

DLR-IB-FA-BS-2021-63

**Numerische Strukturuntersuchung
einer laminaren Trennstelle
Teil 2 – Berechnung und
Auswertung**

Projektbericht

Marius Mantei, Martin Schollerer



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

DLR-IB-FA-BS-2021-63

Numerische Strukturuntersuchung einer laminaren Trennstelle Teil 2 – Berechnung und Auswertung

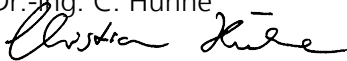
Zugänglichkeit:

Stufe 1 Allgemein zugänglich

Braunschweig, 12. April, 2021

Abteilungsleiter:

Prof. Dr.-Ing. C. Hühne



Der Bericht umfasst: 41 Seiten

Autoren:

Marius Mantei



Martin Schollerer, M.Sc.



**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird die Auswirkung von Temperaturänderungen auf ein laminar erhaltendes Trennstellenkonzept einer HLFC Struktur untersucht. Im Vordergrund der Untersuchung steht ein Trennstellenbereich, welcher anhand eines Abdeckblechs einen aerodynamischen Übergang in Form einer nach hinten gerichteten Stufe (BFS) bildet. Ein primäres Ziel ist es, ein breites Verständnis über das thermoelastische Verhalten der multimateriellen Struktur am Trennstellenübergang zu erhalten. Die Erstellung unterschiedlicher Finite Elemente Modelle, bildet die Untersuchungsgrundlage der Trennstellenanalyse. Dies führt zur Erzeugung geschlossener Elementnetze mittels Schalenelementen zu dem Einsatz von Kontaktalgorithmen. Ein Vergleich der Trennstellenergebnisse zeigt die Biegeverformung durch unterschiedliche Wärmeausdehnungskoeffizienten von der Verbindungsstelle zum Trennstellenübergang auf. Das Verhalten der Verformungen am Trennstellenübergang äußert sich anhand einer konstanten Verformung des Abdeckblechs, über einen Großteil der Spannweite. Ein besonderer Effekt wird mit hohen Verformungen in den Randzonen hervorgebracht. Geschlussfolgert werden kann das eine Einstellung von Vorspannkräften in der CFK Struktur im Überlappungsbereich die hohen Verformungen in den Randzonen ausgleichen könnte. Eine Vorspannung im Abdeckblech könnte die Schließung der Stufe am aerodynamischen Übergang bewirken.

Abstract

In this thesis, the effect of temperature changes on a laminar flow wing leading edge joint concept of a HLFC structure is investigated. The main focus of the investigation is located in the area of a floating lap joint, which forms an aerodynamic laminar flow transition by means of a Cover Sheet. A primary goal is to obtain a broad understanding of the thermoelastic behavior of the multimaterial structural behavior at the floating lap joint transition region. The fundamental structural analysis for the determination of the floating joint interface deformations is based on different types of finite element models. The state-of-the-art modelling techniques lead to the use of contact algorithms, to create continuous shell meshes. The comparison of the floating joint deformations, shows the influence of the bending deformations caused by different coefficients of the thermal expansions. The behavior of the deformations at the Cover Sheet transition is manifested by a constant deformation over a large part of the span. A special effect occurs with high deformations in the boundary areas of the floating lap joint. In conclusion, setting prestressing forces in the CFRP structure in the floating lap joint region, can possibly compensate the high deformations in the boundary areas. Prestressing the Cover Sheet could cause the closure of the step at the aerodynamic transition.

Inhaltsverzeichnis

Symbolverzeichnis	II
Abbildungsverzeichnis	IV
Tabellenverzeichnis	V
1. Einleitung	1
1.1 Hybrid Laminar Flow Control	2
1.2 Trennstellenkonzept und Problemstellung	3
2. Hintergrund und Grundlagen	4
2.1 Struktur- und Anschlusskonzepte	4
2.2 Überblick über Kontaktmethoden	7
3. Numerische Simulation auf Basis der Finiten Elemente Methode	10
3.1.1 Vorstellung der Finiten Elemente Modelle	11
3.1.2 Einstellungen der Kontaktmodellierung	13
3.1.3 Materialzuordnung und Laminataufbau	14
3.1.4 Randbedingungen und Zwangsbedingungen	16
3.1.5 Modellvalidierung	17
3.2 Thermische Verformungsanalyse	18
3.2.1 Beschreibung der thermoelastischen Verformung	19
3.2.2 Beschreibung der Auswertungsmethode	20
3.2.3 Ergebnisse der Abkühlsimulation $\Delta T=78K$ 0.5m	21
3.2.4 Ergebnisse der Abkühlsimulation $\Delta T=78K$ 2m BC1	24
3.2.5 Ergebnisse der Abkühlsimulation $\Delta T=78K$ 2m BC2	26
3.2.6 Ergebnisse der Abkühlsimulation $\Delta T=35.5K$	28
3.2.7 Stufenhöhen am Trennstellenübergang	30
4. Diskussion	31
5. Zusammenfassung und Ausblick	34
Literaturverzeichnis	35
Anhang A	37
Anhang B	41

Symbolverzeichnis

Abkürzungen

DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ECHO	Evaluation of a Certified HLFC Elevator Operation
CS2	Clean Sky 2
TRL	Technological Readiness Level
HLFC	Hybrid Laminar Flow Control
HTP	Horizontal Tailplane
LE	Leading Edge
BFS	Backward Facing Step
FFS	Forward Facing Step
FEM	Finite Elemente Methode
FEA	Finite Elemente Analyse
MPC	Multi Point Constraint
RBE	Rigid Body Element
FHG	Freiheitsgrad
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
GFRP	Glass Fiber Reinforced Polymer
PMI	Polymethacrylimid
QI	Quasiisotrop
UD	Unidirektional
CLT	Klassische Laminattheorie
SOL	Nastran Solution Type
CTE	Coefficient of Thermal Expansion

Formelzeichen

z	[mm]	relative Verschiebung
Δz	[mm]	Absolute Stufenhöhe
Δ	[%]	Abweichung

d	[mm]	Distanz
R	[mm]	Radius
E	[MPa]	Elastizitätsmodul
I	[mm ⁴]	Flächenträgheitsmoment
F	[N]	Kraft
G	[MPa]	Schubmodul
t	[mm]	Dicke
g	[mm]	Normalen Abstand
T	[°C]	Temperatur
ε	[%]	Dehnung
ν	[-]	Querkontraktion
σ	[N/mm ²]	Spannung
α	[°]	Wärmedehnungskoeffizient

Indizes

x	x-Richtung
y	y-Richtung
z	z-Richtung
max	maximal
min	minimal
N	Normalen Richtung
M	Spannweitenmitte
A	Amplitude
AVG	Mittelwert
S	symmetrisch
Cruise	Reiseflugbedingung
VD	Validierung
CS	Cover Sheet
RT	Raumtemperatur
BC	Boundary Condition

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Bestandteile und Aufbau des HLFC on HTP Strukturdemonstrators	2
Abbildung 2: Gegenüberstellung des konventionellen Anschlusskonzepts und dem DLR Trennstellenkonzept.....	3
Abbildung 3: Anschlusskonzepte in der Ausführungsform einer Überlappungsverbindung (oben) und einer Stoßverbindung (unten) [14] [15]	5
Abbildung 4: Gegenüberstellung eines konventionellen- und laminar erhaltendem Anschlusskonzepts [16]	6
Abbildung 5: Kontaktbestimmung durch die Ermittlung des Abstandsminimum [36]....	8
Abbildung 6: Finite Elemente Hybridmodell B des HLFC Strukturdemonstrators	11
Abbildung 7: Validierung des verbundenen Klebekontaktes von Fläche zu Fläche (links) und von Kante zu Kante (rechts) im Modell B.....	13
Abbildung 8: Modellierung von steifen Verbindungselementen durch Rand- und Zwangsbedingungen.....	16
Abbildung 9: Thermoelastische Biegeverformungen im Überlappungsbereich durch unterschiedliche Wärmeausdehnungskoeffizienten	19
Abbildung 10: Auswertungspositionen zur Beurteilung der relativen z-Verschiebungen im Trennstellenbereich.....	20
Abbildung 11: Ergebnisse der relativen z- Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell A und B $\Delta T=78K$	21
Abbildung 12: Ergebnisse der relativen z- Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell C BC1 $\Delta T=78K$	24
Abbildung 13: Ergebnisse der Stufenhöhen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell C BC2 $\Delta T=78K$	26
Abbildung 14: FEM Ergebnisse der relativen z-Verschiebungen und der ATOS Oberflächenmessergebnisse	28
Abbildung 15: Darstellung der absoluten Stufenhöhe am Trennstellenübergang	30
Abbildung 16: Amplitudenvergleich der Modelle B und C mit unterschiedlichen Spannweiten $\Delta T=78K$	32
Abbildung 17: Vorkrümmung bei 23°C zur Kompensation der Trennstellenverformungen unter Reiseflugbedingungen bei -55°C [11].....	33
Abbildung 18: Modellübersicht Modell A und FE Ergebnisse $\Delta T=78K$	37
Abbildung 19: Modellübersicht Modell A* und FE Ergebnisse $\Delta T=78K$	38
Abbildung 20: Modellübersicht Modell B und FE Ergebnisse $\Delta T=78K$	39
Abbildung 21: Diagramme der relativen z- Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell A, A*, B und C $\Delta T=78K$	40
Abbildung 22: Gefertigter Strukturdemonstrator am DLR-FA [11]	41

