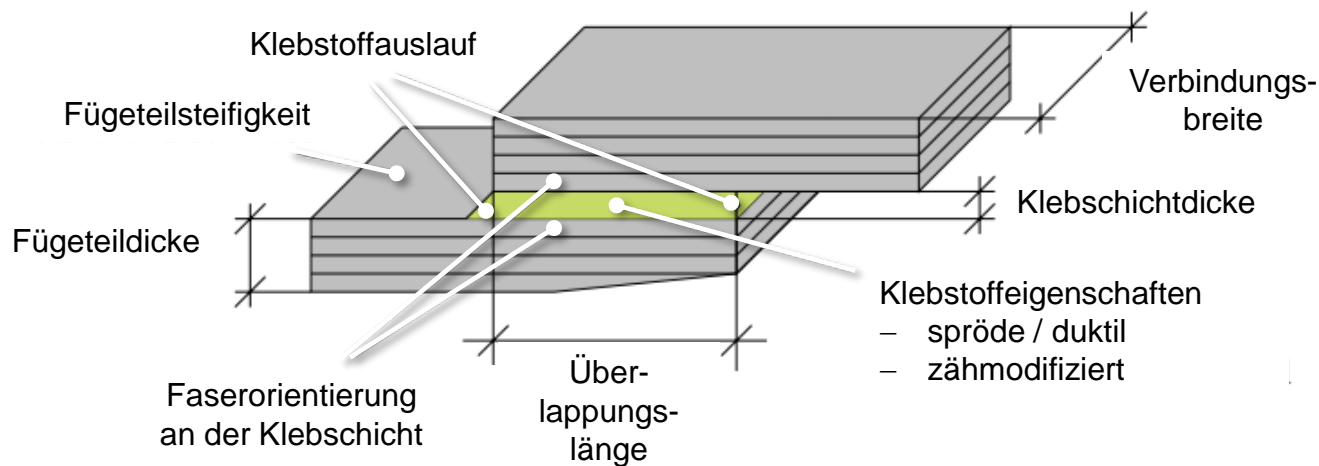
Einer der Haupthinderungsgründe



Versagensmodi von Klebeverbindungen



Versagensmodi nach ASTM D5573



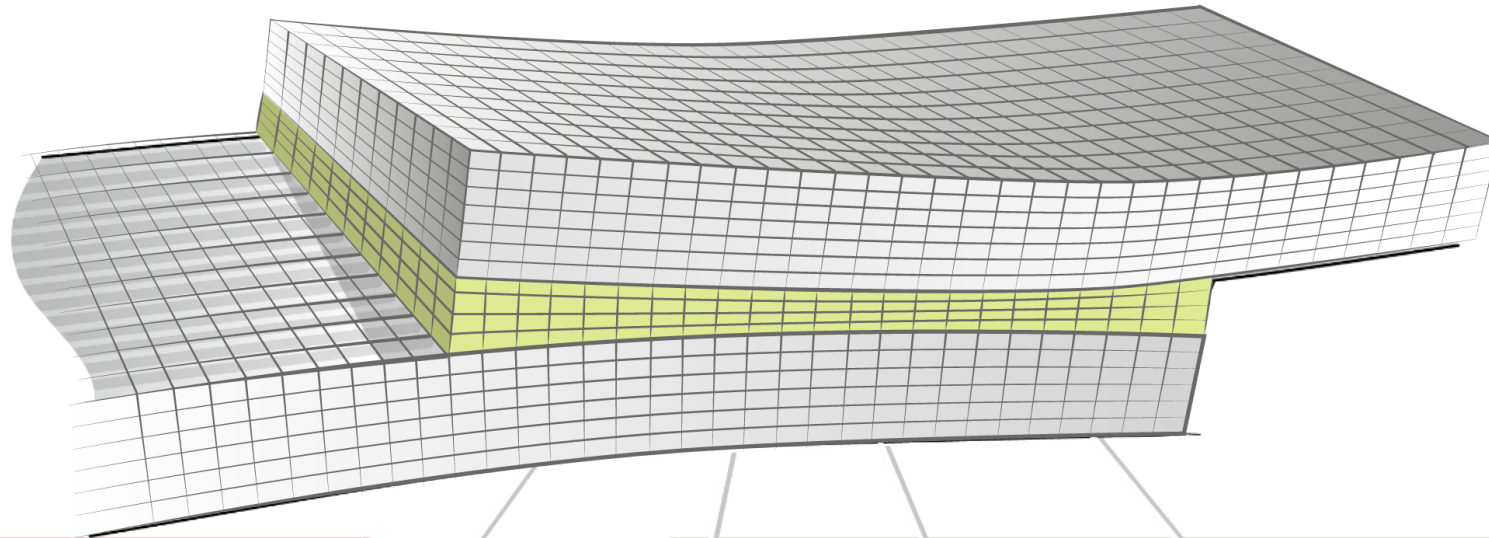
Einflussparameter auf das statische Versagensverhalten

Eine korrekt ausgelegte Klebeverbindung sollte, bei Überlastung, im Fügeteil und nicht im Klebstoff selbst versagen.

Versagensmodus kann durch physische Tests ermittelt werden, dies ist

- teuer,
- zeitaufwendig,
- limitierend für die Anzahl der möglichen Designiterationen.

Bedarf für **Analysemethoden**, die den **Versagensmodus** vorhersagen



**kohäsives
Versagen**



Fügeteilbruch

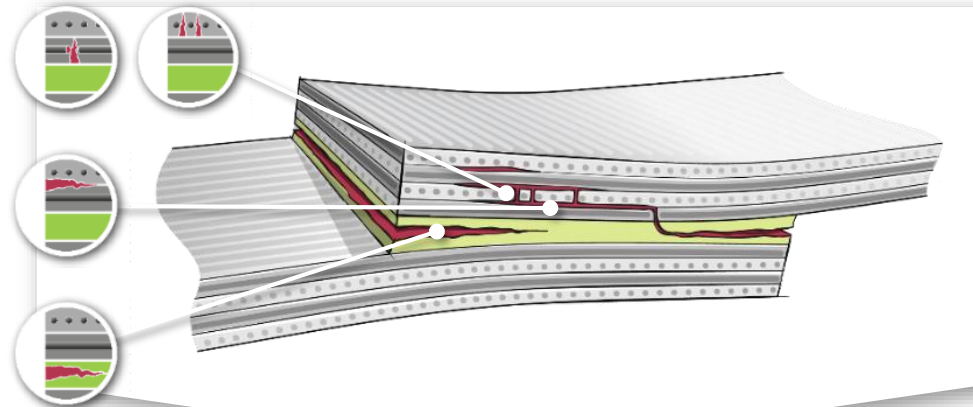
Kann der Versagensmodus mittels virtuellem Testen ermittelt werden?

