

# 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

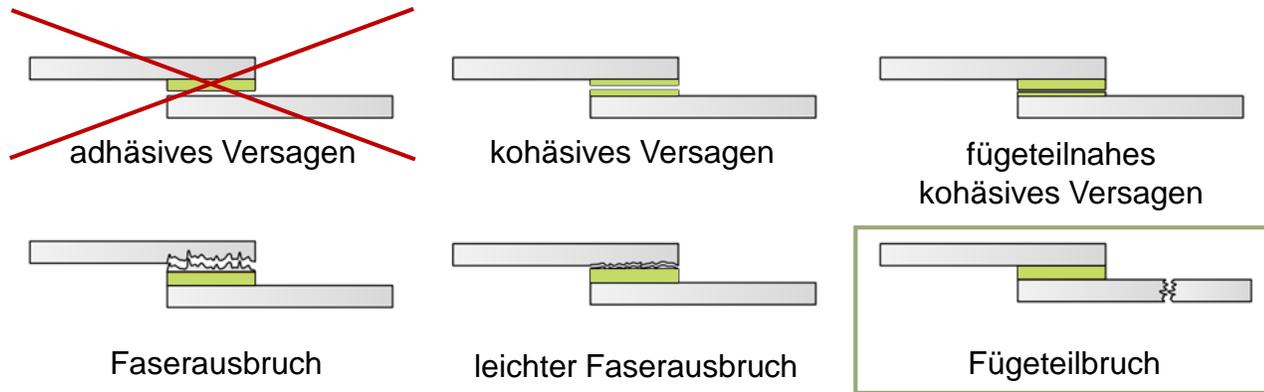
## Werden bereits eingesetzt, aber

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

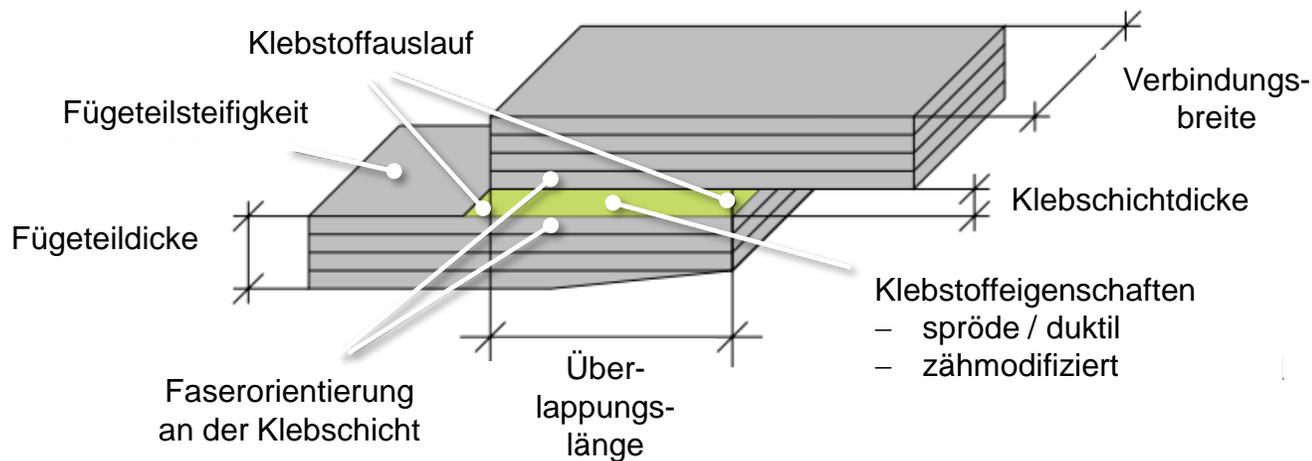
**Einer der Haupthinderungsgründe**



# Versagensmodi von Klebeverbindungen



Versagensmodi nach ASTM D5573



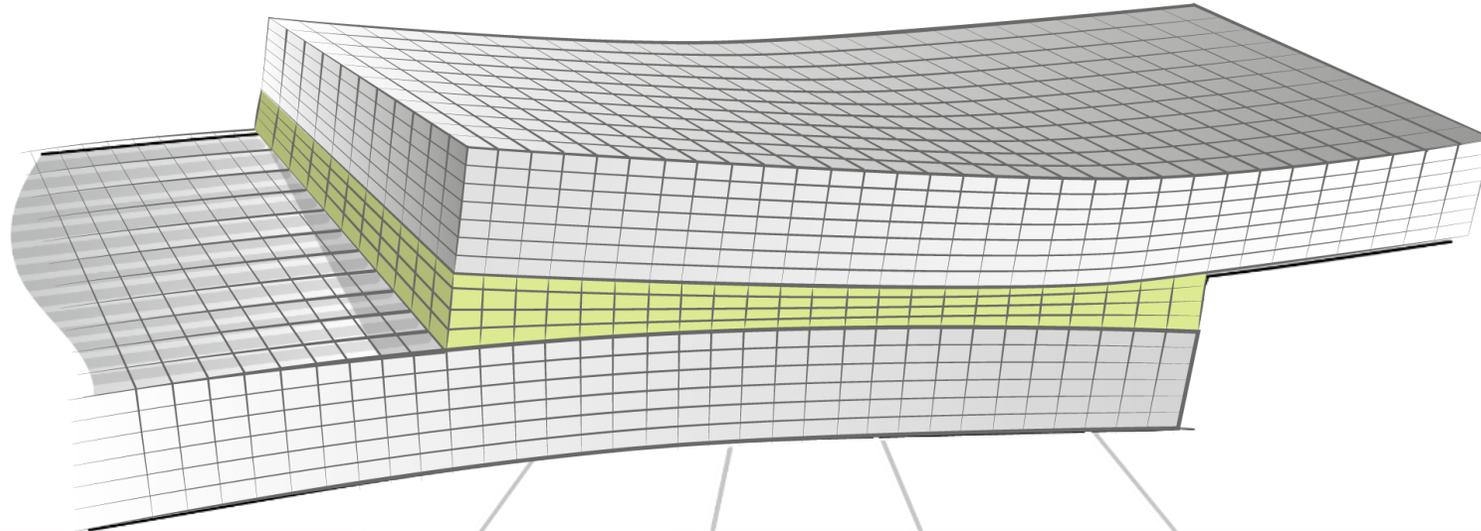
Einflussparameter auf das statische Versagensverhalten

Eine korrekt ausgelegte Klebeverbindung sollte, bei Überlastung, im Fügeiteil 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**

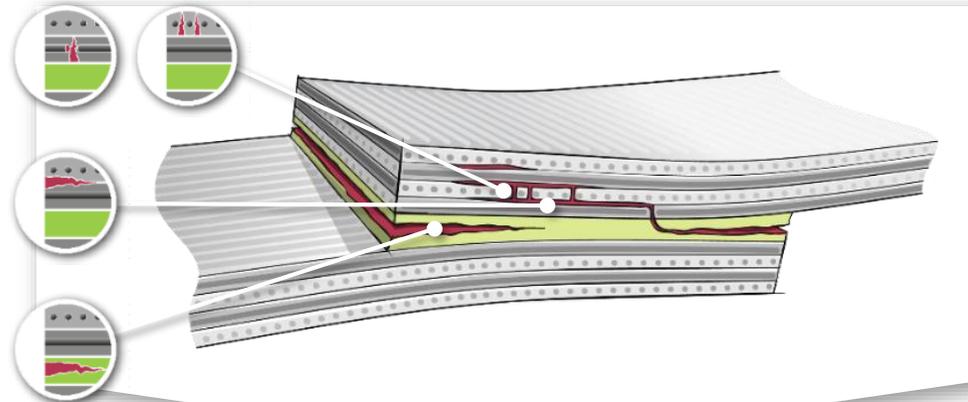
**Kann der Versagensmodus mittels virtuellem Testen ermittelt werden?**