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Daten und Eigenschaften der Finiten Elemente Modelle.....	12
Tabelle 2: Kontakteinstellungen des permanent verbundenen Klebekontaktes in MSC Patran	13
Tabelle 3: Materialkennwerte ¹ Quasisotrope Materialannahme im Modell A ² 2D orthotrope Materialannahme Tabelle 5 im Modell B und C.....	14
Tabelle 4: Angaben zum Lageaufbau des Laminats (CFK ²).....	15
Tabelle 5: Materialkennwerte der UD Lamineinzelschichten (CFK ²)	15
Tabelle 6: Ergebniswerte der Plausibilitätsprüfung im Vergleich der analytischen- und der FEM Lösung	17
Tabelle 7: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell A $\Delta=78K$	22
Tabelle 8: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell B $\Delta=78K$	22
Tabelle 9: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell A* $\Delta=78K$	23
Tabelle 10: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell C BC1 $\Delta=78K$	25
Tabelle 11: Ergebniswerte der absoluten Stufenhöhen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell C BC2 $\Delta=78K$	27
Tabelle 12: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen der CFK Haut im Modell B $\Delta T=35.5K$	29
Tabelle 13: Ergebniswerte der optischen ATOS Oberflächenmessungen.....	29
Tabelle 14: Zusammenfassung der Ergebniswerte der absoluten Stufenhöhen am Trennstellenübergang $\Delta T=35.5K$	30

1. Einleitung

Klimafreundliche Technologien in der Luftfahrt sind bedingt durch eine wachsende Bevölkerung mit steigendem Verkehrsaufkommen zukunftsweisend. Die dazu in dem Flightpath 2050 zu erreichenden Ziele sind anhand einer CO₂ Reduktion von 75% pro Passagier Kilometer, 90% NO_x Reduktion und 65% Lärmreduktion durch die Einbringung neuartiger Technologien definiert. [1] Eine Möglichkeit zur Reduktion von Emissionen und des Treibstoffes stellt die laminare Erhaltung der Strömung dar. [2] Die Technologie zur Umsetzung an den Flügeln und Leitwerken wird Hybrid Laminar Flow Control (HLFC) genannt. Das hinter der Strömungsregelung stehende Prinzip ist die Absaugung eines Massenstroms von der Grenzschicht der Flügelvorderkante. [3] [4] Wesentliche Hindernisse bei der Umsetzung von austauschbaren HLFC Flügelvorderkanten stellen hohe Oberflächenanforderungen dar. Stufen, Spalte und Oberflächenwelligkeiten sind dabei sehr geringen Toleranzmaßen ausgesetzt. Ziel dieser Arbeit ist im Rahmen des Evaluation of a Certified HLFC Elevator Operation (ECHO) Projekts die Untersuchungen der Auswirkungen von Temperaturänderungen auf einen HLFC Strukturdemonstrator für das Höhenleitwerk. Im Vordergrund der Untersuchungen steht eine Trennstelle mit einem Abdeckblech. Dieses bildet in Form einer nach hinten gerichteten Stufe (BFS) den aerodynamischen Übergang der Flügelvorderkante zur Leitwerksbox. Die Kenntnisse über die Verformungen der Trennstelle können zur Beurteilung von laminar erhaltenden Grenzzustände und fertigungstechnischen Maßnahmen herangezogen werden. Aufgrund der Komplexität des multimateriellen Strukturdemonstrators, wird die Methode der Finiten Elemente für die näherungsweise Berechnung der Trennstellenverformungen eingesetzt. Die Methode kennzeichnet sich als unverzichtbares Mittel, dort wo analytische Berechnungen durch die Lösung von Differenzialgleichungen nur sehr schwer bis überhaupt nicht möglich sind. Grundsätzlich soll mit dieser Untersuchung der Nachweis eines hohen Technological Readiness Level (TRL) erbracht werden.

1.1 Hybrid Laminar Flow Control

Das HLFC Konzept ist seit 1990 Bestandteil europäischer Forschungen. Für die Umsetzung am Seitenleitwerk wurden unterschiedliche HLFC Flügelvorderkanten Strukturkonzepte erforscht, entwickelt und erprobt. Aufgrund der Komplexität der Strukturen wurden fortlaufend Komplexitätsminderungskonzepte erstellt. Dies führte von komplexen inneren Strukturen, hin zu vereinfachenden ALTTA Bauweisen. [5] [6] [7] Das ALTTA Konzept in der Veröffentlichung von Horn [8] mit L-Stringern zeigte sich jedoch für hohe Schlagbelastungen als ungeeignet. Weiter wurde ein alternatives Splitterkonzept mit z-Stringern und einem V-förmigen Innenblech validiert.

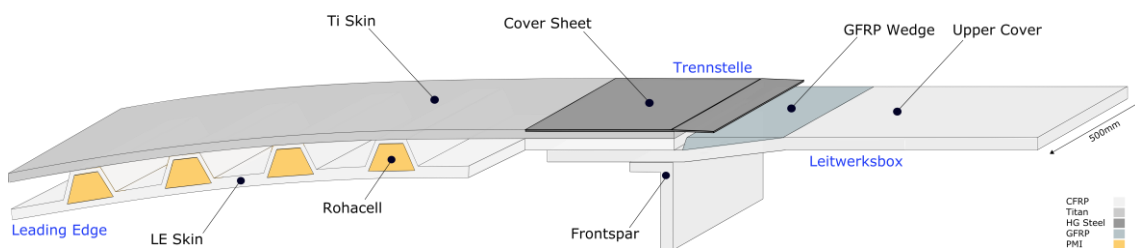


Abbildung 1: Bestandteile und Aufbau des HLFC on HTP Strukturdemostrators

Das HLFC Konzept für das Höhenleitwerk wird in den Veröffentlichungen von Srinivasan [9] und Schollerer [10] dargestellt. Der multimaterielle asymmetrische Strukturdemostrator charakterisiert sich anhand einer äußeren mikropreforierten Titan Außenhaut und einem tragenden CFK Omega Stringer Verbund mit Rohacell Schaumkernen. Die Verbindung der Titan Außenhaut mit dem CFK Omega Stringer Verbund wird in Schollerer [10] untersucht und über hochfeste Klebeverbindungen ausgeführt. Die für die Absaugung notwendigen Druckkammern sind durch Omega Stringer begrenzt, in denen Drosselbohrungen einen Einlass zu einem Plenum für die Absaugung des Massenstroms von der Grenzschicht darstellen. An die vorangegangene Forschung schließt diese Arbeit mit der Untersuchung der Trennstellenverformungen an einem Strukturdemostrator aus Abbildung 1 vergleiche Abbildung 22 an.

1.2 Trennstellenkonzept und Problemstellung

Das grundlegende Anschlusskonzept der Flügelvorderkante an die Leitwerksbox kennzeichnet sich anhand einer Überlappungsverbindung. Die Überlappungsverbindung beinhaltet lösbare Schraubnietverbindungen. Zur Überwindung der gestörten Oberfläche befindet sich in einem ausgefrästen Bereich, ein auf die Titan Außenhaut geklebtes Abdeckblech.