Vorgehensweise

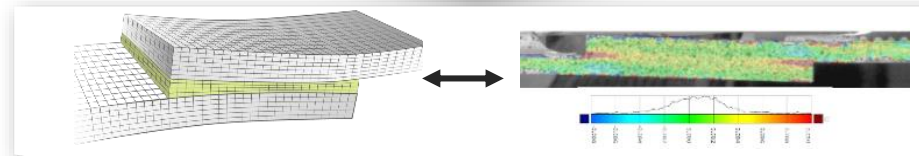
intralaminare Modellierung

interlaminare Modellierung

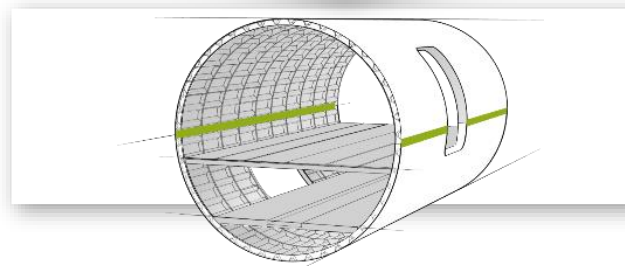
Klebstoffmodellierung



Methodenentwicklung für die progressive Schädigungsanalyse



Validierung der ganzheitlichen Methode

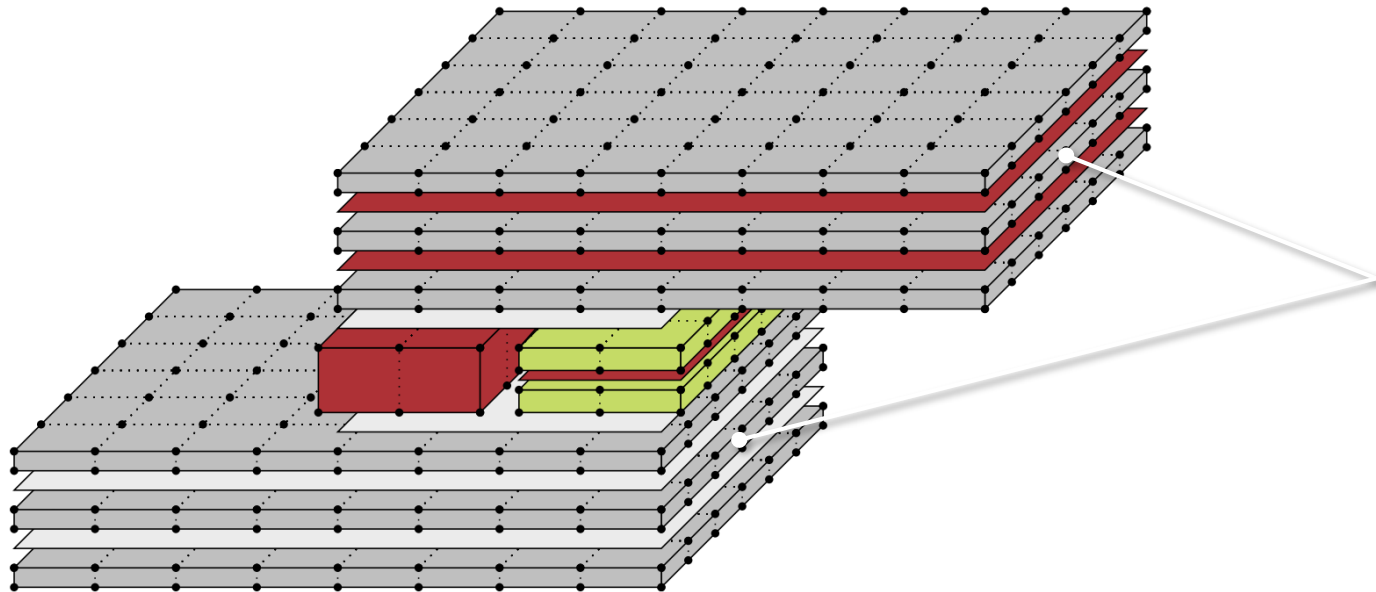


Anwendung auf das Design einer Flugzeugrumpflängsnaht

The background of the slide is a 3D perspective view of a rectangular grid representing a bonded joint in a fiber-reinforced composite structure. The grid is composed of white and light gray squares. A horizontal strip of yellow squares runs across the middle of the grid, representing the adhesive bond. The grid is slightly curved, suggesting a realistic component shape.

METHODENENTWICKLUNG FÜR DIE PROGRESSIVE SCHÄDIGUNGSANALYSE VON GEKLEBTEN VERBINDUNGEN IN FASERVERBUNDSTRUKTUREN

Intralaminare Modellierung



- Lagenweise Modellierung
- Nutzerdefiniertes Materialmodell für Abaqus entwickelt
- Transversal isotropes Plastizitätsmodell
- Versagenskriterien von Puck und Cuntze
- In-situ Festigkeiten
- Energiebasiertes Degradationsmodell
- Kontinuumsschalen- und Volumenelementen

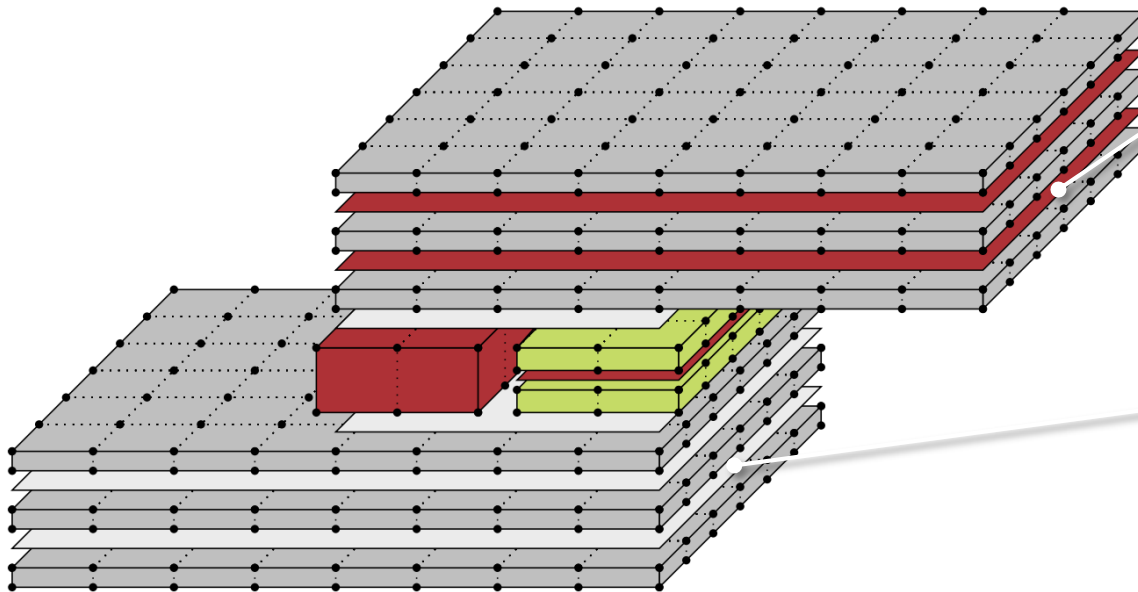
Interlaminare Modellierung

Kohäsivzonenmodellierung

- Kohäsive Kontakte zwischen Einzellagen
- Erhöhter Modellierungsaufwand
- Bestimmung der Delaminationsflächen

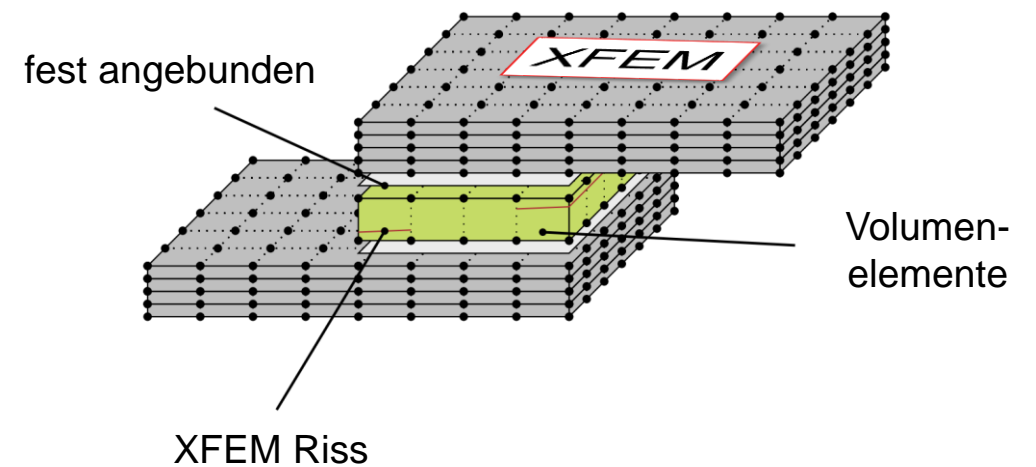
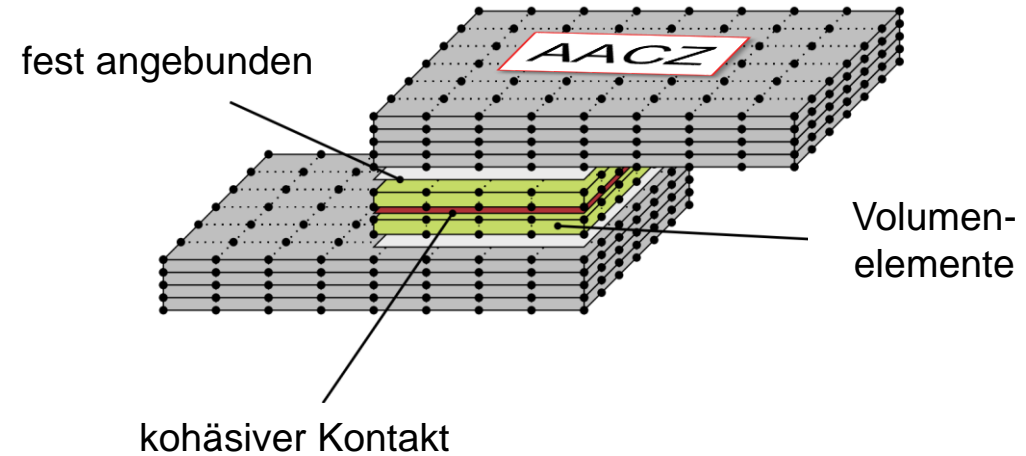
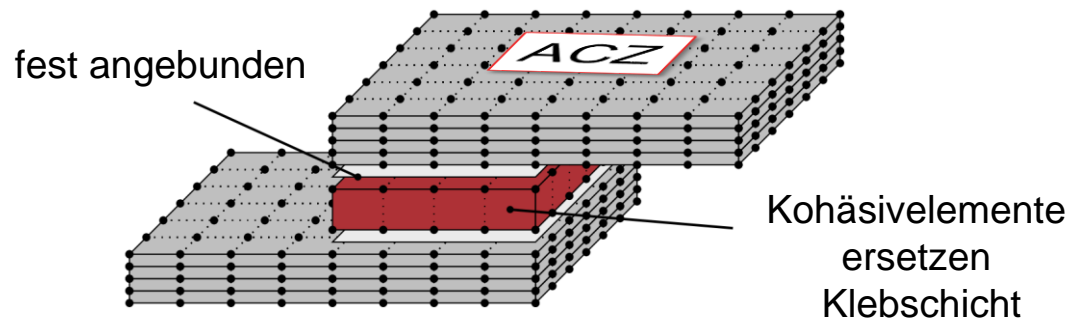
Keine diskrete Modellierung

- Lagen fest miteinander verbunden
- Einfachere Modellierung
- Interlaminare Schädigung durch 3D Kontinuumschädigungsmechanik abgebildet