# Vorgehensweise

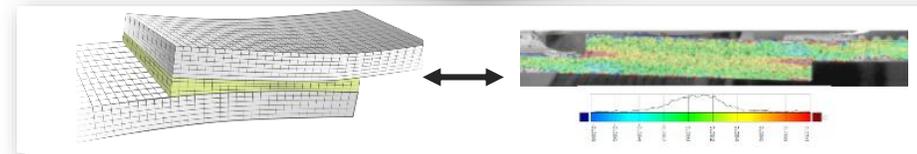
intralaminare Modellierung

interlaminare Modellierung

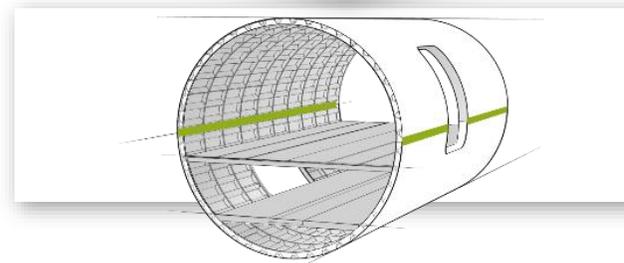
Klebstoffmodellierung



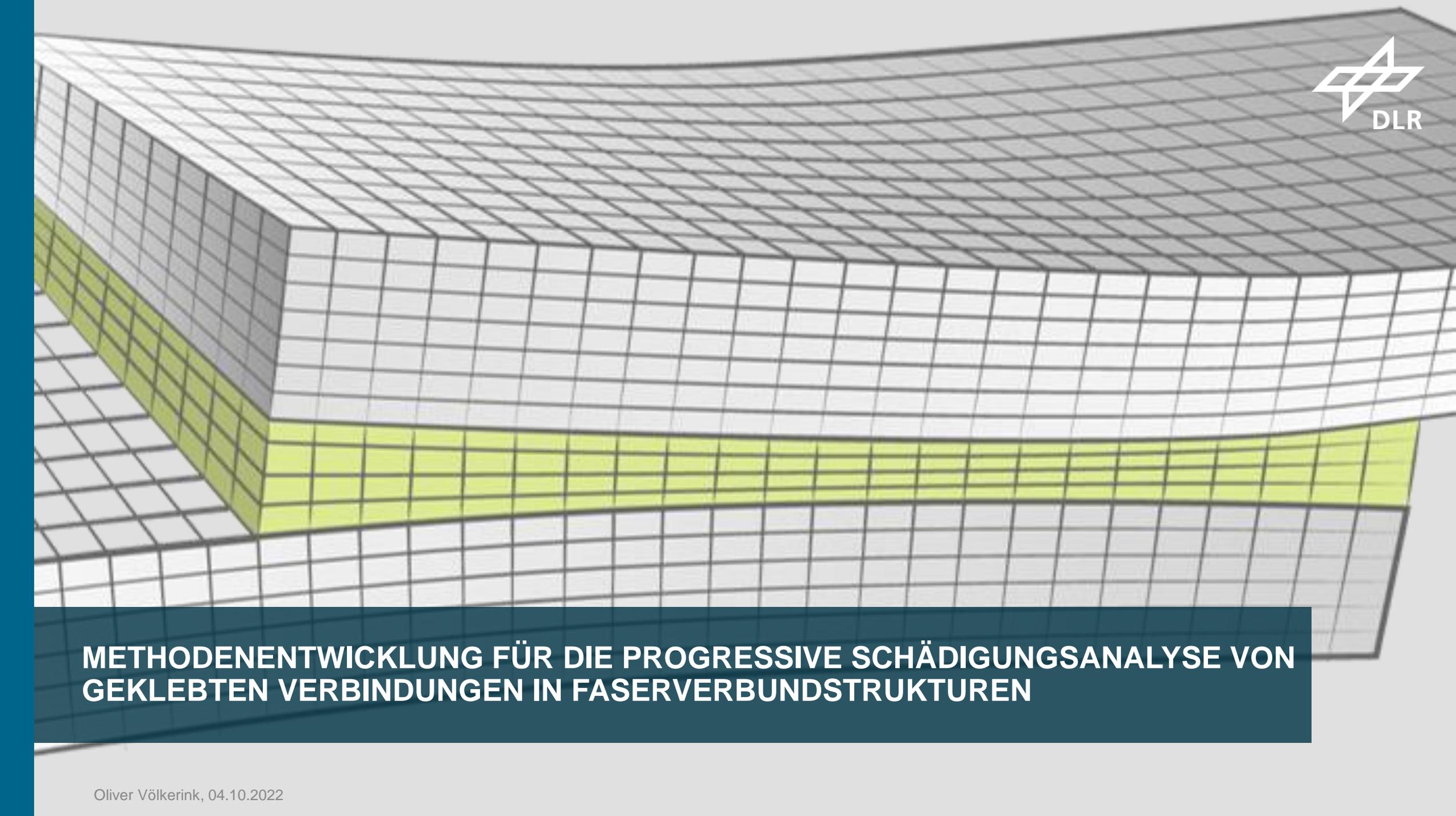
**Methodenentwicklung für die progressive Schädigungsanalyse**



**Validierung der ganzheitlichen Methode**

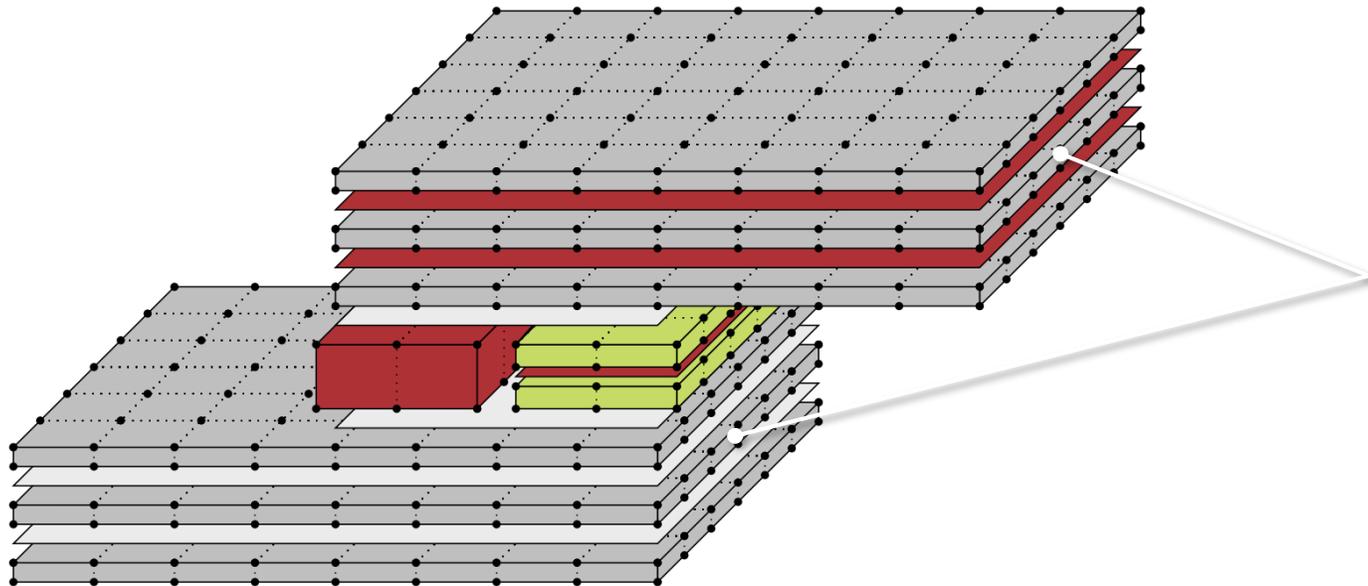


**Anwendung auf das Design einer Flugzeugrumpflängsnaht**

The background of the slide is a 3D perspective view of a rectangular grid representing a finite element mesh. The grid is composed of small rectangular elements. A horizontal strip of elements in the center of the grid is highlighted in a light yellow-green color, representing a bonded joint or a specific layer of interest in a fiber-reinforced composite structure. The grid is slightly curved, suggesting a non-planar geometry.