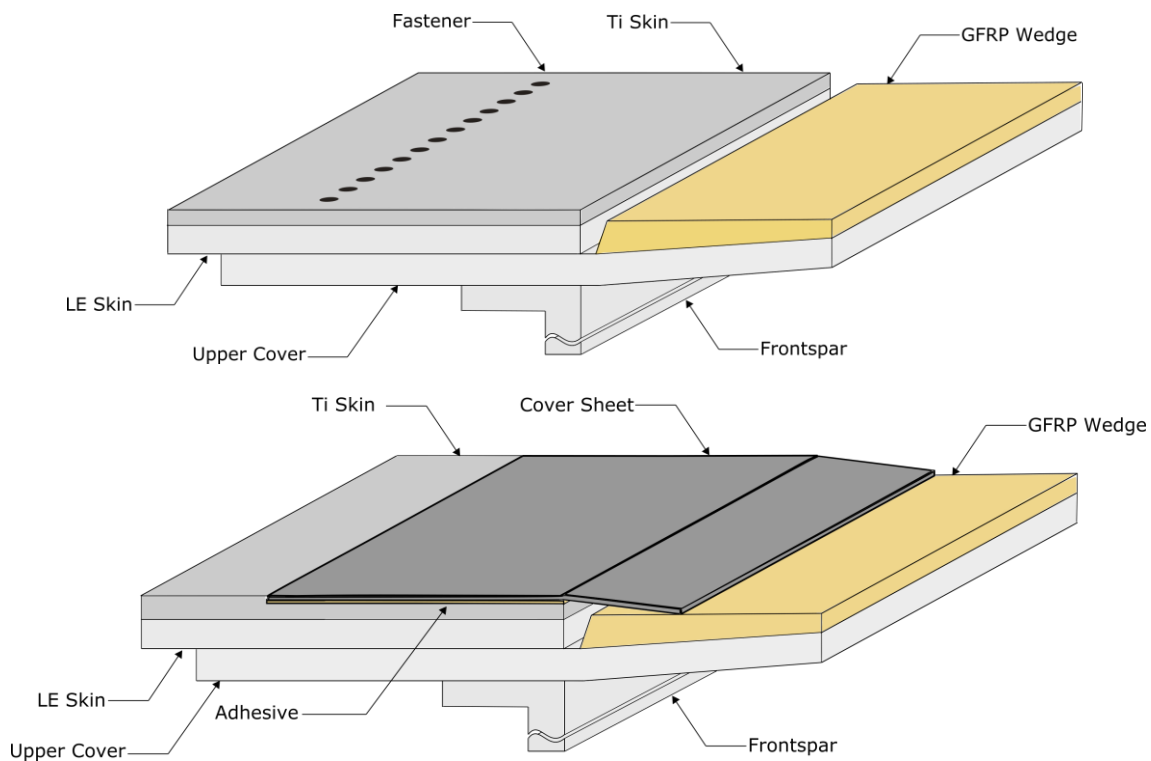


Abbildung 2: Gegenüberstellung des konventionellen Anschlusskonzepts und dem DLR Trennstellenkonzept

Das Abdeckblech in Abbildung 2 bewirkt ein glattes Strömungsprofil und gleicht Fertigungstoleranzen der Flügelvorderkante aus. [11] Dies reduziert die Oberflächenstörungen auf eine nach hinten gerichtete Stufe (BFS). Da die HLFC Flügelvorderkantenstruktur aus Abbildung 1 multimateriell gestaltet ist, kommt es unter Reiseflugbedingungen bei Temperaturen von -55°C zu thermischen Verformungen. Die Verformungen im Bereich der Überlappungsverbindung können das Maß der nach hinten gerichteten Stufe (BFS) beeinflussen. Dieses ist aufgrund der hohen aerodynamischen Anforderungen an laminare Strömungsprofile einem kritischen Grenzwert von 0.12mm unterlegen.

2. Hintergrund und Grundlagen

Eingehend wird mit dem Kapitel 2.1 ein Überblick über Struktur- und Anschlusskonzepte gegeben. In Kapitel 2.2 werden die Finiten Elemente (FE) Kontaktmethoden erläutert. Diese schließen an das Kapitel 3.1.2 der Kontaktmodellierung in MSC Patran an.

2.1 Struktur- und Anschlusskonzepte

Der grundlegende Aufbau einer Leitwerksstruktur gliedert sich in die Strukturbestandteile von Häuten, Rippen, Holmen und Stringern. Die parallel in Spannweitenrichtung angeordneten Rippen dienen der Versteifung der dünnen Flügelhäute. Die in verschiedenen Trägerprofilformen ausgeführten Holme stellen den tragenden Teil des Flügels dar und übernehmen die aerodynamischen Biegemomente, welche in Spannweitenrichtung auf den Flügel wirken. Die der Haut formgebenden Stringer verlaufen wie die Holme in Spannweitenrichtung und tragen zur Erhöhung der Biegesteifigkeit der Struktur bei. Zudem verhindern diese das Ausbeulen der dünnen Flügelhäute.

Unter der Verwendung dieser grundlegenden Strukturbestandteile, bildet sich die Hauptstruktur eines Höhenleitwerks. Diese ist in die Flügelvorderkante, die Leitwerksbox und die Flügelhinterkante unterteilt. Zur Erreichung eines geringen Gewichts bei hoher Festigkeit und Steifigkeit werden die Flügelprofile in Sandwich- und Laminat Bauweise ausgeführt. Die Flügelvorderkanten besitzen nach dem Stand der Technik aufgrund von hohen Impact Faktoren eine Titan Außenhaut. Der überwiegende Teil der Flügelstruktur besteht jedoch aus CFK Bestandteilen. Die Anbindung der Häute mit den Holmen und Rippen wird über Schraubnietverbindungen, sogenannten HI-LOKs ausgeführt. Diese bestehen aus Titan und werden aufgrund der hohen Korrosionsbeständigkeit als Verbindungskörper eingesetzt. Die Verbindung der Stringer mit den Häuten, wird hingegen durch hochfeste Klebverbindungen sichergestellt. [12] [13]

Konventionelle Anschlusskonzepte für Flügelvorderkanten werden in den Veröffentlichungen von Rius-Vidales [14] und Niu [15] dargestellt. Allgemein existieren Anschlusskonzepte in der Art von Überlappungsverbindungen (Lap Joints) und Stoßverbindungen (Butt Joints). Die Ausführungsformen führen nach Rius-Vidales [14] und Niu [15] zu verschiedenen Arten von aerodynamischen Übergängen. Überlappungsverbindungen führen zu nach vorne- (FFS) und hinten gerichteten Stufen (BFS), während Stoßverbindungen Spalten verursachen.

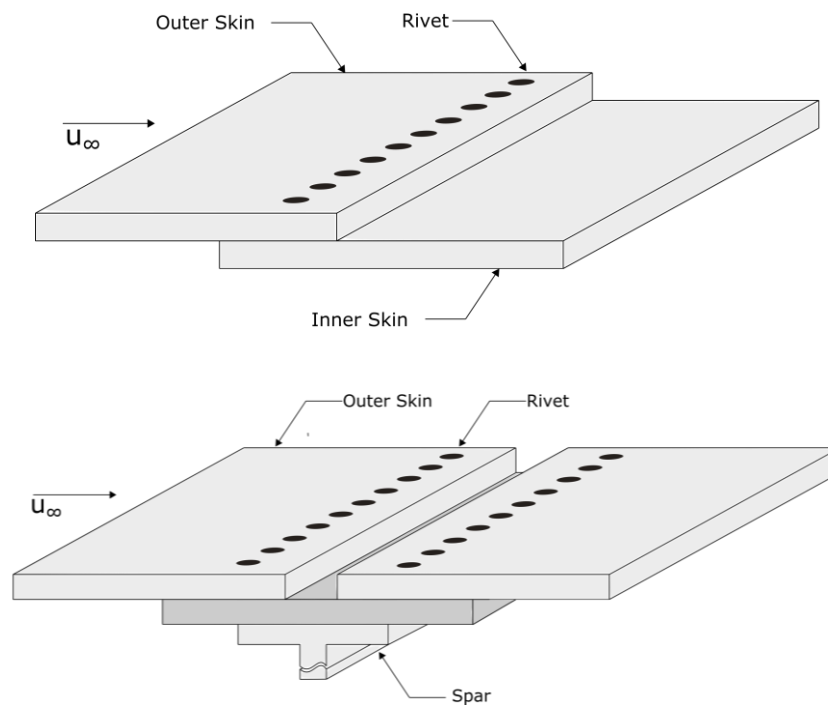


Abbildung 3: Anschlusskonzepte in der Ausführungsform einer Überlappungsverbindung (oben) und einer Stoßverbindung (unten) [14] [15]

Ein alternatives Anschlusskonzept einer Flügelvorderkante für ein laminar erhaltendes Flügelprofil lässt sich in der Veröffentlichung von Drake [16] auffinden. Das alternative Anschlusskonzept wird durch einen ausgefrästen Streifen im Bereich der Verbindungskörper dargestellt, in dem ein mit Klebstoff fixiertes Kunststoff- oder Aluminiumabdeckblech die Verbindungskörper bedeckt. Zur Einhaltung der kritischen Stufen- und Spalthöhen wird das dünne Abdeckblech als modifizierbar beschrieben.

Weiterhin wird in Drake [16] der Unterschied von Oberflächenstörungen durch die Variation des Spaltes in Kombination mit und ohne Stufe an dem aerodynamischen Übergang unter Reiseflugbedingungen untersucht. Laut Drake [16] würde eine Abrundung des Oberflächenübergangs die Gefahr eines Strömungsumschlages verringern.