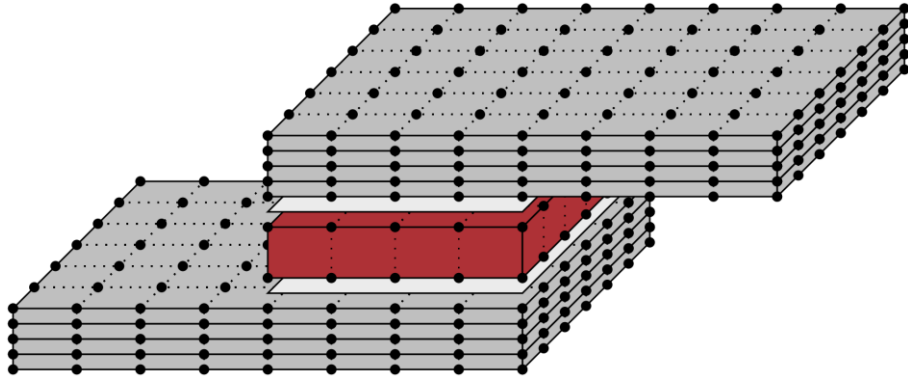


Modellierung der Klebschicht

ACZ Adherend + Cohesive Zone
AACZ Adherend + Adhesive + Cohesive Zone
XFEM eXtended Finite Element Method



Effiziente Modellierung



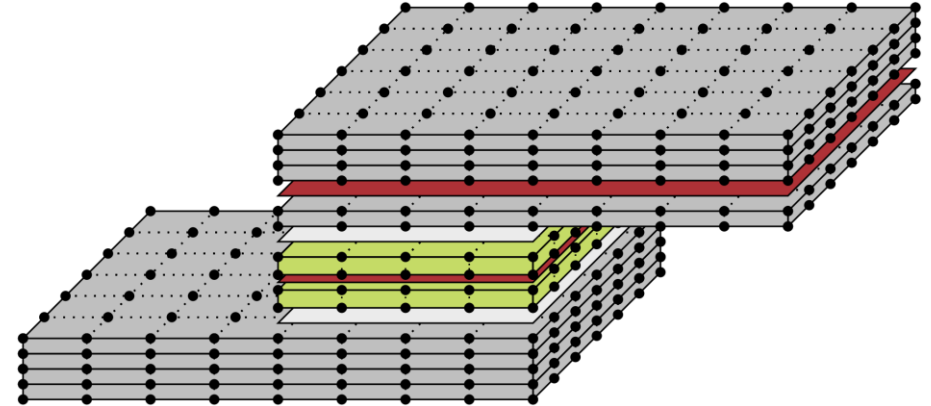
Fügeteile

- Ein Volumenelement in Dickenrichtung pro Einzelschicht
- 3D-Schädigungsmodell
→ Delaminationen verschmiert modelliert
- Einzelschichten knotenbasiert verbunden

Klebstoff

- Kohäsivelemente für Klebschichtschädigung
- Kein Fließmodell

Präzise Modellierung



Fügeteile

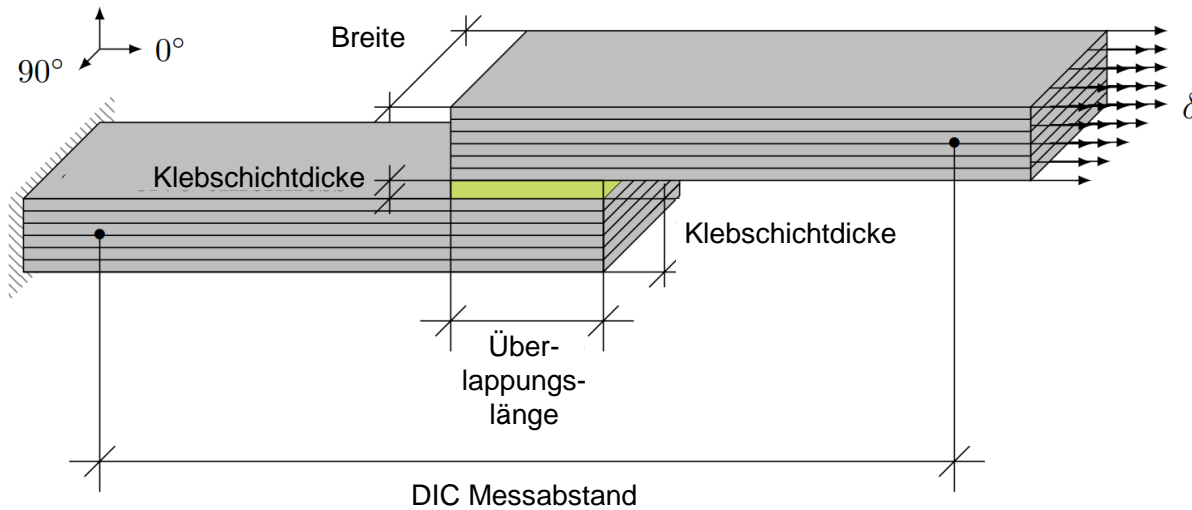
- Ein Kontinuumsschalenelement in Dickenrichtung pro Einzelschicht
- 2D-Schädigungsmodell
- Kohäsive Kontakt zwischen den Einzelschichten → Delaminationen explizit modelliert

Klebstoff

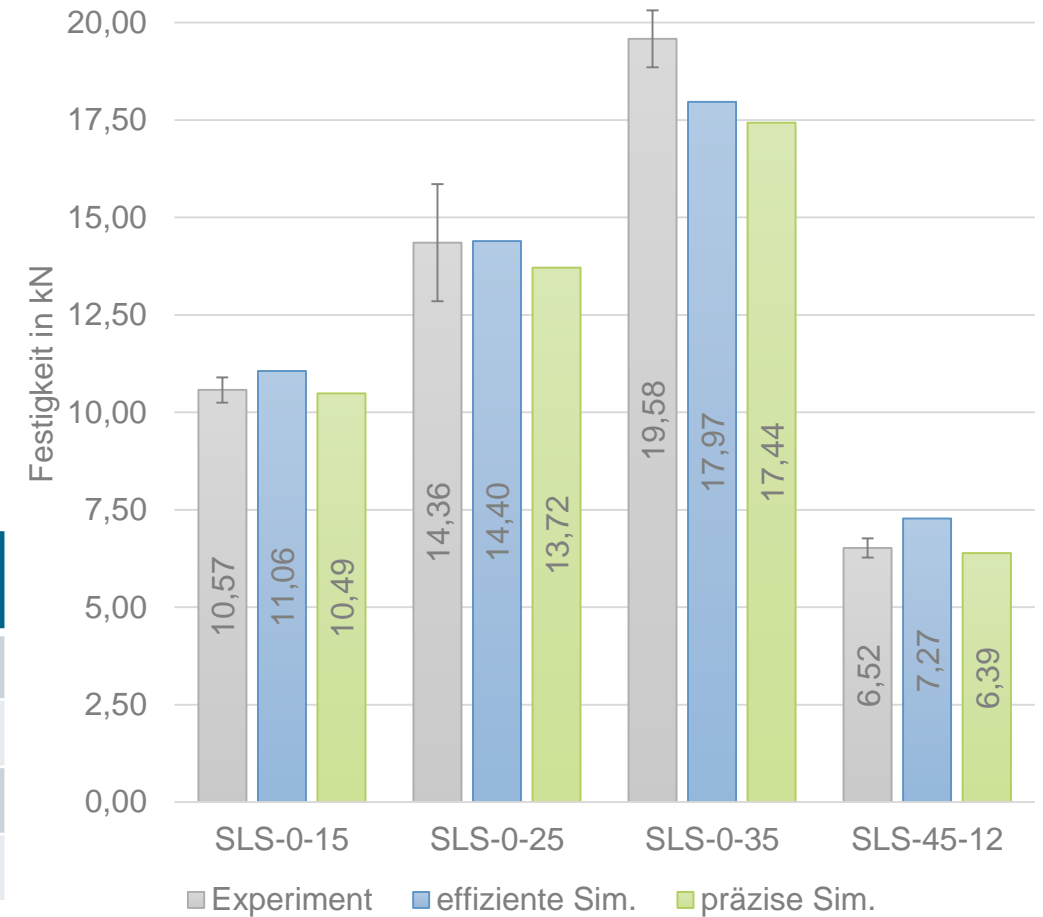
- Volumenelemente mit (drucksensitivem) Fließmodell
- Schädigung über kohäsiven Kontakt