# 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

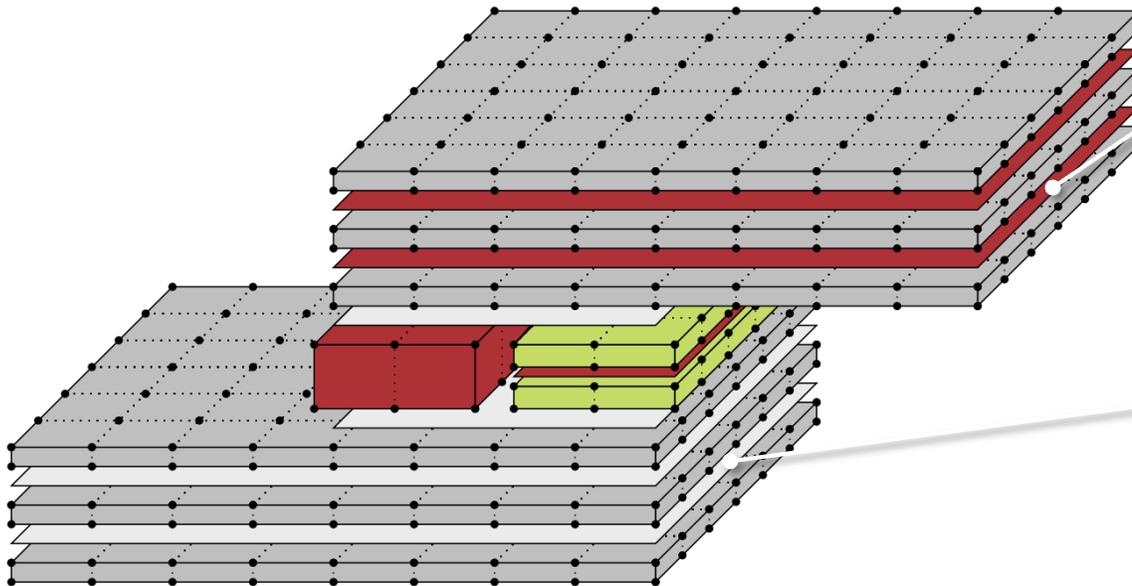
## Interlaminare Modellierung

### Kohäsivzonenmodellierung

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

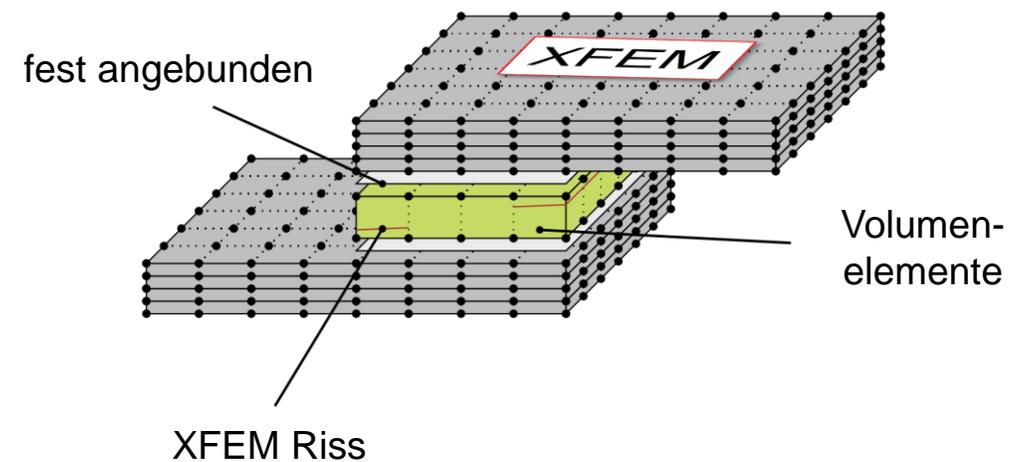
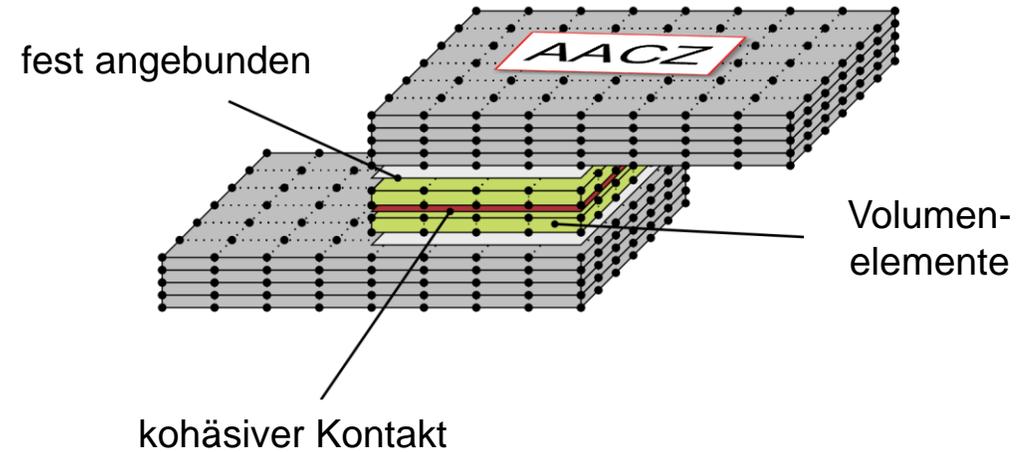
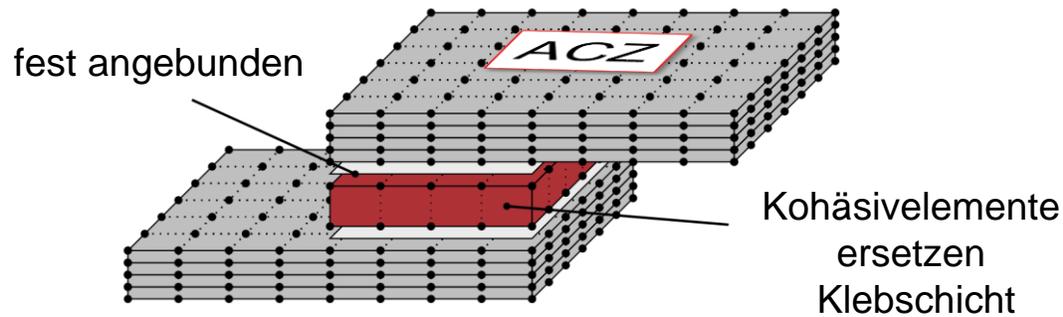
### Keine diskrete Modellierung

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

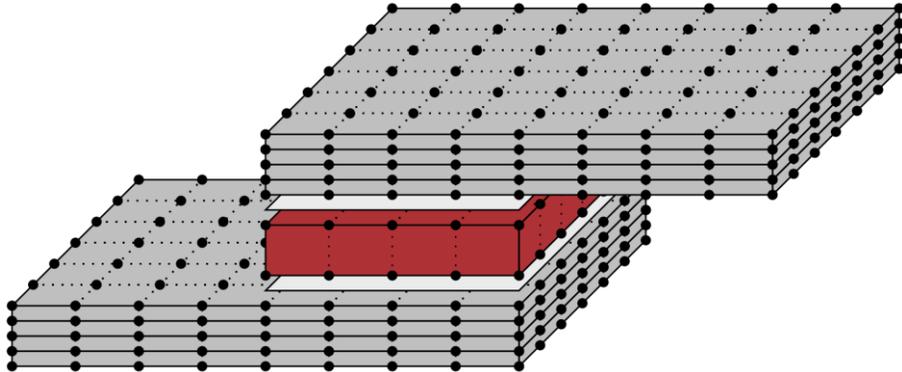


# Modellierung der Klebschicht

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



## Effiziente Modellierung



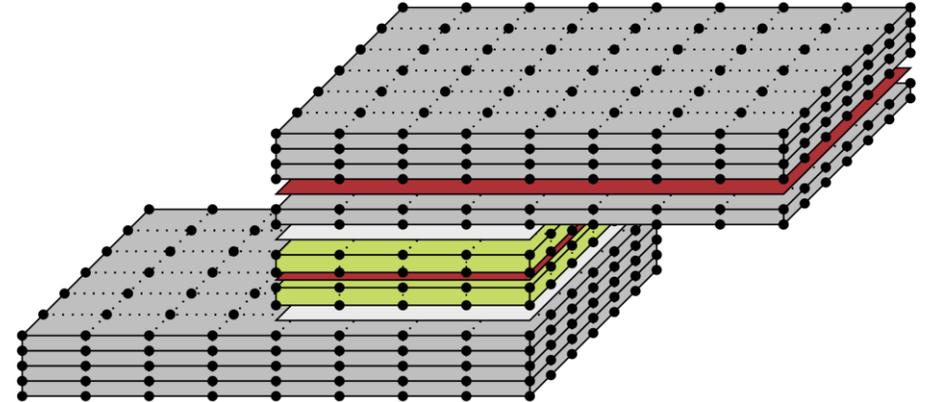
### Fügeteile

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

### Klebstoff

- Kohäsivelemente für Klebschichtschädigung
- Kein Fließmodell

## Präzise Modellierung



### Fügeteile

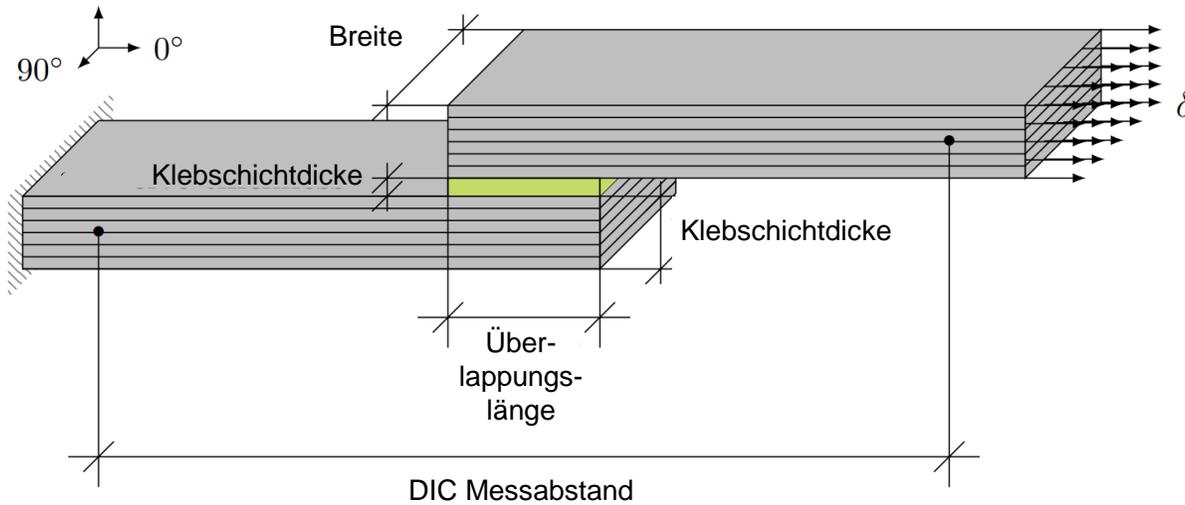
- Ein Kontinuumsschalenelement in Dickenrichtung pro Einzelschicht
- 2D-Schädigungsmodell
- Kohäsive Kontakt zwischen den Einzelschichten → Delaminationen explizit modelliert