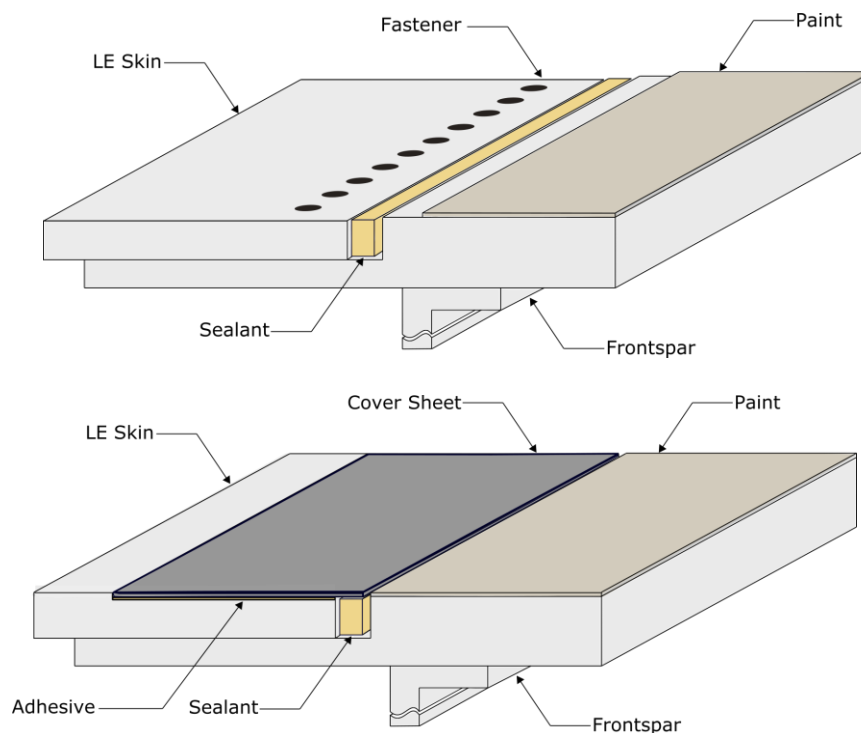


Abbildung 4: Gegenüberstellung eines konventionellen- und laminar erhaltendem Anschlusskonzepts [16]

Die Möglichkeit die Stufe zwischen der Flügelvorderkante und dem Hauptflügelprofil durch eine geeignete Geometrie anzupassen, wird auch in Holmes [17] und Obara [18] an einer nach vorne gerichteten Stufe (FFS) aufgezeigt. Die Veröffentlichung von Eppink [19] untersucht dies an einer nach hinten gerichteten Stufe (BFS).

Eine geometrische Abrundung oder Rampe an einer nach vorne gerichteten Stufe (FFS) in Kombination mit oder ohne einen Spalt, würde nach Drake [16], Holmes [17] und Obara [18] zu einer Erhöhung der tolerierbaren kritischen Stufenhöhe, im Vergleich zu einer orthogonalen Stufe führen. Bei einer nach hinten gerichteten Stufe (BFS) in Eppink [19] beeinflusst der Winkel der Rampe den Zustand. Geformte Stufen weisen demnach

zu den konventionell verwendeten orthogonalen Stufen eine Möglichkeit auf, einen laminaren Trennstellenübergang zu gestalten.

2.2 Überblick über Kontaktmethoden

Kontakt findet zwischen zwei unabhängigen Körpern, infolge einer Bewegung statt. Zwei Körper treten in Berührung und bilden ein Kontaktpaar. Grundsätzlich unterscheiden lässt sich zwischen zwei Kontaktarten. Diese sind der permanent verbundene Klebekontakt und der verformbare Kontakt. Ein permanent verbundener Klebekontakt wird generell für die Verbindung unterschiedlich diskretisierter Elementnetze und die Verbindung nicht direkt angrenzender Elementflächen verwendet. [20] [21] Für eine kinematische Verbindung kommen Multi Point Constrains (MPC)s zum Einsatz. Diese erzeugen Abhängigkeiten zwischen den Elementknoten. Der verformbare dynamische Kontakt lässt eine Kontaktinteraktion zu und unterscheidet zwischen geöffnetem und dem geschlossenen Kontakt. Die relative Bewegung der Kontaktkörper beeinflusst dabei den Status des Kontakts. Im Falle einer Berührung gilt im verformbaren Kontakt eine Nichtdurchdringungsbedingung. Eine Eindringung in den berührten Körper muss mathematisch erzwungen werden. In der Finiten Elemente Methode bedeutet verformbarer Kontakt ein nichtlineares Verformungsverhalten. Es wird als Änderung in der Randbedingung betrachtet, da in einem iterativen Prozess der Zustand des Kontaktes und die Einbringung von Kontaktkräften bestimmt werden muss. [20]

Geprüft werden muss für beide Kontaktarten, der zunächst unbekannte Ort des Kontaktes. Für eine Identifikation findet eine Kontaktsuche nach möglichen Kontaktgebieten statt. [20] In dem in dieser Arbeit verwendeten FE Programm MSC Patran bestehen hierzu unterschiedliche Kontaktverfahren. Dazu zählen die Knoten zu Knoten (NTN)-, Knoten zu Segment (NTS)-, sowie Segment zu Segment (STS) Kontaktverfahren. [21] Im Knoten zu Knoten (NTN) Verfahren findet die Kontaktfindung des nächst gelegenen Slave Knoten statt. Da die Knoten der Kontaktfläche meist an unterschiedlichen Koordinaten liegen ist die Kontaktsuche problematisch. Dagegen an Stellen gleichartiger Netze aber anwendbar. [20]

In dem Knoten zu Segment (NTS) Verfahren findet eine Kontaktüberprüfung nach einem Master und Slave Konzept statt. Es wird überprüft, ob ein Knoten der Slave Oberfläche in Kontakt mit einem Segment der Master Oberfläche tritt. Nach globaler Kontakterkennung des nächst gelegenen Knoten, findet eine zusätzliche lokale Kontaktbestimmung statt. Lokal geschieht dies über die Bestimmung des minimalen Abstands zwischen Slave Knoten und dem Segment der Master Oberfläche. Geometrisch findet die orthogonale Projektion des Differenzenvektors auf den Normalenvektor statt.

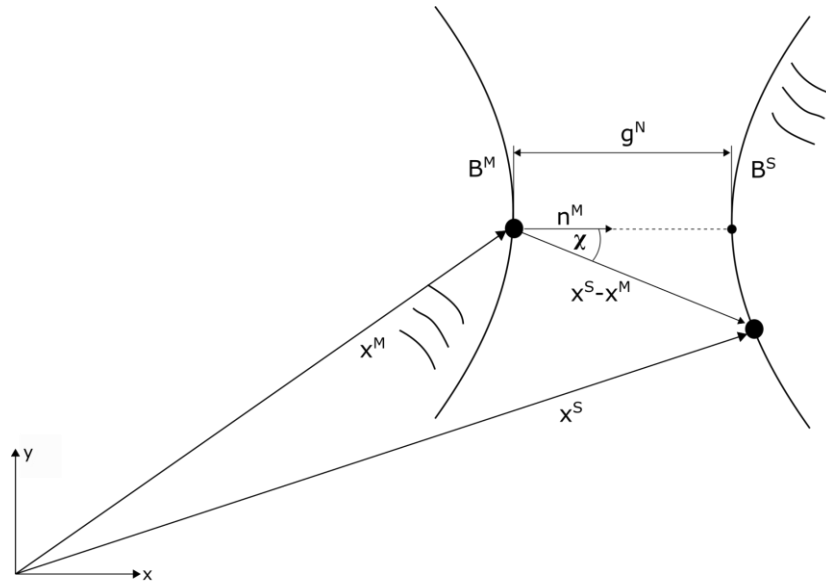


Abbildung 5: Kontaktbestimmung durch die Ermittlung des Abstandsminimum [36]

Der minimale Abstand g_N liefert so eine direkte Aussage über den Kontaktstatus. In der Literatur Wagner [20] wird die Findung des Abstandsminimum über eine orthogonale Projektion als Closest Point Projection (CPP) bezeichnet. Das wesentliche Problem bei der Verwendung des Knoten zu Segment (NTS) Verfahren besteht in zu großen Abweichungen von Elementgrößen. [20] Außerdem ist die Findung von Kontaktkanten schwierig, da die Kontaktsuche über die Elementflächennormalen erfolgt.

$$g_N = (x^S - x^M) \cdot n^M \begin{cases} > 0, & \text{kein Kontakt} \\ = 0, & \text{idealer Kontakt} \\ < 0, & \text{unzulässige Eindringung} \end{cases}$$

Eine alternative Kontaktfindung bietet dazu das Segment zu Segment (STS) Verfahren an. In diesem Verfahren gilt kein Master Slave Konzept. Es wird hingegen eine gewisse Anzahl an Hilfspunkten den Elementflächen und Elementkanten hinzugefügt. Dies ermöglicht eine Kontakterkennung trotz der abweichenden Elementgrößen. [22] Laut Wagner [20] wird die Abbildung des Kontakts stark verbessert. Zu den Elementflächen im Knoten zu Segment (NTS) Verfahren, können so auch Elementkanten mit dem Segment zu Segment (STS) Verfahren erkannt werden.