VALIDIERUNG DER GANZHEITLICHEN METHODE

Validierung der ganzheitlichen Methode



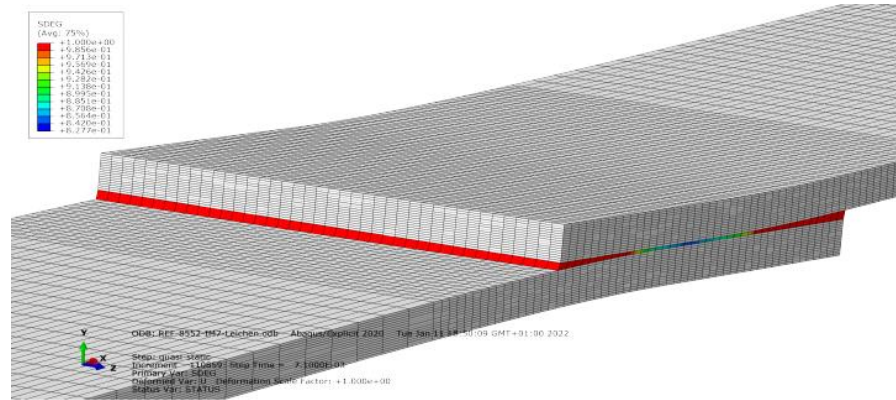
Serie	Lagenaufbau	b in mm	t _s in mm	t _a in mm	l _ü in mm	l _{frei} in mm	n
SLS-0-15	[0,45,90,-45]2s	25,0	2,0	0,15	15,0	175,0	5
SLS-0-25	[0,45,90,-45]2s				25,0	175,0	3
SLS-0-35	[0,45,90,-45]2s				35,0	175,0	5
SLS-45-12	[45,90,-45,0]2s				12,0	85,0	6



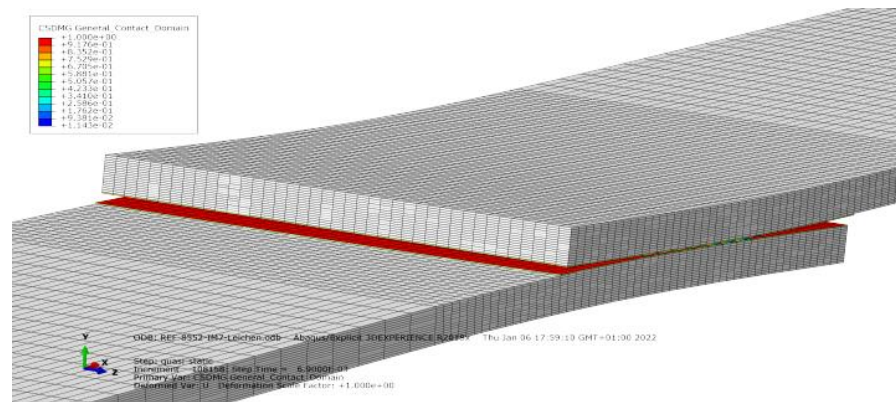
Validierung der ganzheitlichen Methode - SLS-0-25



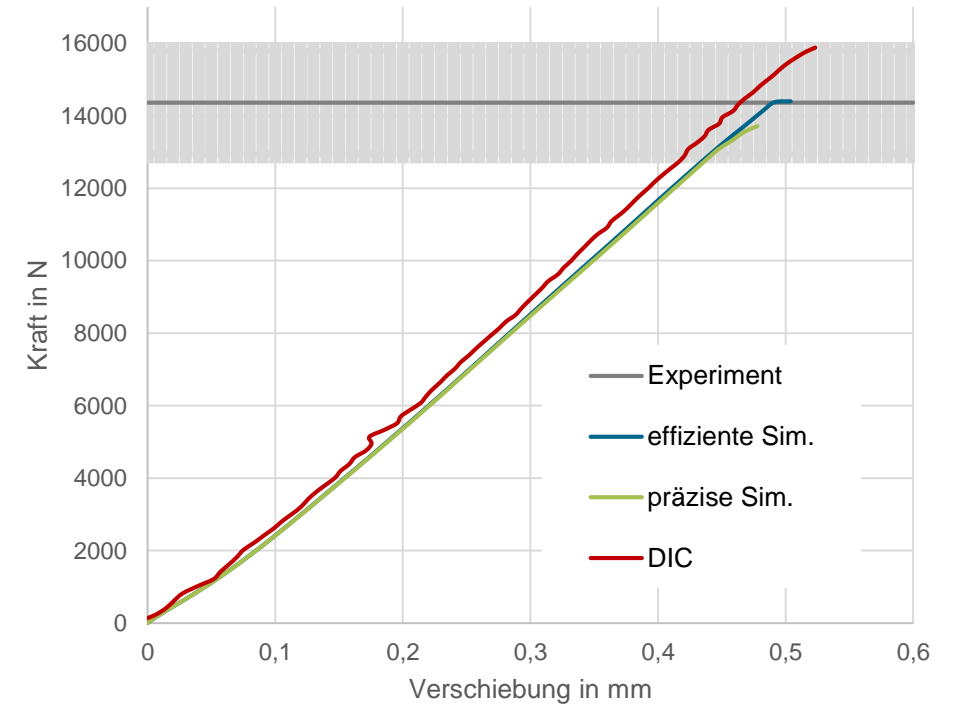
Bruchbild aus Experiment



Schädigung der Klebschicht (effiziente Sim.)

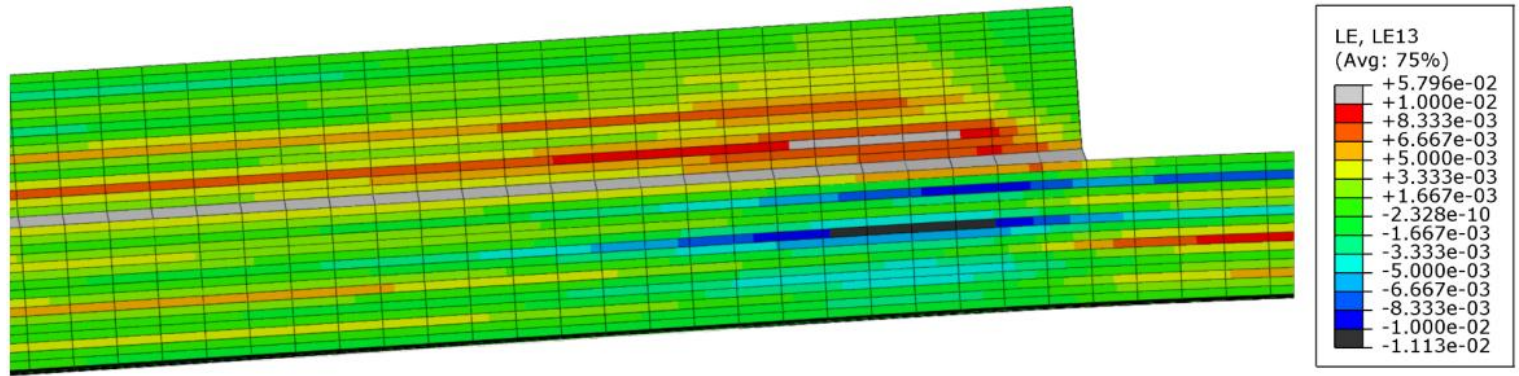


Schädigung der Klebschicht (präzise Sim.)