### Klebstoff

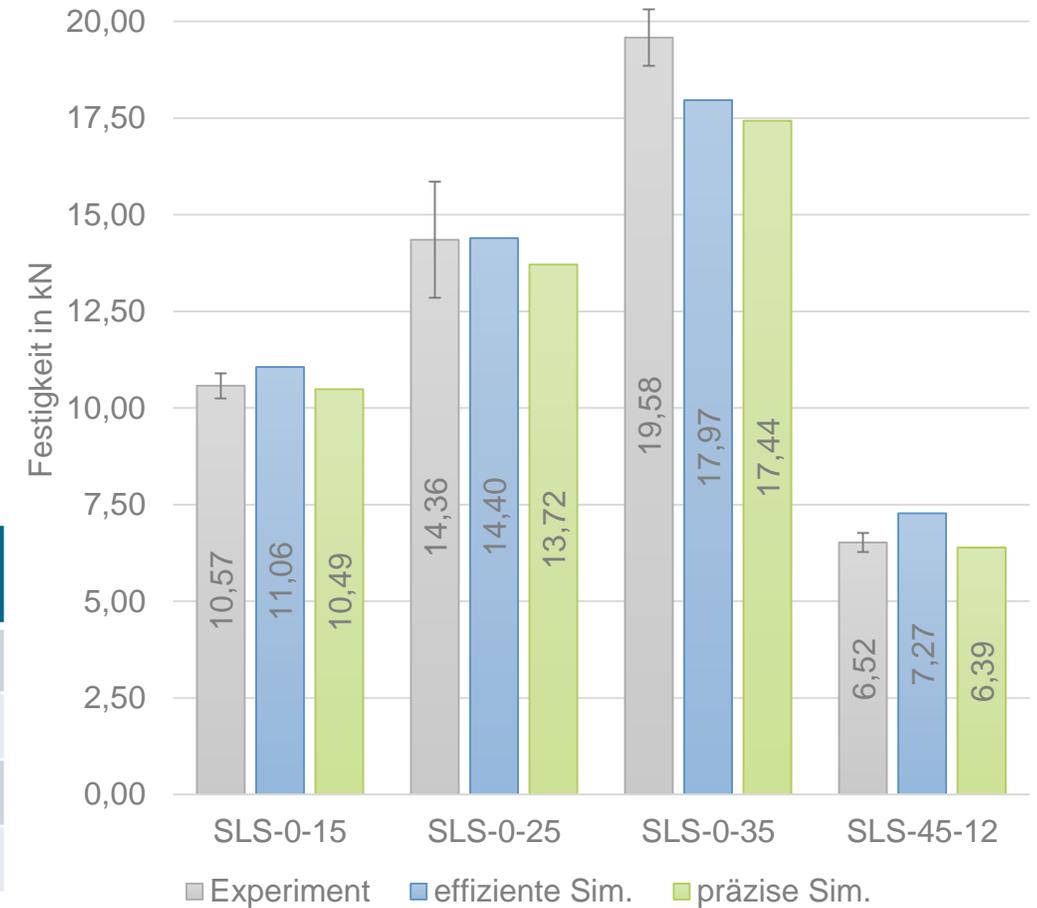
- Volumenelemente mit (drucksensitivem) Fließmodell
- Schädigung über kohäsiven Kontakt

# VALIDIERUNG DER GANZHEITLICHEN METHODE

# Validierung der ganzheitlichen Methode



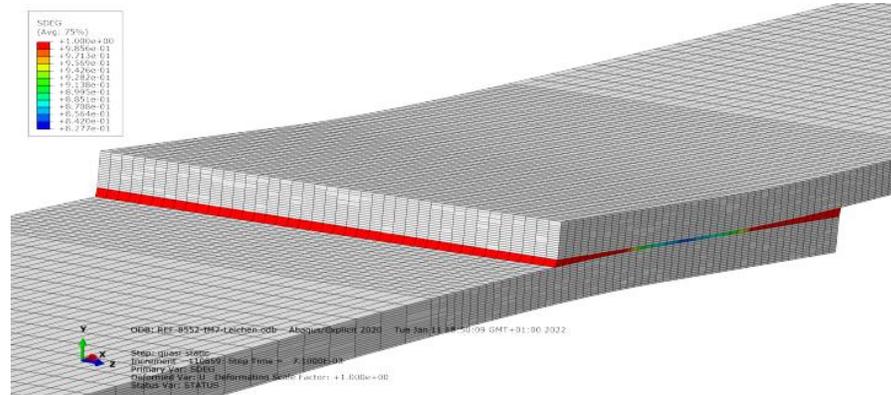
Serie	Lagenaufbau	b in mm	t <sub>s</sub> in mm	t <sub>a</sub> in mm	l <sub>ü</sub> in mm	l <sub>frei</sub> in mm	n
SLS-0-15	[0,45,90,-45]2s	25,0	2,0	0,15	15,0	175,0	5
SLS-0-25	[0,45,90,-45]2s				25,0	175,0	3
SLS-0-35	[0,45,90,-45]2s				35,0	175,0	5
SLS-45-12	[45,90,-45,0]2s				12,0	85,0	6



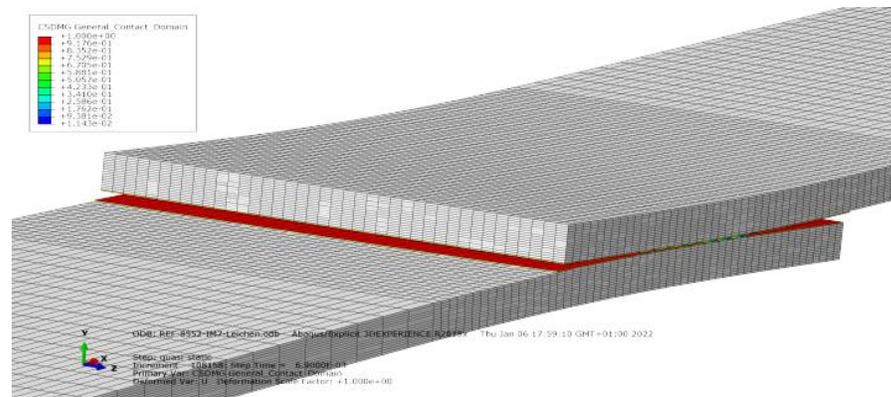
# Validierung der ganzheitlichen Methode - SLS-0-25



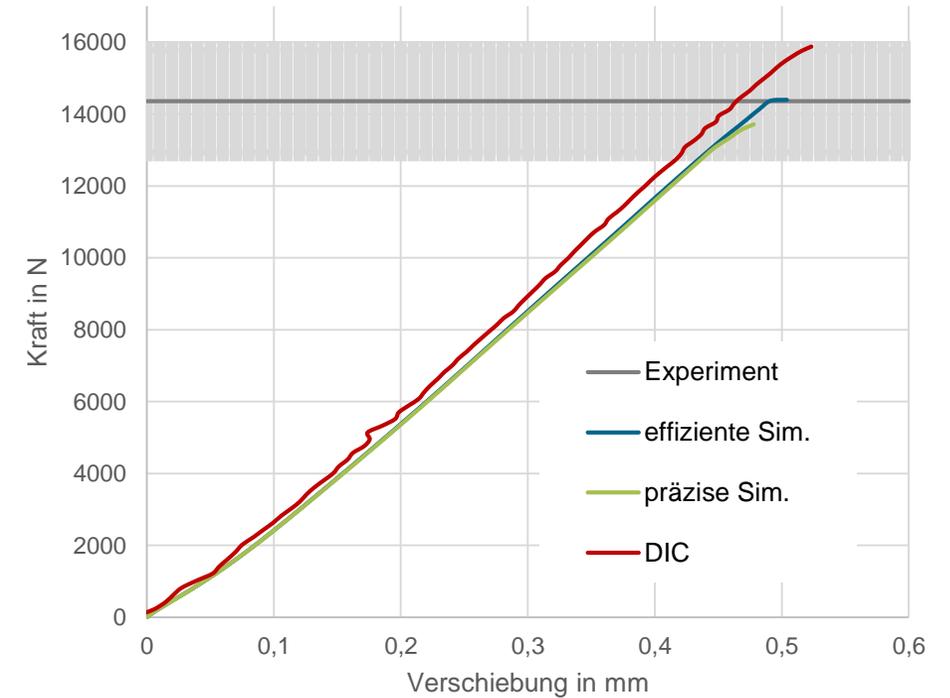
Bruchbild aus Experiment



Schädigung der Klebschicht (effiziente Sim.)

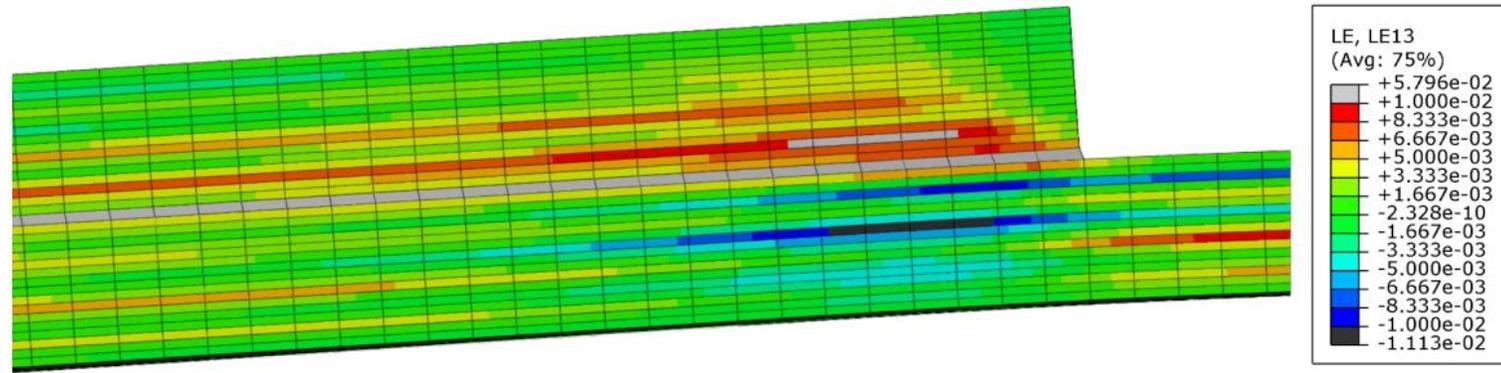


Schädigung der Klebschicht (präzise Sim.)