Im Falle eines verformbaren Kontakts muss eine Eindringung in den Kontaktkörper verhindert werden. Hierzu werden unterschiedliche numerische Methoden eingesetzt. Dazu zählen die Penalty Methode und Lagrange Multiplikator Methode. [23] Beschrieben werden kann die Penalty Methode anhand eines Federmodells. Im Falle einer unzulässigen Eindringung werden Reaktionskräfte auf den eindringenden Slave Knoten aufgebracht. Mathematisch gesehen wird dazu ein Penalty Strafterm in Form einer Nebenbedingung in das Gleichungssystem eingebracht. [20] [23]

$$\Pi = \frac{1}{2}ku^2 - uF + \frac{1}{2}\varepsilon g_N^2 \rightarrow Min$$

Elemente mit niedrigen Ansatzfunktionen sind für eine gleichmäßige Verteilung der Elementknotenkräfte entscheidend. Um Durchdringungen zu vermeiden gilt zudem, dass der Master Körper gröber vernetzt ist als der Slave Körper. Dadurch können ungewollte Durchdringungen in den Kontaktkörper vermieden werden. [24]

3. Numerische Simulation auf Basis der Finiten Elemente Methode

Zur Strukturanalyse wird die einst für die Luft- und Raumfahrt konzipierte Finite Elemente Methode (FEM) verwendet. Mit Hilfe der Methode lassen sich numerische Gleichungssysteme lösen, die zur Ermittlung gesuchter Verformungsgrößen führen. Die für die Modellerstellung und numerische Lösung eingesetzten Programme sind der Pre- und Postprocessor MSC Patran und der Mainprocessor MSC Nastran. Die in Kapitel 3.2 dargestellten Analysen beziehen sich auf die linear statische Berechnung SOL101 in MSC Nastran. Bevor ein vertiefender Überblick über die in MSC Patran erstellten Finiten Elemente (FE) Modelle gegeben wird, wird der grundlegende Aufbau und das methodische Vorgehen in der Modellierung diskutiert.

Die für den Aufbau eines FE Modells bestehenden Methoden unterscheiden sich im Hinblick der Diskretisierung und Idealisierung der Struktur. Der Ansatz dieser Arbeit beginnt im Aufbau von Volumen Modellen und Volumen-Schalen Hybridmodellen. Schalenelemente bieten sich aufgrund der dünnen flächenhaften Struktur über das Ableiten von Mittelflächen an. Zudem ermöglichen diese die Laminatmodellierung. Ein wesentliches Hindernis in der Diskretisierung mittels Schalenelementen besteht in variierenden Strukturdicken. Hierdurch entstehen abweichende Mittelflächenknoten. Diese führen zur Erzeugung eines geschlossenen Elementnetzes zu Kontaktbedingungen, dessen Einbringung in Kapitel 2.2 dargestellt wird.

3.1.1 Vorstellung der Finiten Elemente Modelle

Wie einführend erläutert wurden für den Aufbau der Finiten Elemente Modelle zwei unterschiedliche Elementarten verwendet. Eine Übersicht über die Modelldaten ist dazu in der Tabelle 1 zu finden. Die Darstellungen der Modelle befinden sich im Anhang A.

Die Bestandteile der Modelle A Abbildung 18 und A* Abbildung 19 kennzeichnen sich in der Form von strukturierten HEX8 Elementen. Idealisierend ist der GFRP Keil in den Modellen als CFK Bestandteil des Upper Covers modelliert. Für die Analyse unbedeutende geometrische Merkmale wie Radien der Omega Stringer wurden in den Modellen entfernt. Dadurch konnte eine Netzstrukturierung der Rohacell Geometrien ermöglicht werden. Außerdem wird ein idealer Verbund der Strukturbestandteilen in der Analyse vorausgesetzt. Nur im Bereich der Überlappungsverbindung ist die Struktur, zur Abbildung der Trennstellenverformungen, unverbunden modelliert.

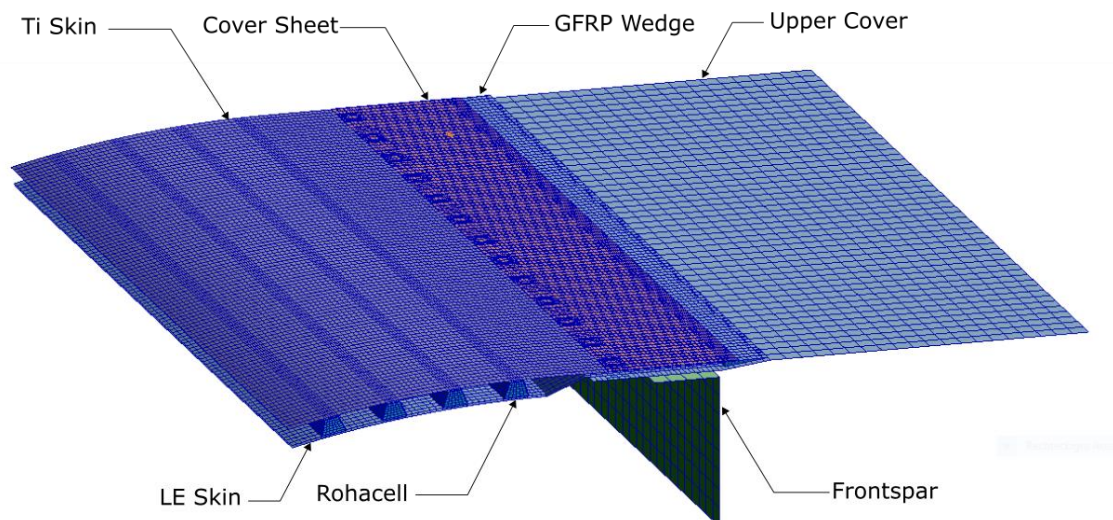


Abbildung 6: Finite Elemente Hybridmodell B des HLFC Strukturdemonstrators

Der Unterschied der Volumenmodelle A Abbildung 18 und A* Abbildung 19 liegt in der Art der modellierten Bohrungen im Überlappungsbereich. In dem Modell A* wurden die Bohrungen der Verbindungskörper entfernt. Die Elementknoten sind in diesem Bereich über die Equivalenced Methode zusammengeführt. In dem Modell A sind die Bohrungen hingegen Bestandteile der Modellstruktur. Der dadurch entstehende Unterschied zeigt sich in den Randbedingungen und wird in Kapitel 3.1.4 tiefergehend erläutert.

Der Einsatz von QUAD4 Schalenelemente bezieht sich auf die gesamten dünnen flächenhaften Bestandteile im Modell B und C. Die Ausnahme bilden die Schaumkerne und der GFRP Keil, für die geometriebedingt HEX8 Elemente verwendet wurden. Aufgrund von variierenden Dicken im Bereich der CFK Omega Stringer und zur Modellierung des Laminats wurden zwei Mittelflächen im Modell B gewählt. Die Ursache liegt in den über den Rohacell Schaumkernen verlaufenden Omega Stringern. Das 1mm dicke Omega Stringer Laminat im Verbund mit dem 2mm dicken Laminat unterhalb der Omega Stringer bietet keine direkte Symmetriemittelfläche für die Laminatmodellierung an. Eine andere Möglichkeit könnte die Methode des ZOFFS bieten, welche die Referenzebene aus der Knotenebene verschieben würde. [25] Nach der Methode des ZOFFS wäre die CFK Omega Stringer Struktur über eine Schalenmittelfläche modellierbar. Eine weitere variierende Mittelfläche entsteht durch den ausgefrästen Bereich für das Abdeckblech in der Titan Struktur. Die Kopplung der abweichenden Mittelflächenknoten wurde nach dem Prinzip des ZOFFS über RBE2 Elemente erstellt. [25]

Modell	Spannweite	Elementtyp	Elementanzahl	Knotenanzahl
A	500mm	HEX8	212016	253848
A*	500mm	HEX8	134730	161889
B	500mm	QUAD4/HEX8	61090	71723
C	2000mm	QUAD4/HEX8	244360	280236

Tabelle 1: Daten und Eigenschaften der Finiten Elemente Modelle

Für eine Untersuchung der Trennstellenverformungen über die gesamte Leitwerksspannweite wurde das Modell B von 0.5m auf 2m transformiert. Grund für die Wahl der Hybridmodelle B und C, stellt die reduzierte Rechenzeit in der numerischen Lösung durch den Mainprocessor MSC Nastran dar.

3.1.2 Einstellungen der Kontaktmodellierung

Zur Verbindung von abweichenden Elementflächen Abbildung 7 wurden Kontakteinstellungen in MSC Patran getroffen. Die für die Erkennung des Kontaktes gewählten Einstellungen sind innerhalb der Kontakttabelle (BCTABLE) anhand der Distance Tolerance (ERROR), Contact Detection (ISEARCH), Glue Optionen (IGLUE) definiert und in Tabelle 2 angegeben.