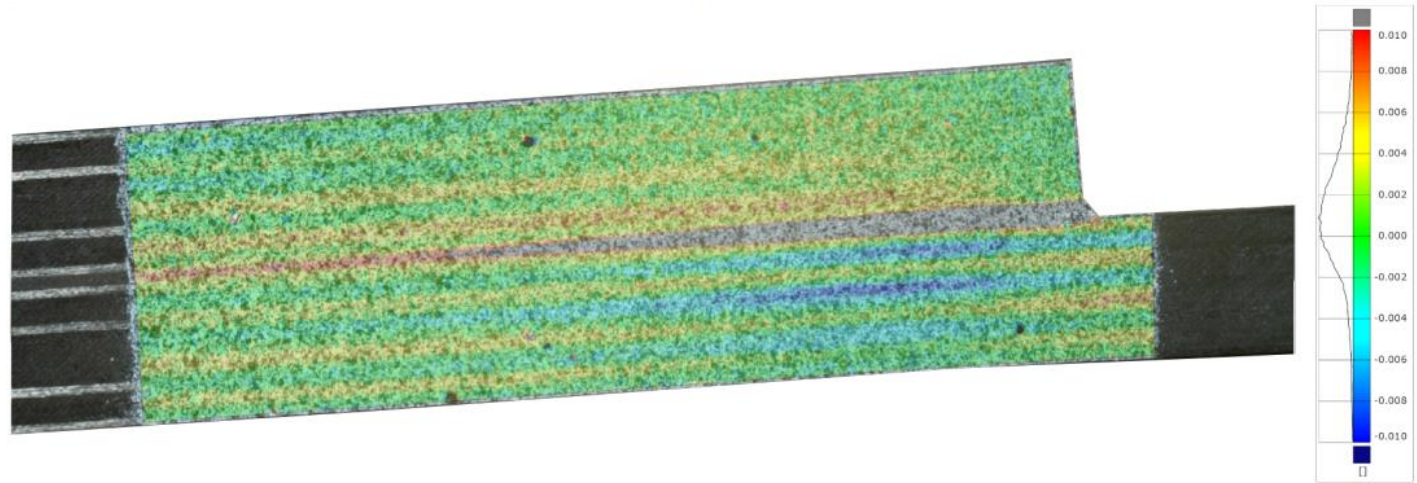


Validierung der ganzheitlichen Methode - SLS-0-25

Laminat



(a) FEM

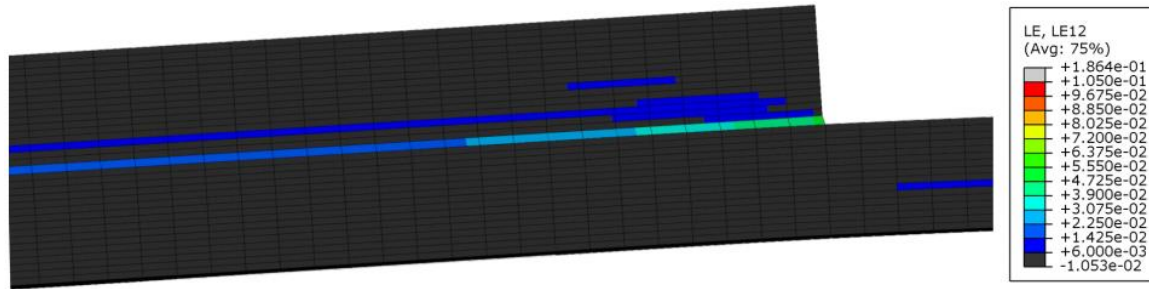


(b) DIC

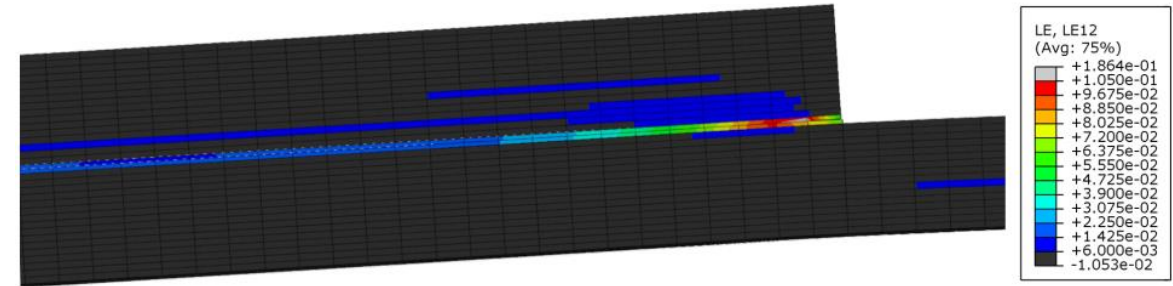
Validierung der ganzheitlichen Methode - SLS-0-25



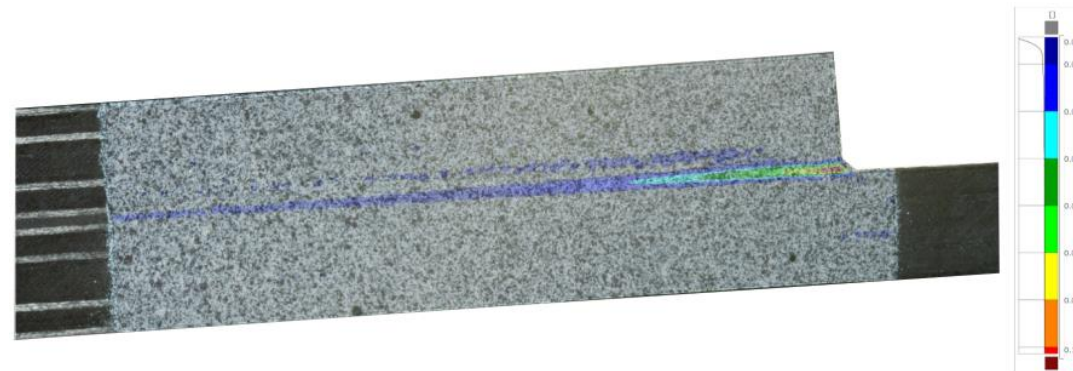
Klebschicht



FEM - ACZ

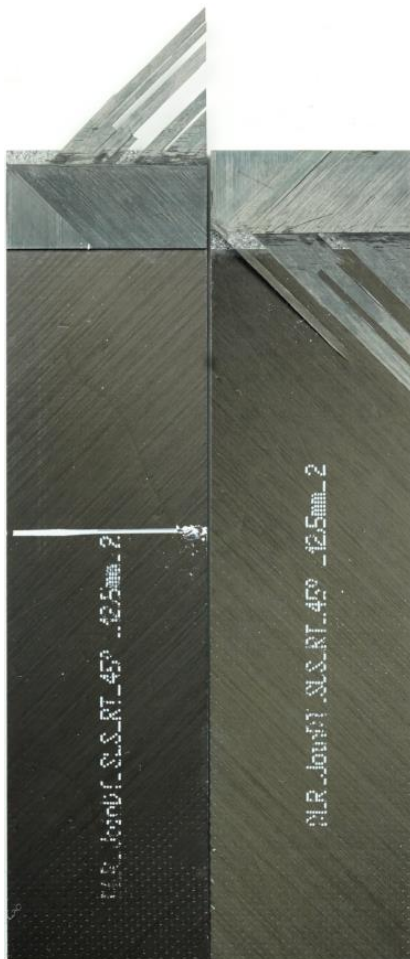


FEM - AACZ

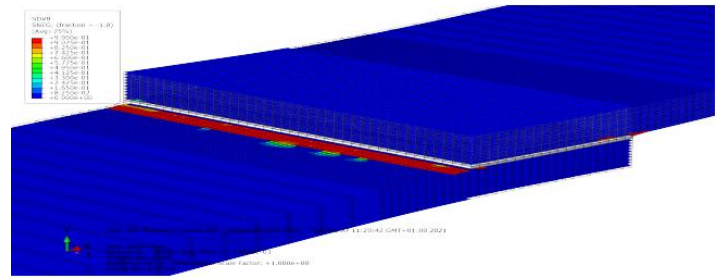


DIC

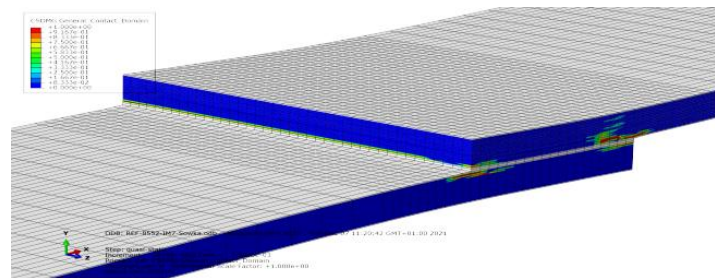
Validierung der ganzheitlichen Methode - SLS-45