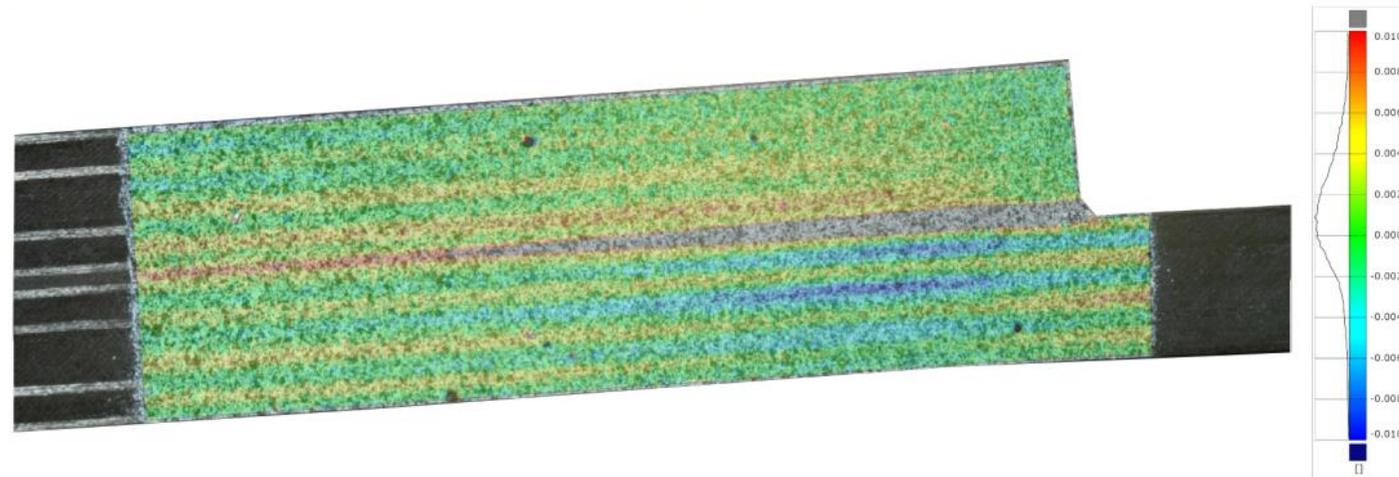


# Validierung der ganzheitlichen Methode - SLS-0-25

Laminat



(a) FEM

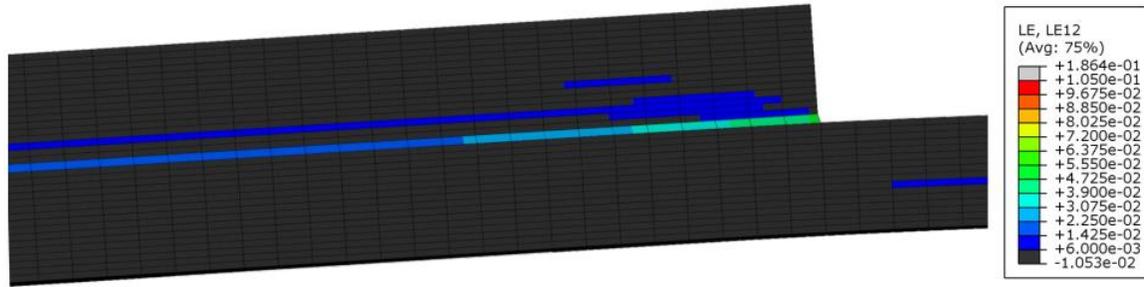


(b) DIC

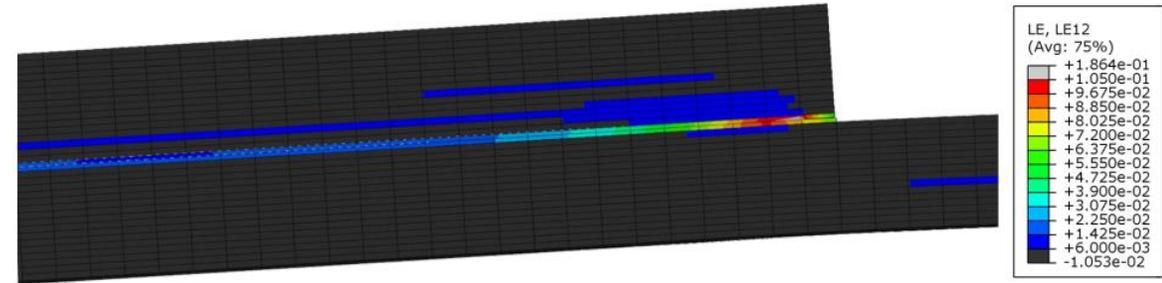
# Validierung der ganzheitlichen Methode - SLS-0-25



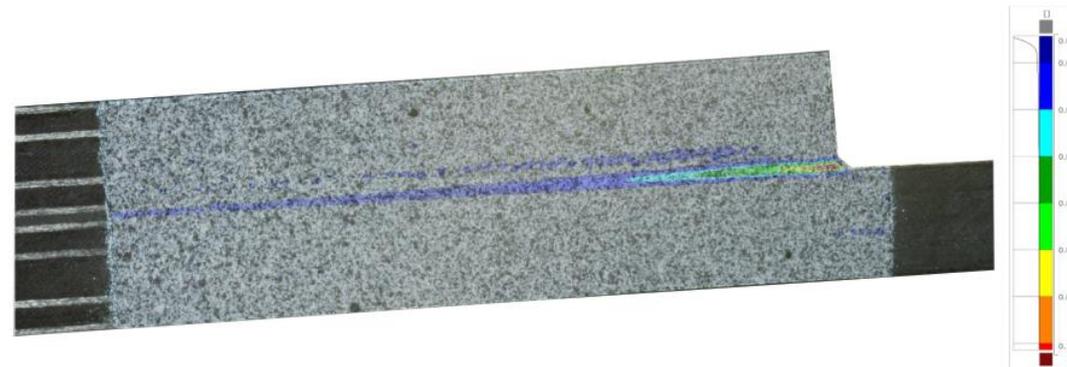
Klebschicht



FEM - ACZ

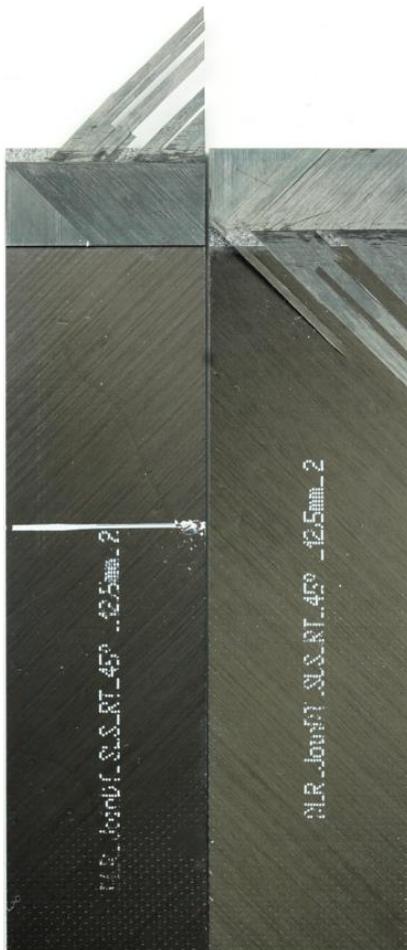


FEM - AACZ

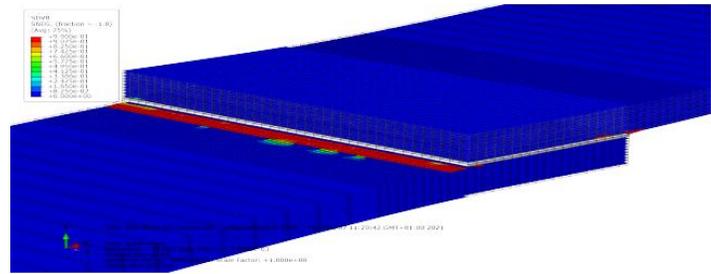


DIC

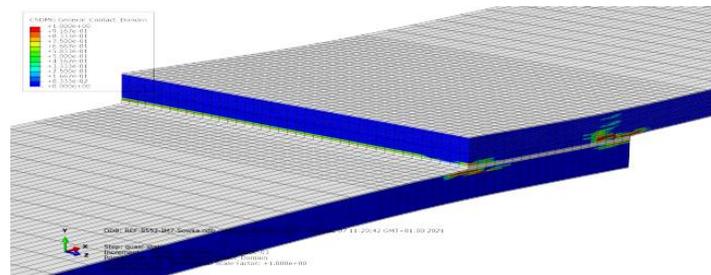
# Validierung der ganzheitlichen Methode - SLS-45