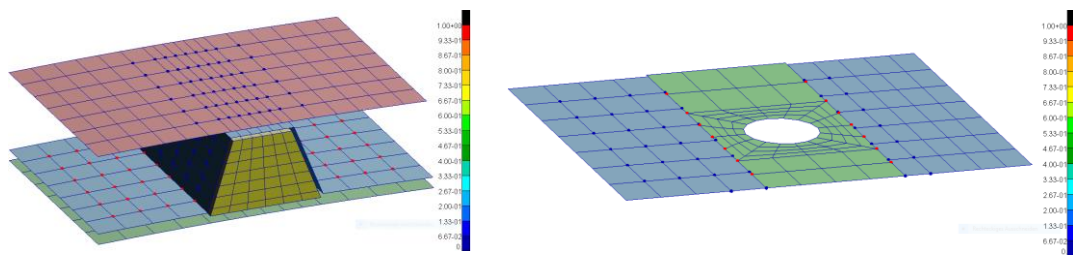


Abbildung 7: Validierung des verbundenen Klebekontaktes von Fläche zu Fläche (links) und von Kante zu Kante (rechts) im Modell B

Die Distance Tolerance (ERROR) beschreibt die Toleranz in der ein Slave Knoten, als in Kontakt stehend mit einem Master Körper beachtet wird. Der Parameter ISEARCH=2 beschreibt die Kontaktsuchreihenfolge von Slave zu Master oder Master zu Slave, diese kann doppelseitig oder automatisch erfolgen. ISEARCH=2 steht für die automatische Kontaktsuche, in dem das Programm anhand der kleinsten Elementaußenkanten oder Schalelementdicke nach Kontakt sucht. [21] [26] [27] Für die Verbindung der abweichenden Elementnetze in der Ebene Abbildung 7 wurde das Segment zu Segment (STS) Verfahren in MSC Patran gewählt. [22] Das Knoten zu Segment Verfahren ist in diesem Fall zur Erkennung ungenügend, da hier die Elementflächennormalen zur Kontaktsuche verwendet werden. [20]

BCTABLE			
ERROR	BIAS	ISEARCH	IGLUE
0.8	0.9	2	2

Tabelle 2: Kontakteinstellungen des permanent verbundenen Klebekontaktes in MSC Patran

3.1.3 Materialzuordnung und Laminataufbau

Die in dieser Arbeit gewählten Materialmodelle unterscheiden sich in der Modellart. Für das Volumenmodell wurde das CFK¹ in Tabelle 3 isotrop angenommen. In den Modellen B und C wurde der Laminataufbau mitberücksichtigt, da die Einzelschichten des Laminats nicht als Element einzelschichten modelliert werden müssen. Für die geschlossenzelligen PMI Hartschaumstoffkerne wurden Materialkennwerte aus einem Rohacell 110WF Datenblatt [28] verwendet.

Name	Material	E	G	ν	α	Dicke
		[GPa]	[GPa]	[-]	[1/K]	[mm]
Ti Skin	Titan	110	38	-	9.29E-06	0.6 / 0.7
Abdeckblech	Edelstahl	200	77	-	1.6E-05	0.1
Rohacell	PMI	0.18	0.07	-	3.5E-05	10
LE Skin	CFK ¹²	65	-	0.33	-1E-07	1 / 3
Upper Cover	CFK ¹²	65	-	0.33	-1E-07	4
Frontspar	CFK ¹²	65	-	0.33	-1E-07	5

Tabelle 3: Materialkennwerte ¹Quasisotrope Materialannahme im Modell A ²2D orthotrope Materialannahme Tabelle 5 im Modell B und C

Die Angaben zum Lagenaufbau der HexPly 8552 UD Lamineinzelschichten sind in der Tabelle 4 hinterlegt. Die Laminatlagen der Leading Edge Tabelle 4 mit Unterstrich beziehen sich auf die über die Rohacell Schaumkerne verlaufende Schalenelementebene im Modell B und C. Die zu den Modellen gehörenden Materialkennwerte sind in der Tabelle 5 angegeben.

Die Modelle B und C enthalten die zugrundeliegenden mechanisch- und thermisch richtungsabhängigen Eigenschaften des Laminats. Die Berechnungsgrundlage der CFK Bestandteile basiert auf der Klassischen Laminattheorie (CLT). Die vollständige Beschreibung erfolgt durch die Angabe der in Tabelle 5 angegebenen fünf unabhängigen Elastizitätsgrößen. Der Indize 1 beschreibt die Faserlängsrichtung, der Indize 2 die Faserquerrichtung. [29]

Name	Lagenaufbau	Lagendicke
		[mm]
Upper Cover	$[0^\circ, +45^\circ, 90^\circ, -45^\circ]_{4s}$	0.125
Frontspar	$[-45^\circ, 90^\circ, +45^\circ, 0^\circ]_{5s}$	0.125
Leading Edge	$[\underline{90^\circ}, \underline{+45^\circ}, \underline{0^\circ}, \underline{-45^\circ}, \underline{0^\circ}, \underline{+45^\circ}, \underline{90^\circ}, \underline{-45^\circ}, \underline{0^\circ}, \underline{+45^\circ}, \underline{90^\circ}, \underline{-45^\circ}]_s$	0.125

Tabelle 4: Angaben zum Lageaufbau des Laminats (CFK²)

Die thermischen Eigenschaften von Kohlenstofffasern kennzeichnen sich Tabelle 5 durch eine hohe Wärmebeständigkeit und einen schwach negativen Wärmeausdehnungskoeffizienten in Faserrichtung. Der Wärmeausdehnungskoeffizient quer zur Faserrichtung übersteigt den in Längsrichtung. Das bedeutet, dass die thermische Dehnung von der Ausrichtung der Fasern im Laminat abhängt. [13]

E_{11}	E_{22}	ν_{12}	G_{12}	G_{23}	α_{11}	α_{22}
[GPa]	[GPa]	[-]	[GPa]	[GPa]	[1/K]	[1/K]
157	12	0.3	56	4,44	-2.16E-07	3.44E-05

Tabelle 5: Materialkennwerte der UD Lamineinzelschichten (CFK²)

3.1.4 Randbedingungen und Zwangsbedingungen

Zur Abbildung der Struktur in seiner Umgebung sind alle Freiheitsgrade (FHG)e an den äußeren freien Rändern und dem untere Ende des Frontspar Abbildung 8 vergleiche. Anhang A eingeschränkt. Davon ausgenommen sind die vordere Kante der Leading Edge (LE), da es in der Struktur sonst zu starken Zwängungen käme. Zudem ist der Überlappungsbereich frei beweglich.

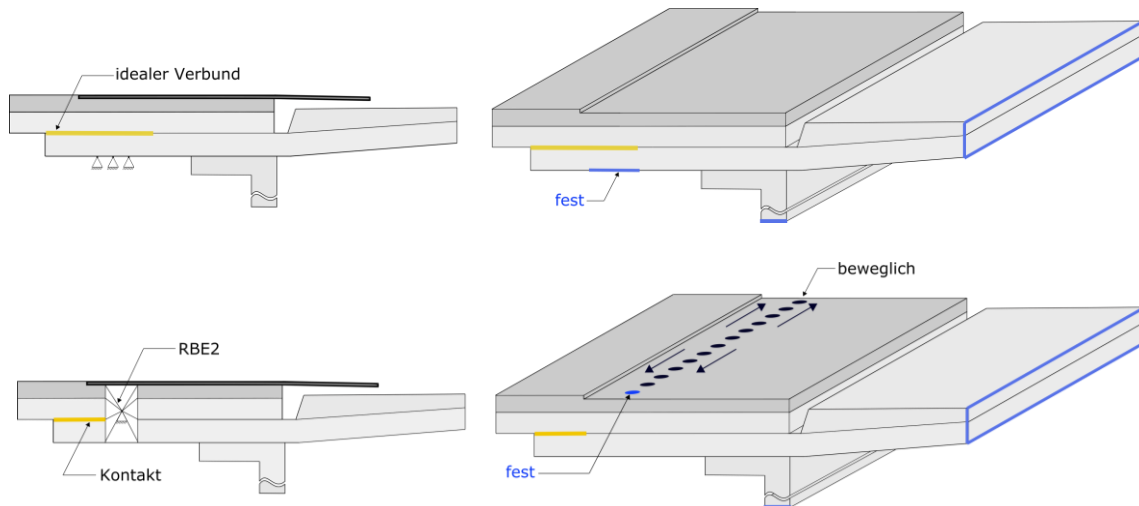


Abbildung 8: Modellierung von steifen Verbindungselementen durch Rand- und Zwangsbedingungen

Die steifen Verbindungskörper stellen weitere Randbedingungen in der Struktur dar. Von dem Ort der Verbindungskörper kann sich eine relative Bewegung, zwischen der Verbundstruktur der Flügelvorderkante und der Leitwerksbox, einstellen. Für das Modell A* mit den zusammengeführten Elementknoten wird für die Abbildung der steifen Verbindungskörper eine einfache Einschränkung der translatorischen Freiheitsgrade (FHG)e in Spannweitenrichtung gewählt. Die Modellvarianten A, B und C beinhalten starre RBE2 Verbindungen, welche die abhängigen Elementrandknoten mit einem unabhängigen im Zentrum eingespannten Knoten verbinden.