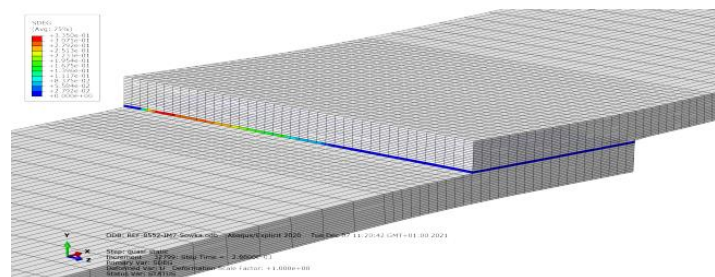
Bruchbild aus Experiment



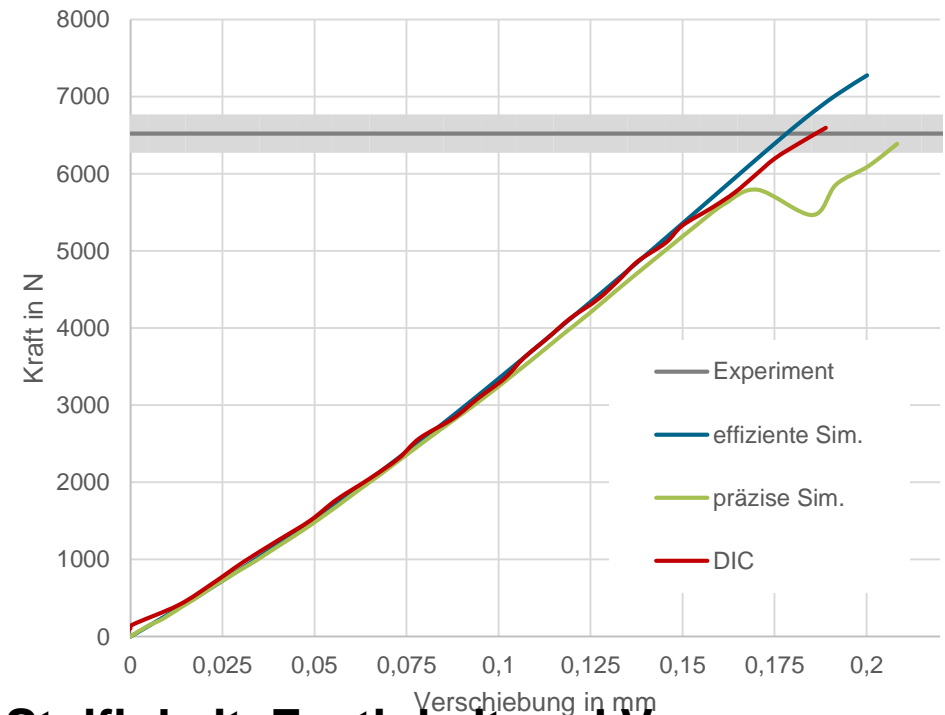
intralaminare Schädigung



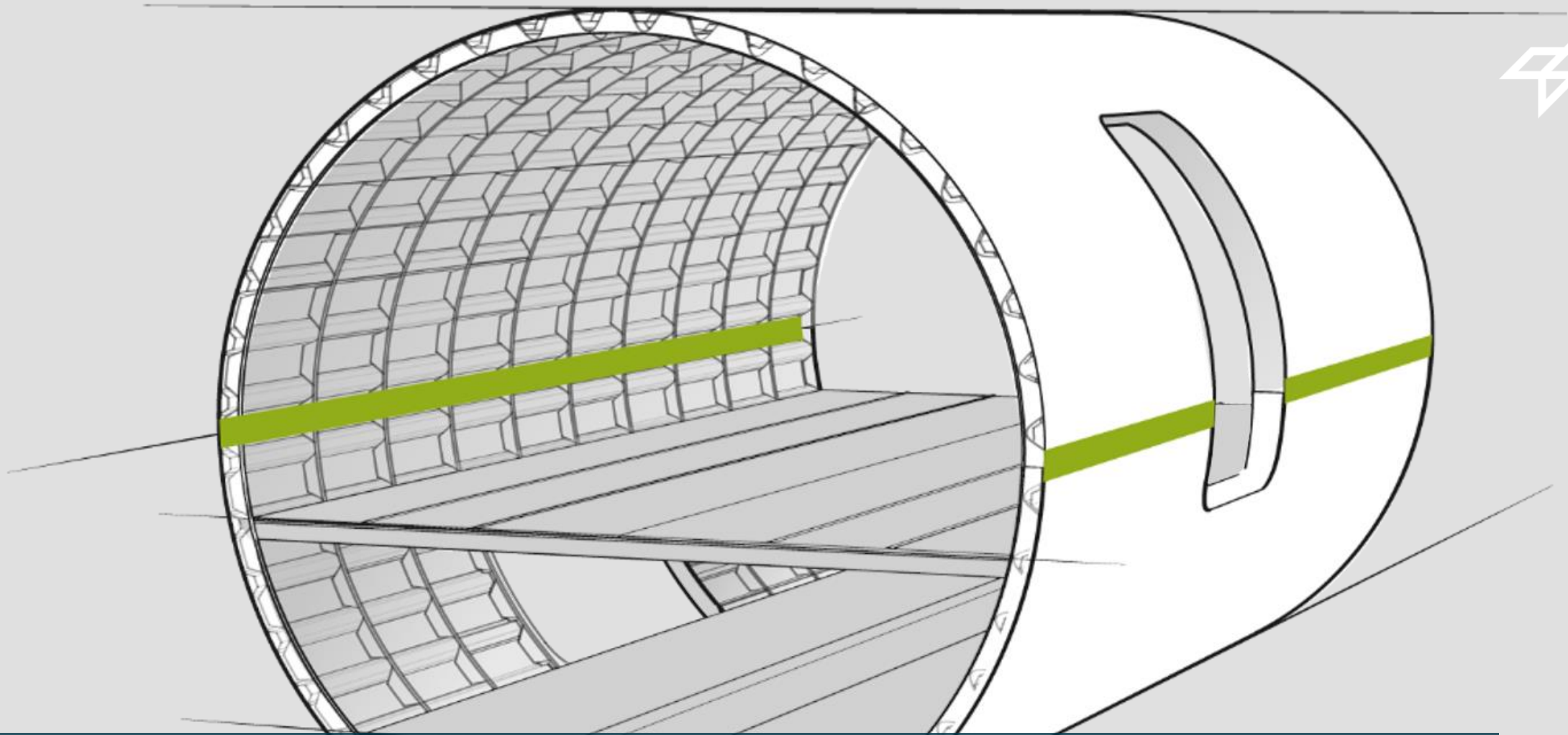
interlaminare Schädigung



Schädigung der Klebschicht

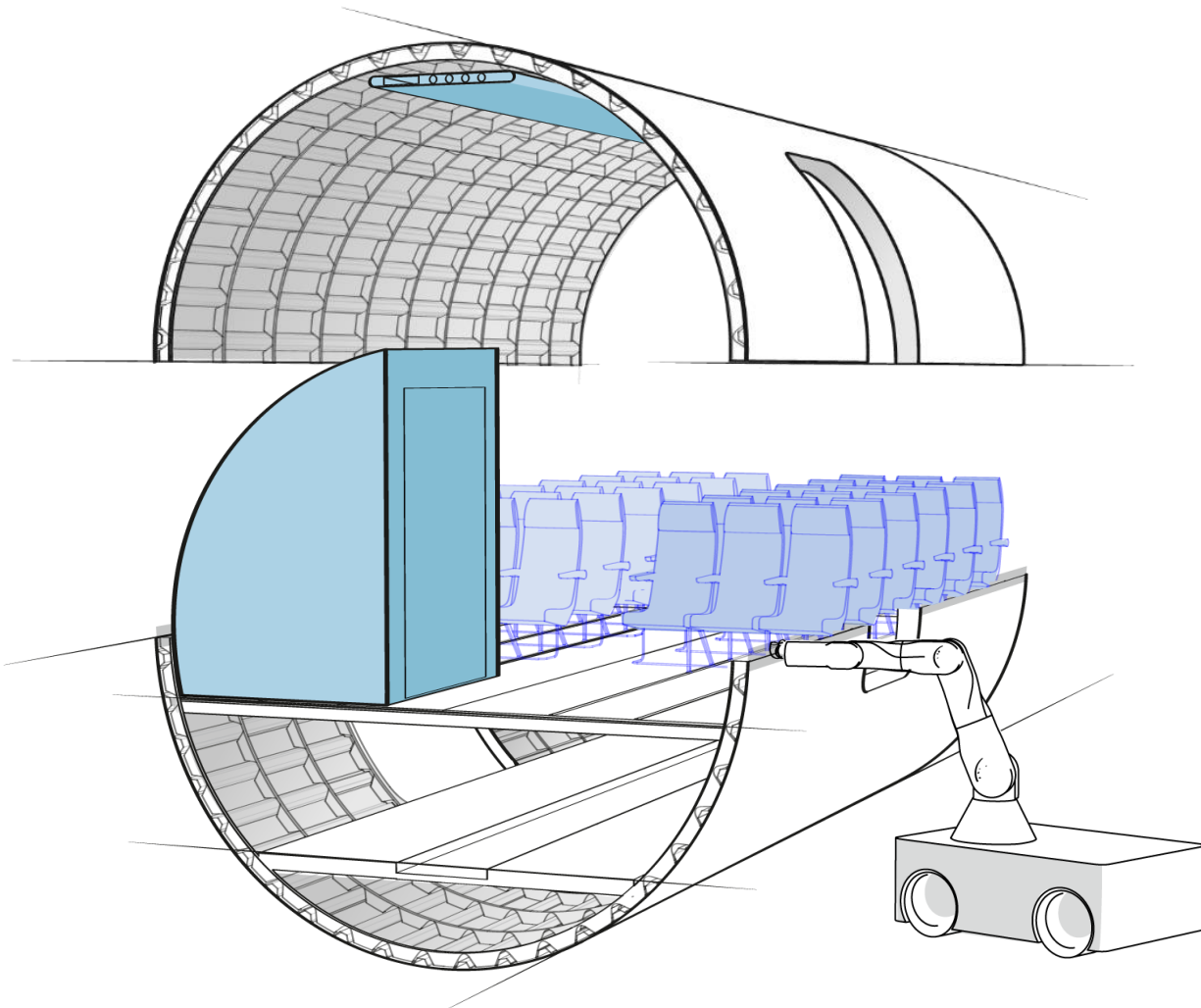


Steifigkeit, Festigkeit und Versagensmodus können vorhergesagt werden.



ANWENDUNG AUF DAS DESIGN EINER FLUGZEUGGRUMPFLÄNGSNAHT

Vorteile einer geklebten Flugzeugrumpflängsnaht



Kleben ermöglicht Montage ohne mechanische Verbindungselemente:

- keine Nietbohrungen, spanfrei

➤ Ermöglicht Vorausrüstung des Rumpfes mit Baugruppen, die elektrische Systeme enthalten.

Verbesserte Zugänglichkeit während Montage:

➤ Ermöglicht die Vormontage jeglicher, auch größerer Baugruppen.