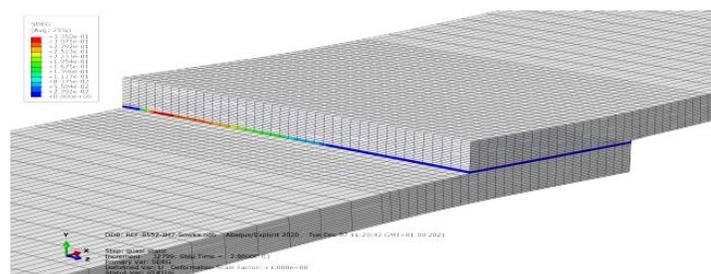
Bruchbild aus Experiment



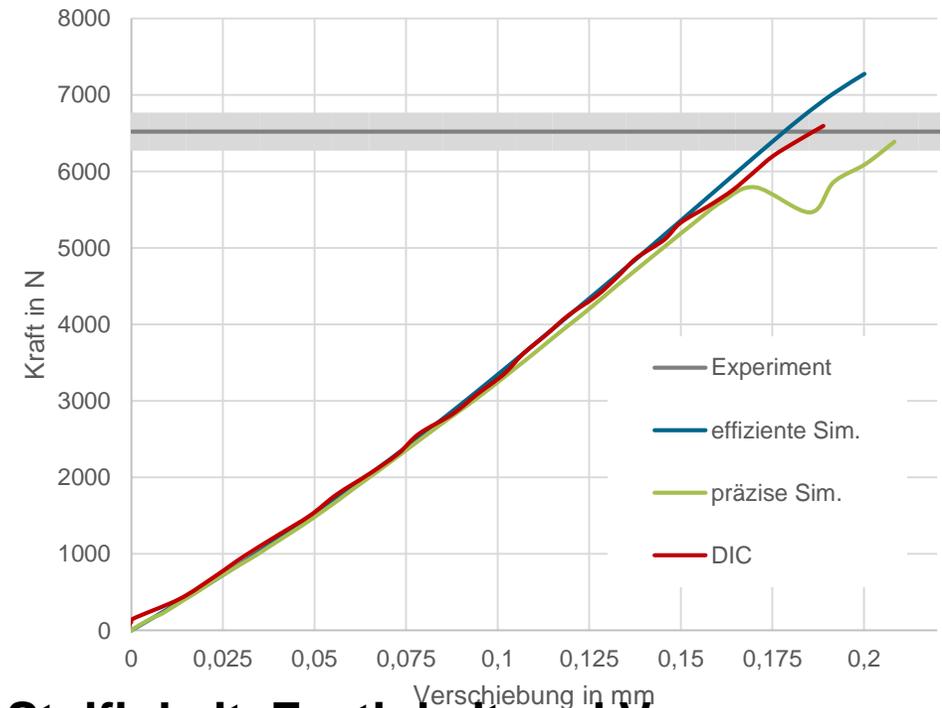
intralaminare Schädigung



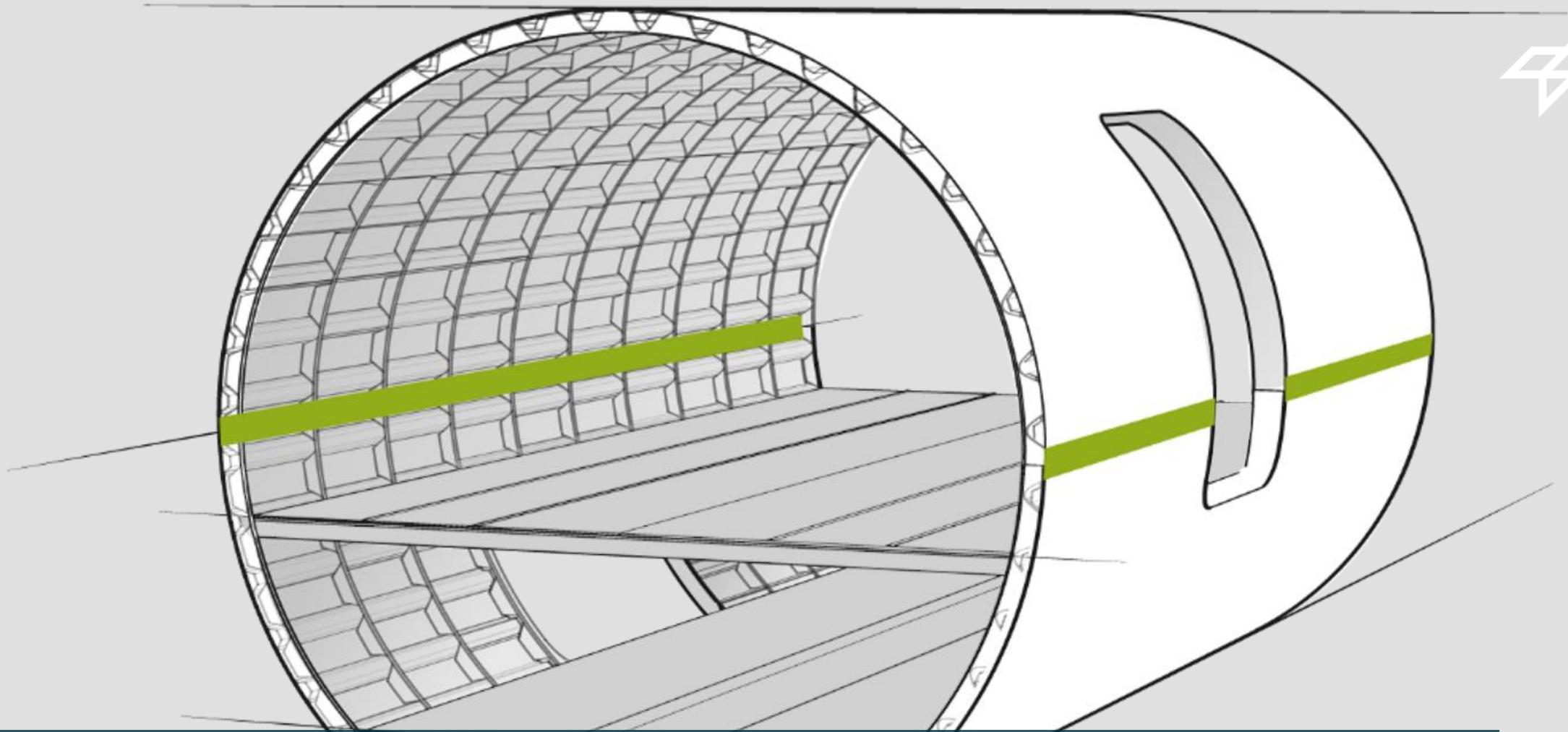
interlaminare Schädigung



Schädigung der Klebschicht