Zusätzlich wurde in dem Modell A ein verformbarer Kontakt aus Kapitel 2.2 eingeführt. Dieser verhindert die Durchdringung der Elementflächen des Upper Covers und der Titan Haut. Im Einfluss der Verformungen Abbildung 8 würden diese in Berührung treten.

3.1.5 Modellvalidierung

Zur Plausibilitätsprüfung der Modelle wird ein Vergleich mit einer analytischen Rechnung nach dem Satz von Castigliano aufgeführt. Für das analytische Modell wurde die gebogene Flügelvorderkanten- und die ebene Leitwerksboxfläche in ein Balkensystem überführt. Der Ergebnisvergleich zwischen der analytischen- und Finiten Elemente Lösung ist in der Tabelle 6 aufgeführt.

Lastfall F=100N	Abstand	FEM A	FEM B	Castigliano
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
1	200	0.10	0.10	0.11
2	250	0.19	0.21	0.20
3	300	0.45	0.53	0.42
4	350	0.93	1.05	0.74

Tabelle 6: Ergebniswerte der Plausibilitätsprüfung im Vergleich der analytischen- und der FEM Lösung

$$f = \frac{\partial \Pi}{\partial F} = \frac{R \left[(\pi - 3)R^2 + \left(48 - 48 \cos \left(\frac{\pi}{12} \right) \right) h_2 R + 2\pi h_2^2 \right] F}{24E_B I_B} + \frac{F h_2^3}{3E_G I_G}$$

3.2 Thermische Verformungsanalyse

Da das HLFC System lediglich unter Reiseflugbedingungen den laminaren Erhaltungszustand erzeugt, stellt der Temperaturzustand von $T_{\text{Cruise}}=-55^{\circ}\text{C}$ den kritischen Lastfall dar. [30] Aus diesem Grund wird die Struktur in der Analyse von $T_{\text{RT}}=23^{\circ}\text{C}$ auf $T_{\text{Cruise}}=-55^{\circ}\text{C}$ abgekühlt und erfährt damit eine Temperaturänderung von $\Delta T=78\text{K}$. Zur Validierung der Finite Elemente (FE) Ergebnisse wird die Struktur von $T_{\text{RT}}=23^{\circ}\text{C}$ auf $T_{\text{VD}}=-12.5^{\circ}\text{C}$ um $\Delta T=35.5\text{K}$ abgekühlt und ein Vergleich zu Ergebnissen einer optischen 3D ATOS Oberflächenmessung dargestellt. Die Struktur kann sich für den Vergleich frei thermisch dehnen. Außerdem wird ein Vergleich zwischen der optischen ATOS Oberflächenmessung bei $T_{\text{VD}}=-12.5^{\circ}\text{C}$ und der Raumtemperatur von $T_{\text{RT}}=23^{\circ}\text{C}$ erstellt.

3.2.1 Beschreibung der thermoelastischen Verformung

Konstante Temperaturänderungen in einer Struktur mit homogenem Material führen zu axialen Dehnungen ε_0 .

$$\varepsilon_0 = \alpha \Delta T$$

Da die HLFC Struktur eine Materialverbundstruktur ist, entstehen durch unterschiedliche Wärmeausdehnungskoeffizienten Biegeverformungen. Grundlegend beschreiben lässt sich dies mit einer axialen freien thermischen Dehnung ε_0 und einem Dehnungsanteil der durch Biegespannungen σ_x entsteht. [31]

$$\varepsilon = \frac{\sigma_x}{E} + \alpha \Delta T = \frac{y}{R} + \varepsilon_0$$

Der hohe positive Wärmeausdehnungskoeffizient α_{Ti} der dünnen Titan Haut führt bei negativen Temperaturen zu einer Stauchung. Die darunter befindliche CFK Haut dehnt sich, beeinflusst durch einen gering negativen Wärmeausdehnungskoeffizienten α_{CFK} . Bedingt durch den Titan CFK Materialverbund verursacht dies eine Biegeverformung Abbildung 9 im Überlappungsbereich. Das dünne Edelstahl Abdeckblech staucht sich aufgrund seines positiven Wärmeausdehnungskoeffizienten $\alpha_{HGsteel}$ ebenfalls und verstärkt die Biegeverformung.

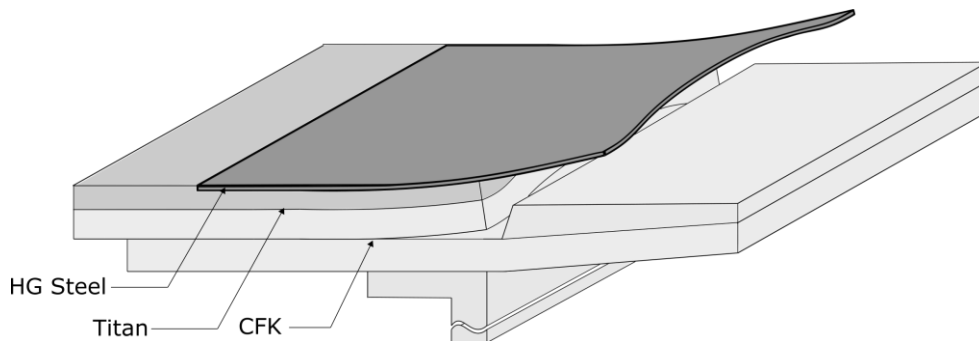


Abbildung 9: Thermoelastische Biegeverformungen im Überlappungsbereich durch unterschiedliche Wärmeausdehnungskoeffizienten

3.2.2 Beschreibung der Auswertungsmethode

Die Ergebnisse dieser Untersuchung bilden die relativen z-Verschiebungen und absoluten Stufenhöhe Δz . Um eine Aussage und Beurteilung über den Einfluss der thermoelastischen Verformungen im Abstand zur Verbindungsstelle d_{BC} treffen zu können, erfolgt die Ergebnisdarstellung an drei unterschiedlichen Auswertungspositionen.

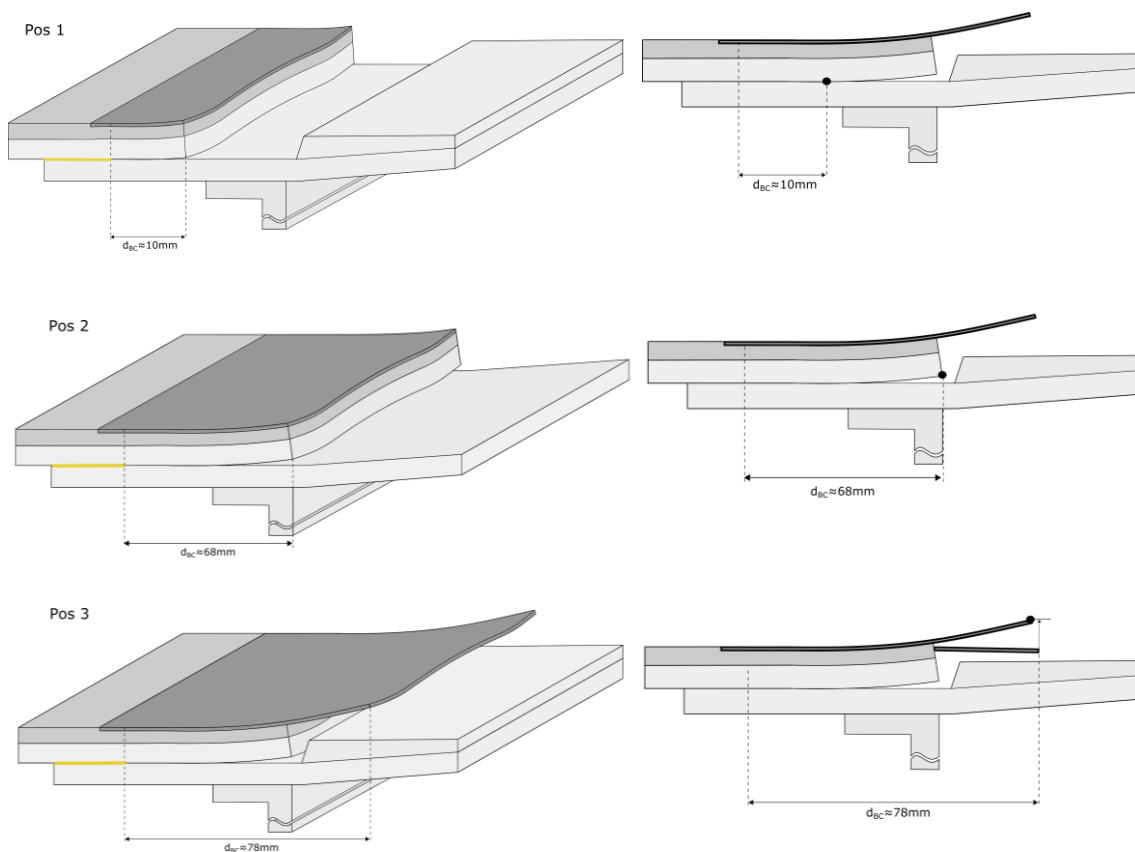


Abbildung 10: Auswertungspositionen zur Beurteilung der relativen z-Verschiebungen im Trennstellenbereich

Die Auswertungspositionen beziehen sich auf definierte Elementknoten Abbildung 10 der LE CFK Haut in Position 1 und Position 2. Die Position 3 bezieht sich auf das freie Ende des Abdeckblechs. Betrachtet werden an diesen drei Positionen relevante z-Verschiebungswerte über den Verlauf der Spannweite.