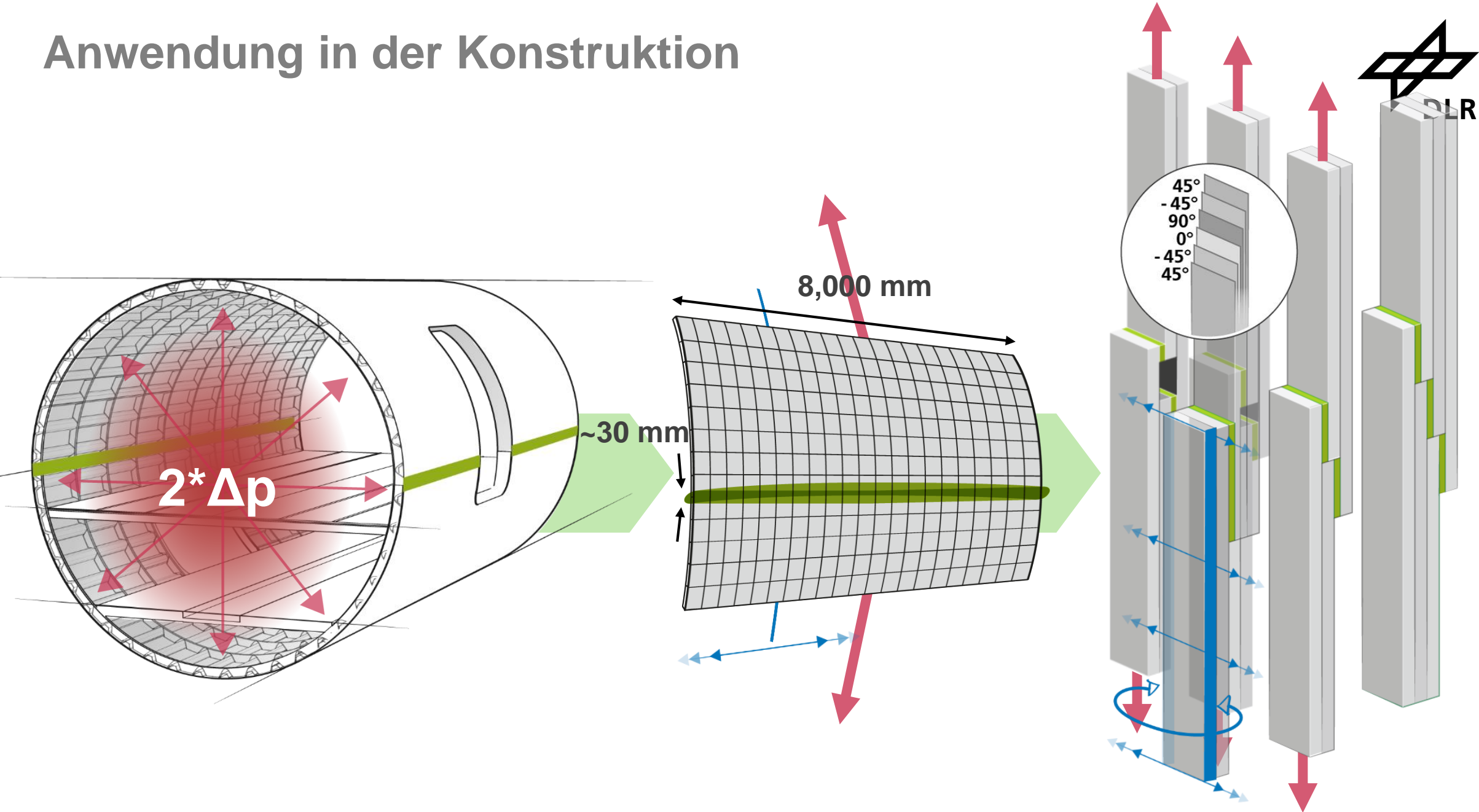


[4]

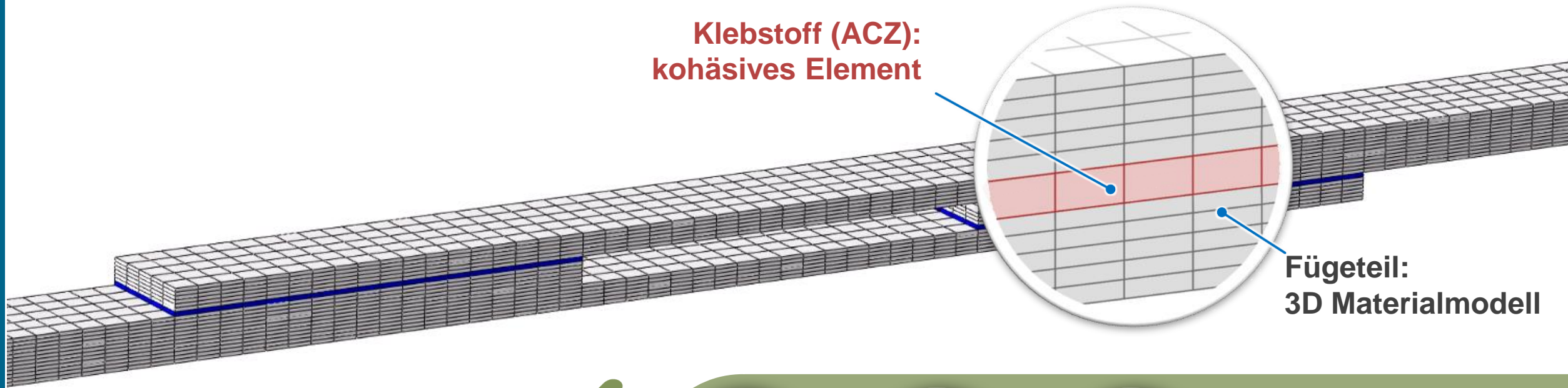
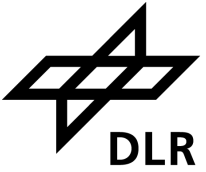


[5]

Anwendung in der Konstruktion



Anwendung in der Konstruktion



**Klebstoff (ACZ):
kohäsives Element**

**Fügeteil:
3D Materialmodell**



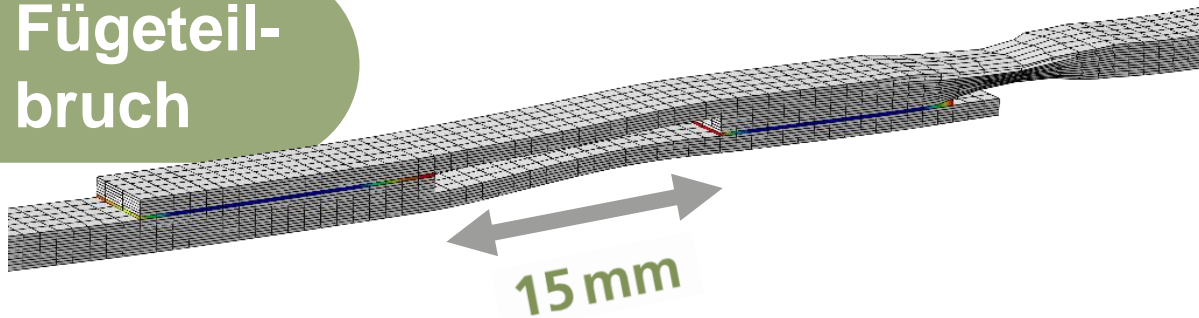
Fügeteilbruch

Ableitung einer Konstruktionsrichtlinie

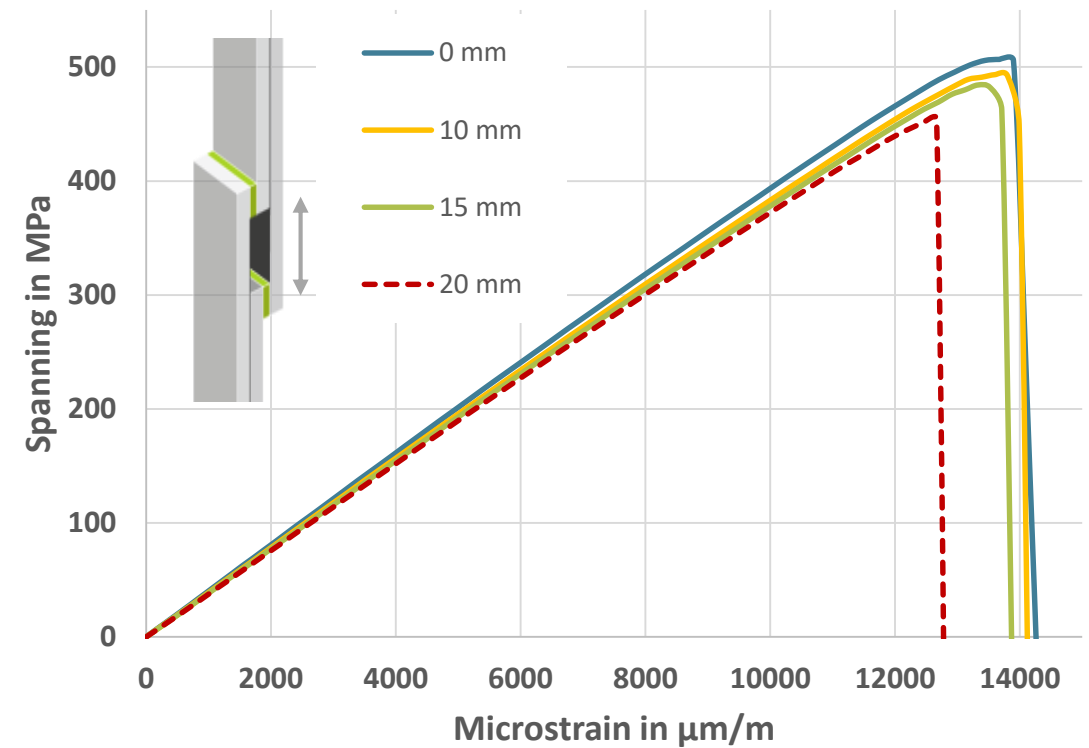
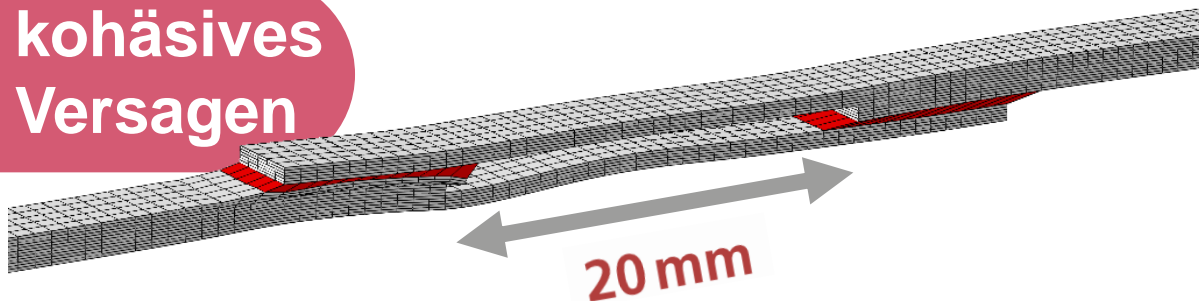
Konstruktionsrichtlinie für Positioniergenauigkeit:

- Wie tolerant ist die Konstruktion gegenüber Ungenauigkeiten in der Positionierung?