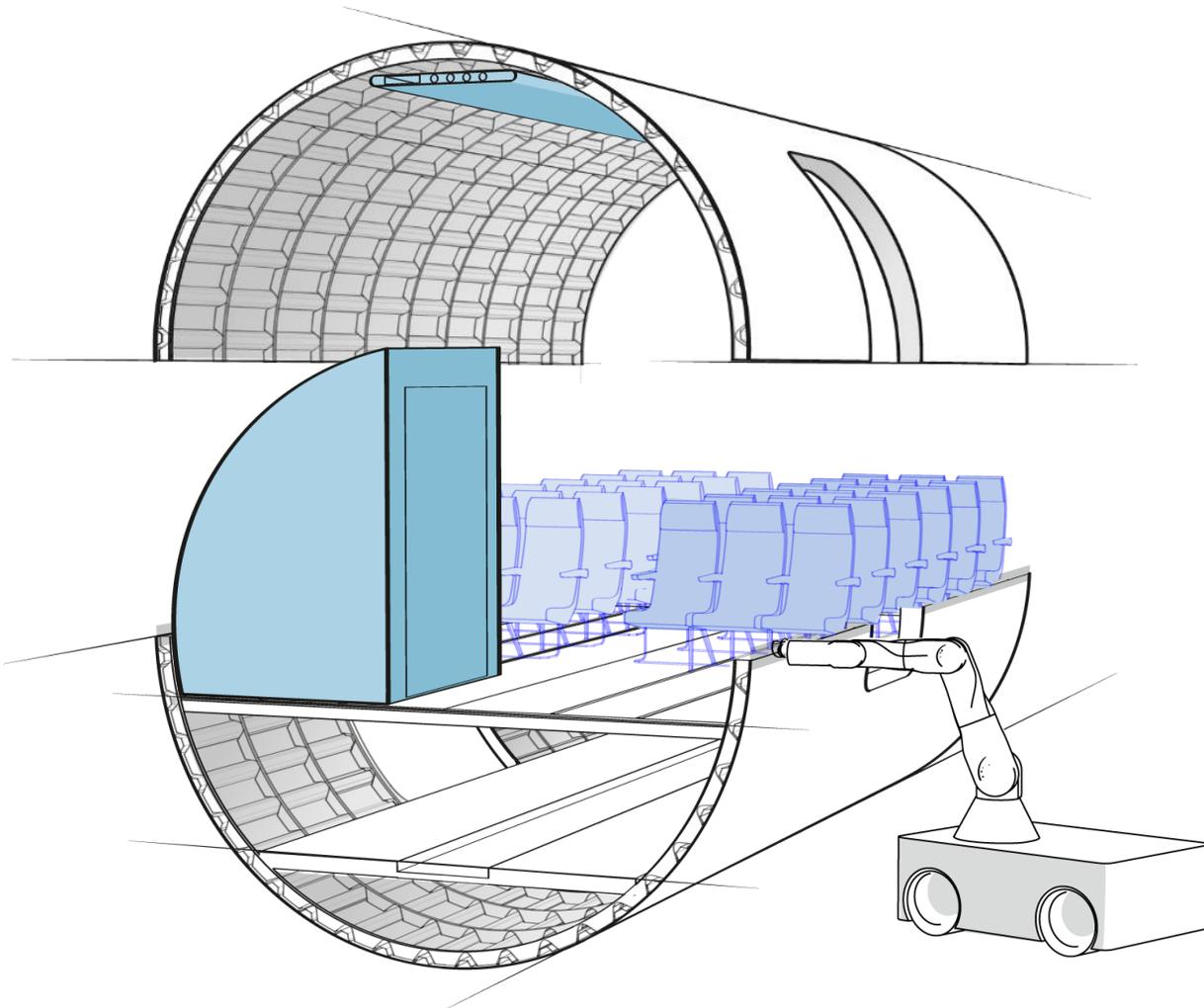


**Steifigkeit, Festigkeit und Versagensmodus können vorhergesagt werden.**



# 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.**

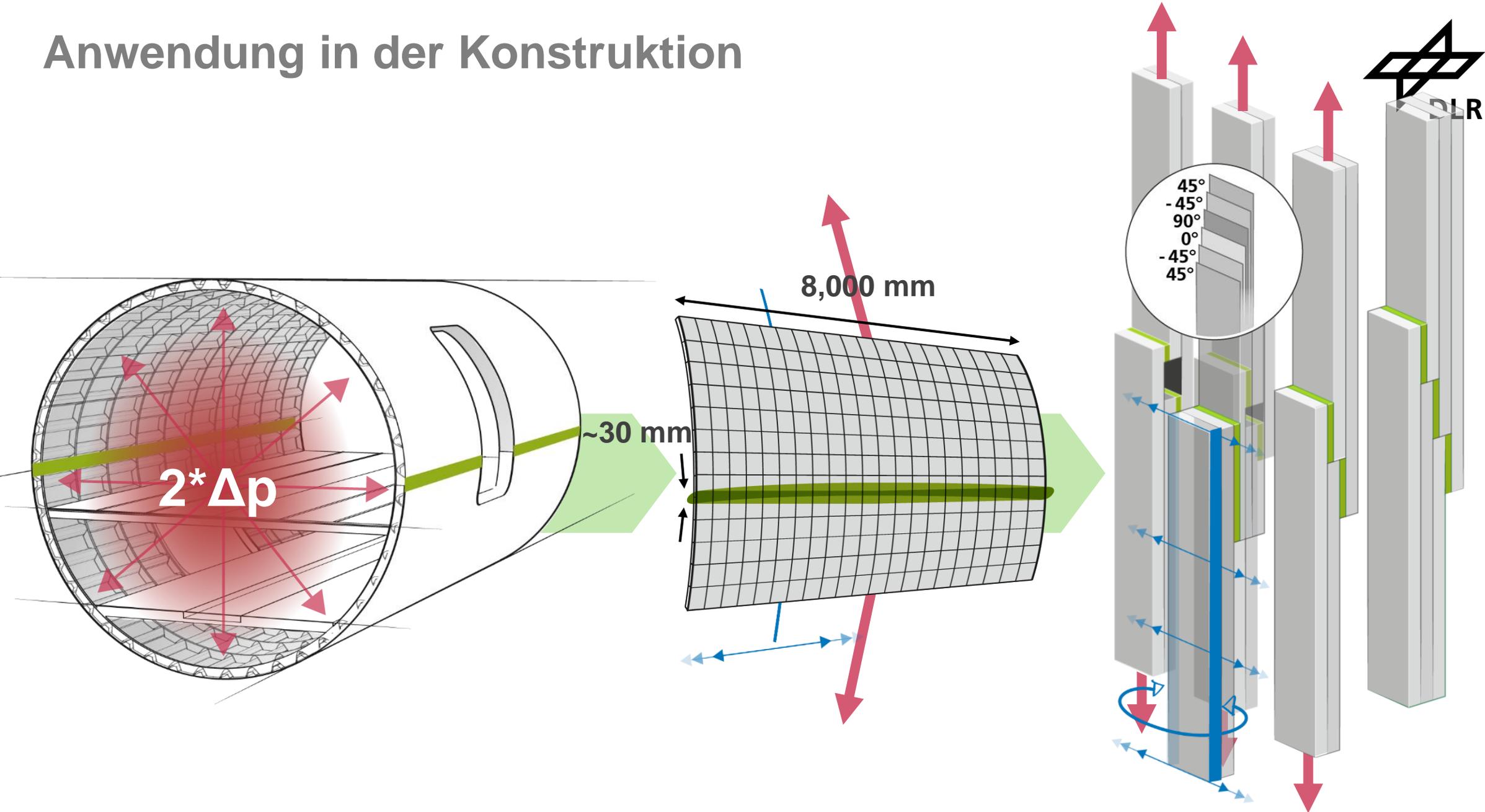


[4]

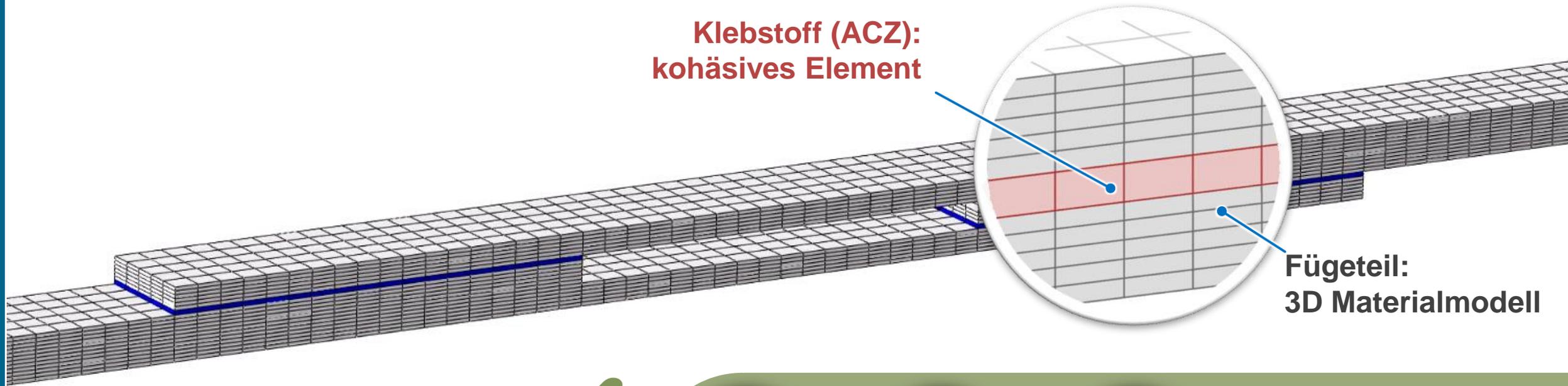


[5]