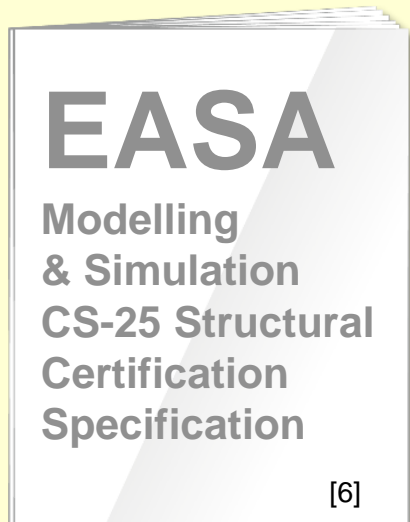
Fügeteil-
bruch



kohäsives
Versagen



Reduktion physischer Tests auf wenige kritische Konfigurationen durch virtuelles Testen



Schritt 1:

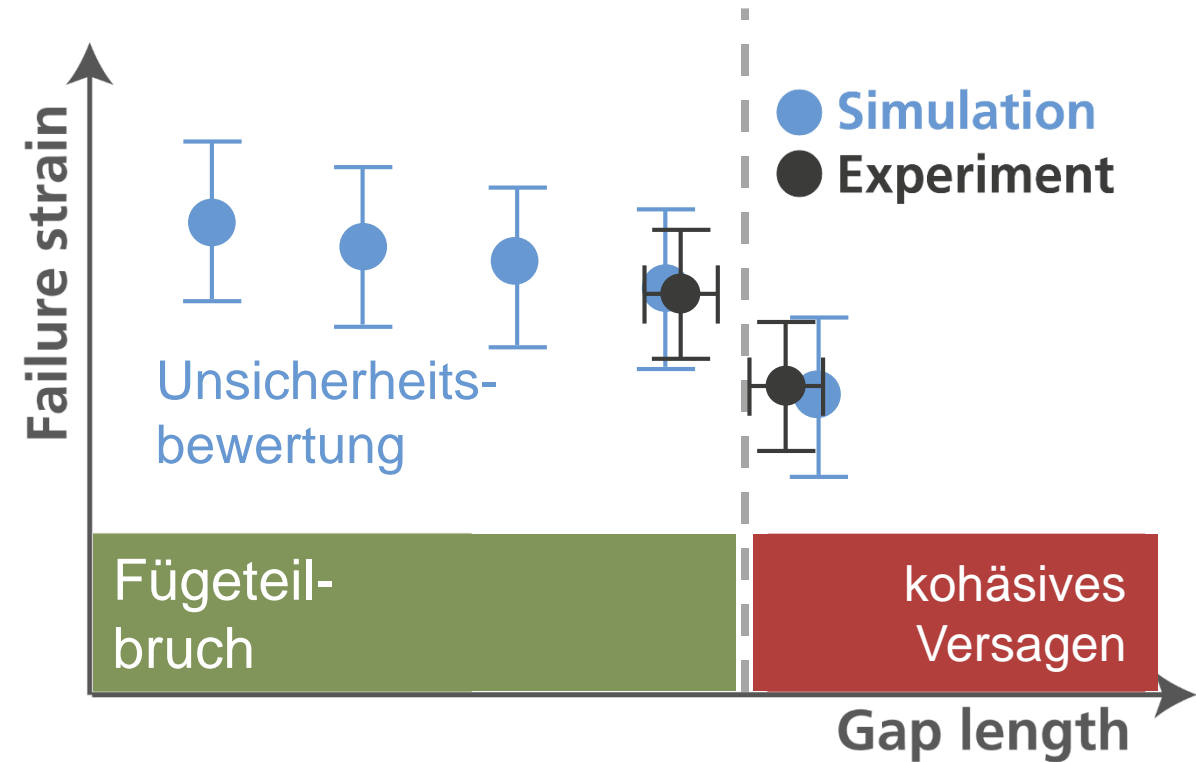
- Definition der initialen Konfiguration

Schritt 2:

- Virtuelle Tests zeigen Wechsel des Versagensverhaltens

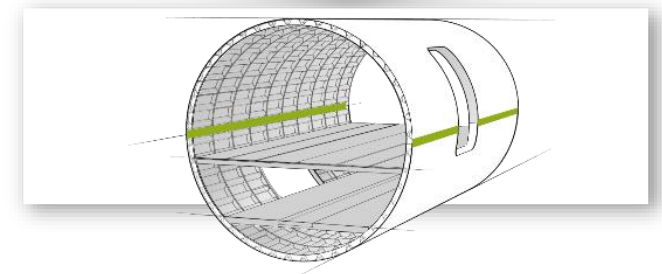
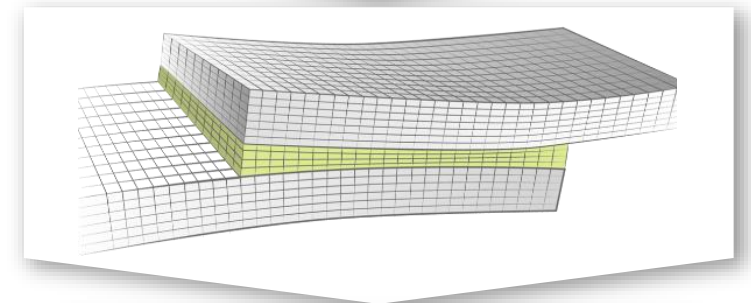
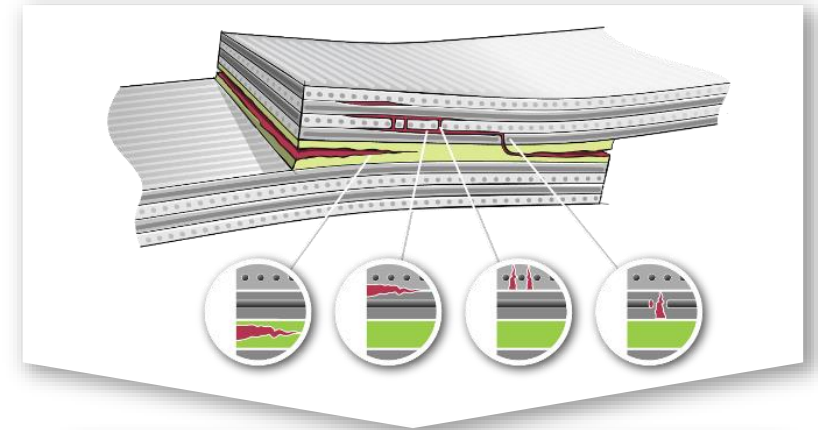
Schritt 3:

- Validierung mit wenigen physischen Tests



Zusammenfassung

- Klebeverbindungen haben viele Vorteile, sind aber in der Auslegung aufwendig.
- Versagensmodus ist entscheidend, wird in der Praxis durch physische Versuche ermittelt.
- Progressive Schädigungsanalysen können Steifigkeit, Festigkeit und Versagensverhalten vorhersagen.
- Virtuelle Tests können physische Versuche (zum Teil) ersetzen.
- Simulationsgestütztes Design kann den Weg hin zu mehr Klebeverbindungen im Leichtbau ebnen.



Vielen Dank!



Oliver Völkerink

Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e.V.
Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

Abteilung Funktionsleichtbau

Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Germany

Telefon 0531 295 2053
Email: Oliver.Voelkerink@dlr.de



[7]

Quellen



- [1] <https://cirrusaircraft.com/aircraft/sr22/>, abgerufen am 12.05.2022
- [2] Adhesive Bonding Experience at Cirrus Design, Paul Brey, https://faa.niar.wichita.edu/Portals/0/2004%20FAA%20Bonded%20Structures%20Workshop/Jun17_0425_PaulB.pdf?ver=nxYuCfuLbs5RpnIFPc4IEA%3D%3D, abgerufen am 12.05.2022
- [3] Kim, H., & Kedward, K. (2001). Stress analysis of in-plane, shear-loaded, adhesively bonded composite joints and assemblies. CALIFORNIA UNIV SANTA BARBARA DEPT OF MECHANICAL AND ENVIRONMENTAL ENGINEERING.
- [4] Wolff, J., Pototzky, A., Holzhüter, D., & Hühne, C. (2016). Abschlussbericht zum Teilprojekt des DLR im Verbund InGa (Innovative Galley).
- [5] Pototzky, A. (2020). Graphenunterstützte Konstruktionsmethode zur Funktionsintegration in Leichtbaustrukturen (Dissertation, TU Braunschweig).
- [6] EASA Proposed CM-S-014 Modelling & Simulation – for consultation
- [7] <https://www.motorflugschule.aero/cirrus-training-center/>, abgerufen am 12.05.2022