# Anwendung in der Konstruktion

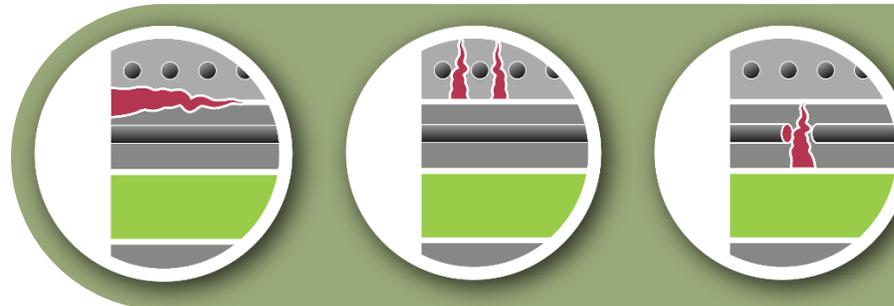


# Anwendung in der Konstruktion



**Klebstoff (ACZ):  
kohäsives Element**

**Fügeteil:  
3D Materialmodell**



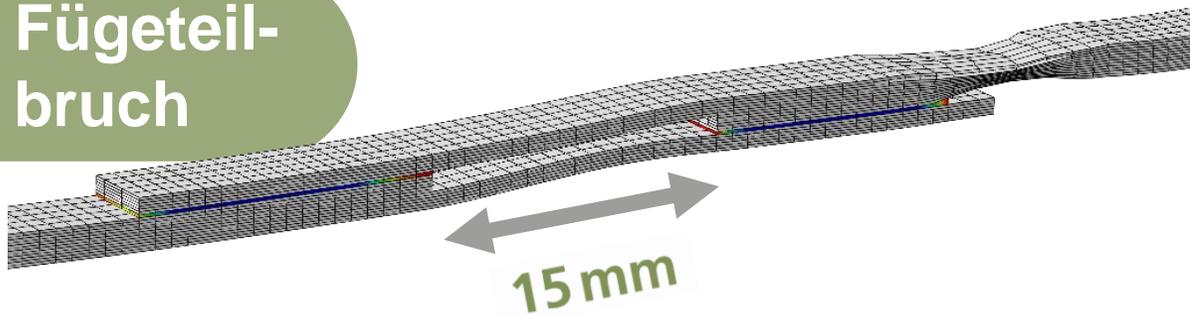
**Fügeteilbruch**

# Ableitung einer Konstruktionsrichtlinie

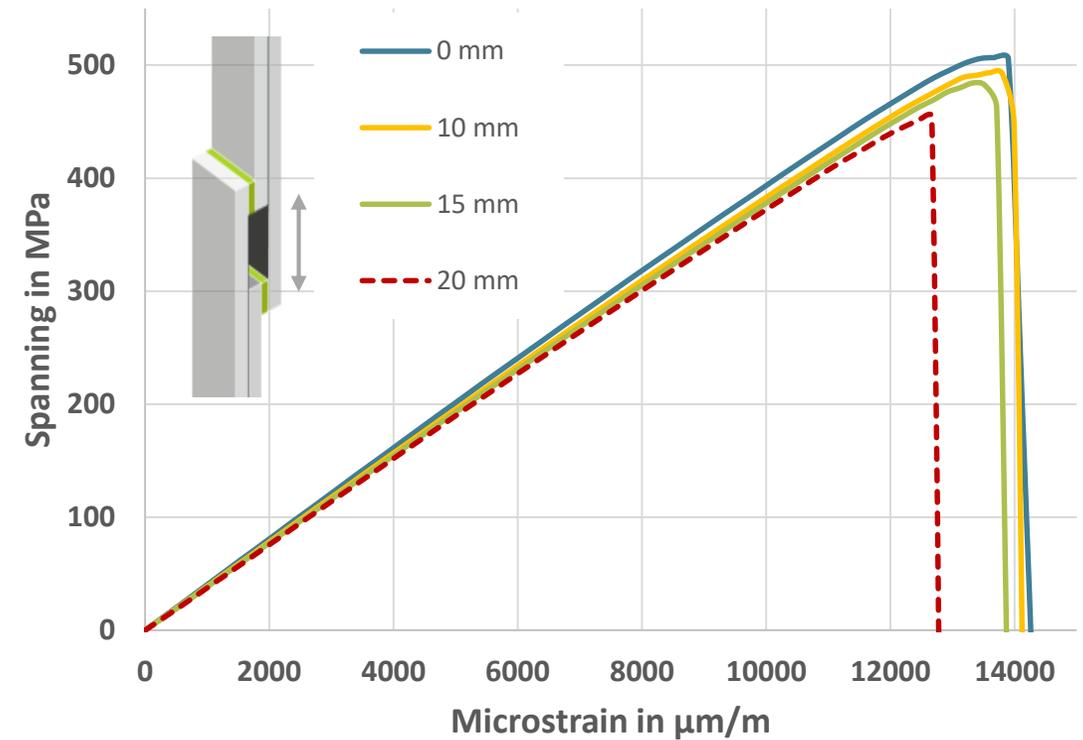
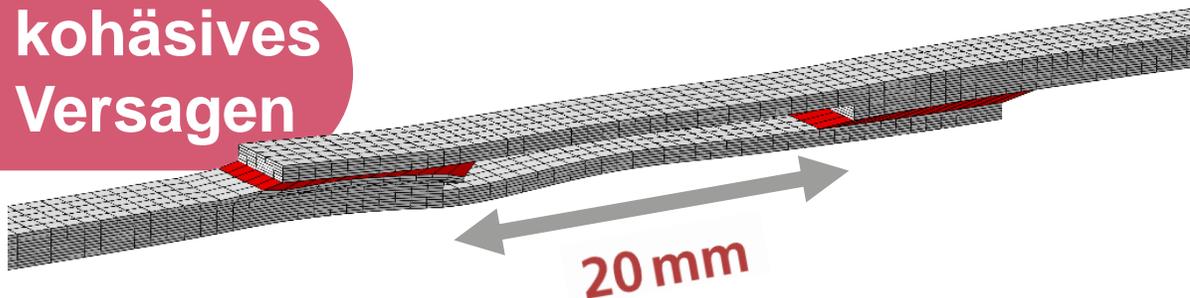
## Konstruktionsrichtlinie für Positioniergenauigkeit:

- 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:

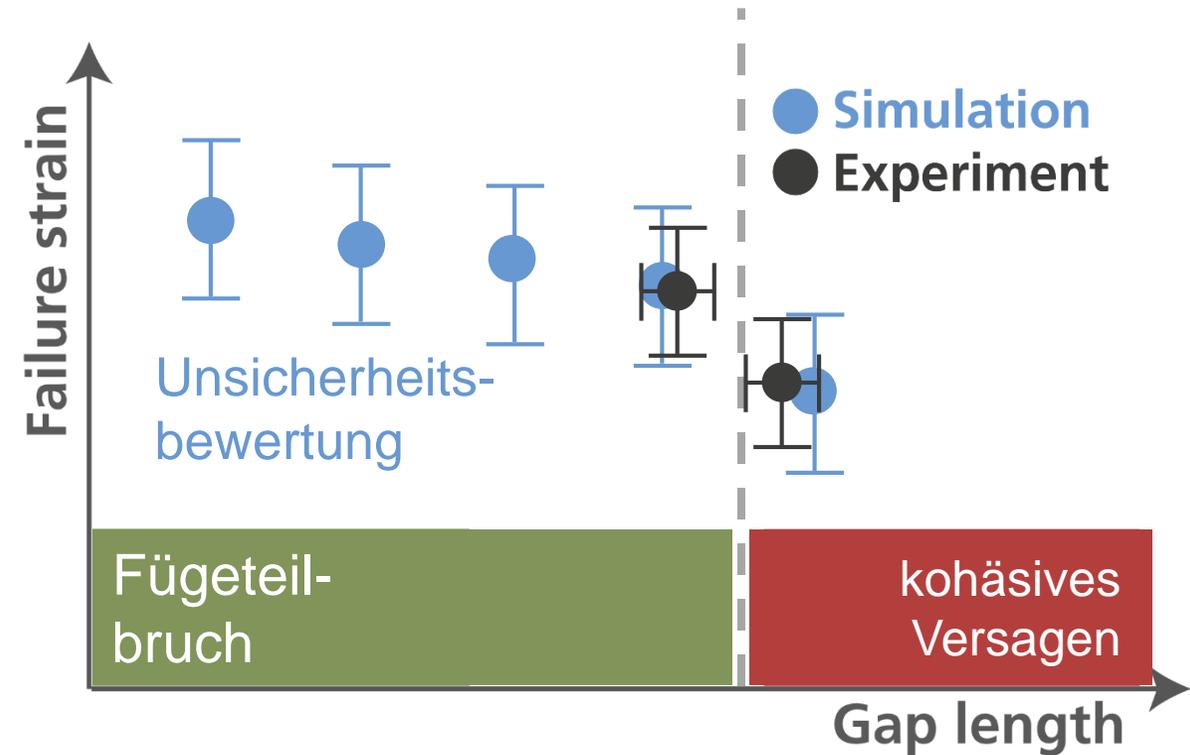
- Definition der initialen Konfiguration

### Schritt 2:

- Virtuelle Tests zeigen Wechsel des Versagensverhaltens

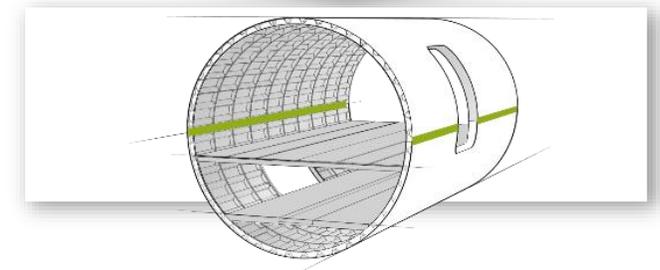
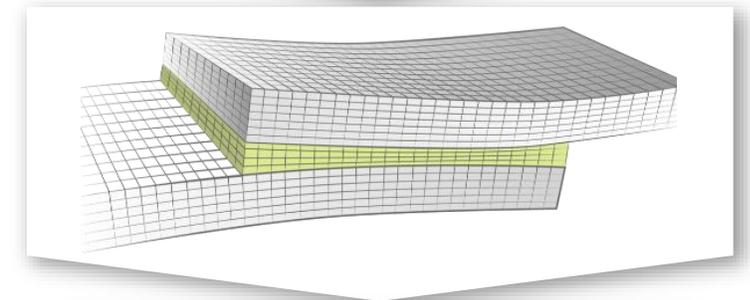
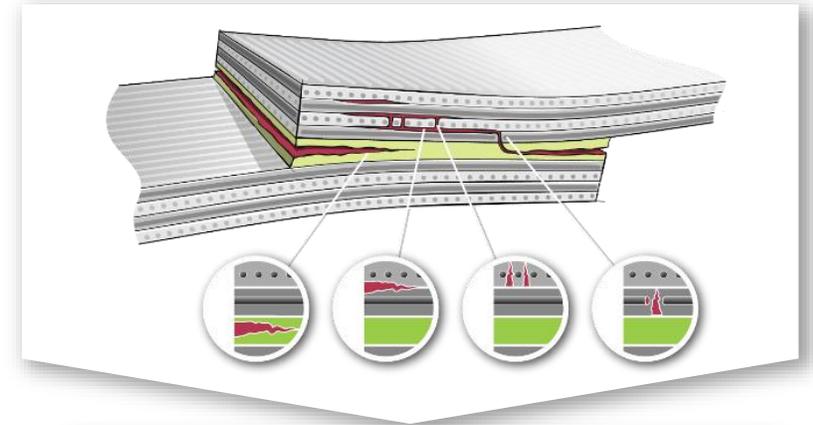
### Schritt 3:

- 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](mailto: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](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