3.2.3 Ergebnisse der Abkühlsimulation $\Delta T=78K$ 0.5m

Die Ergebnisse der Finiten Elemente Analyse zeigen den Anstieg der relativen z-Verschiebungen von der Verbindungsstelle zum freien Ende des Abdeckblechs. Für alle Positionen aus Abbildung 11 werden am Rand maximale und in der Spannweitenmitte hohe relative z-Verschiebungen sichtbar. Die minimalen z-Verschiebungen treten nach Abbildung 11 in einem Abstand von 50mm am linken und rechten Rand im Überlappungsbereich auf.

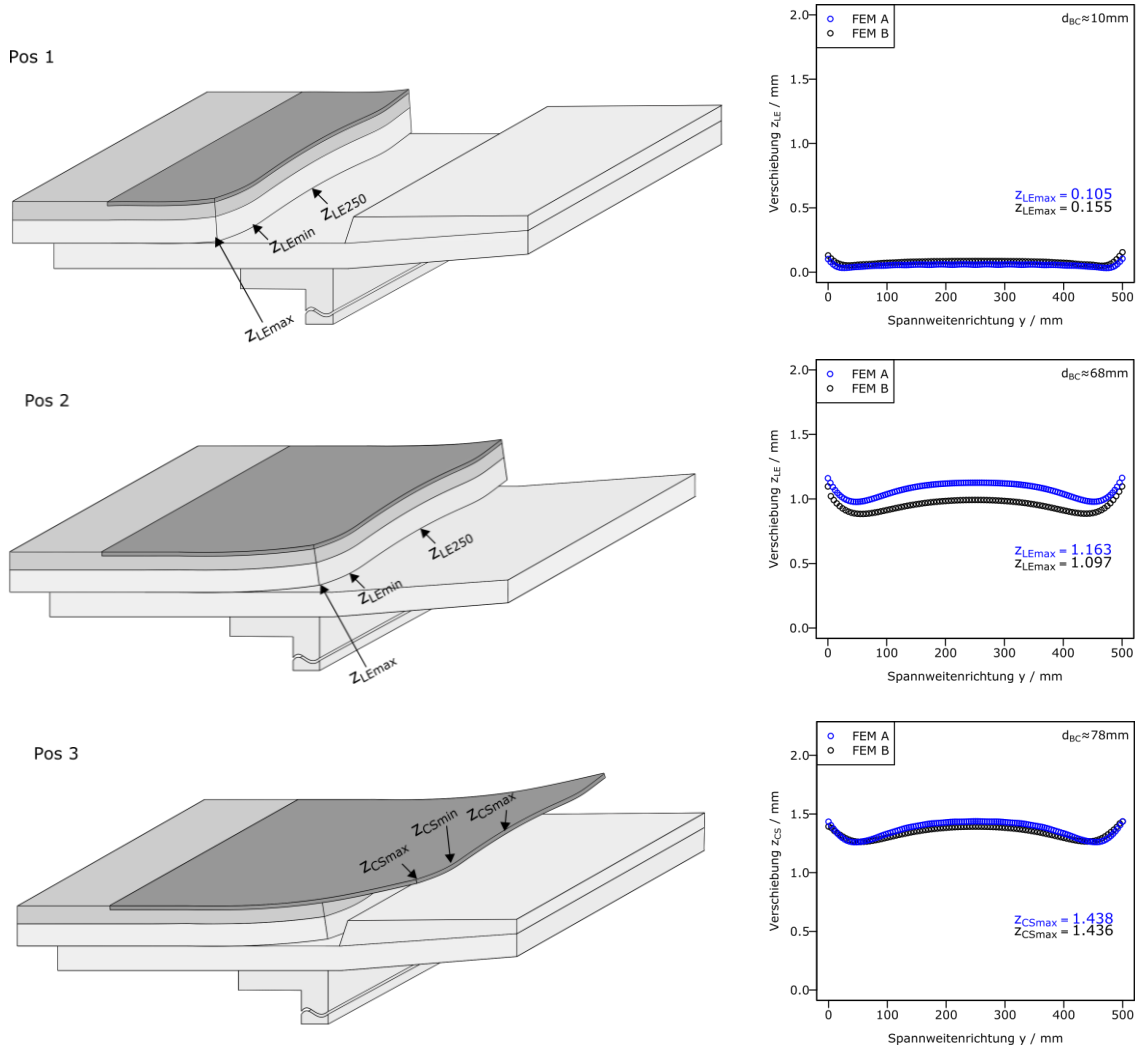


Abbildung 11: Ergebnisse der relativen z- Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell A und B $\Delta T=78K$

Die maximale relative z-Verschiebung beträgt in Position 3 Abbildung 11 Tabelle 7, am freien Ende des Abdeckblech 1.438mm. Unter Betrachtung der Verformungen des Abdeckblechs in Position 3 im Vergleich zu den Verformungen in der CFK Struktur Position 2 wird deutlich, dass das Abdeckblech einen hohen Anteil an den Gesamtverformungen trägt.

T=-55°C		FEM A					AVG
Position	Abstand	$z_{\max}$	$z_{\min}$	z_{250}	z_{AVG}	z_A	Δ_{AB}
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]
1	10	0.105	0.033	0.058	0.054	0.072	30.76
2	68	1.163	0.978	1.126	1.068	0.148	11.05
3	78	1.438	1.26	1.438	1.366	0.178	2.05

Tabelle 7: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell A $\Delta=78K$

Die Betrachtung der relativen z-Verschiebungen der Position 1 zeigen, dass der Grenzwert der Stufenhöhe von 0.12mm bereits an dieser Stelle überschritten wird. Dort trete maximale relative z-Verschiebungen Position 1 Abbildung 11 Tabelle 7 in einem Bereich von 0.11 bis 0.16mm auf.

T=-55°C		FEM B					AVG
Position	Abstand	$z_{\max}$	$z_{\min}$	z_{250}	z_{AVG}	z_A	Δ_{AB}
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]
1	10	0.155	0.05	0.087	0.078	0.105	30.76
2	68	1.097	0.884	0.992	0.95	0.108	11.05
3	78	1.436	1.26	1.393	1.338	0.176	2.05

Tabelle 8: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell B $\Delta=78K$

Die in Spannweitenrichtung entstehende Welligkeit wird für die Position 2 Abbildung 11 Tabelle 7 und Tabelle 8 anhand einer Amplitude im Bereich von 0.11 bis 0.15mm bestimmt.

T=-55°C		FEM A*					AVG	AVG
Position	Abstand	Z _{max}	Z _{min}	Z ₂₅₀	Z _{AVG}	Z _A	Δ _A	Δ _B
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]	[%]
1	10	0.08	0.023	0.023	0.035	0.057	35.19	55.13
2	68	1.08	0.917	1.033	0.99	0.116	7.30	4.04
3	78	1.359	1.196	1.343	1.285	0.163	5.93	3.96

Tabelle 9: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell A* Δ=78K

Die Ergebnisse des Modell A* mit veränderten Randbedingungen weist eine Abweichung in der relevanten Position 2 und Position 3 Tabelle 9 von 4-7% zu den Modellen A und B auf. Nur in der Position 1 zeigen sich große Abweichungen von 35-55%. Diese treten auch in dem Vergleich der Mittelwerte zwischen dem Modell A und B in Position 1 Tabelle 7 mit 31% auf.

3.2.4 Ergebnisse der Abkühlsimulation $\Delta T=78K$ 2m BC1

Die Trennstellenverformungen über die gesamte Spannweite von 2m zeigen in Abbildung 12 ein zu dem 0.5m Demonstrator Segment Abbildung 11 ähnliches Verformungsverhalten auf.

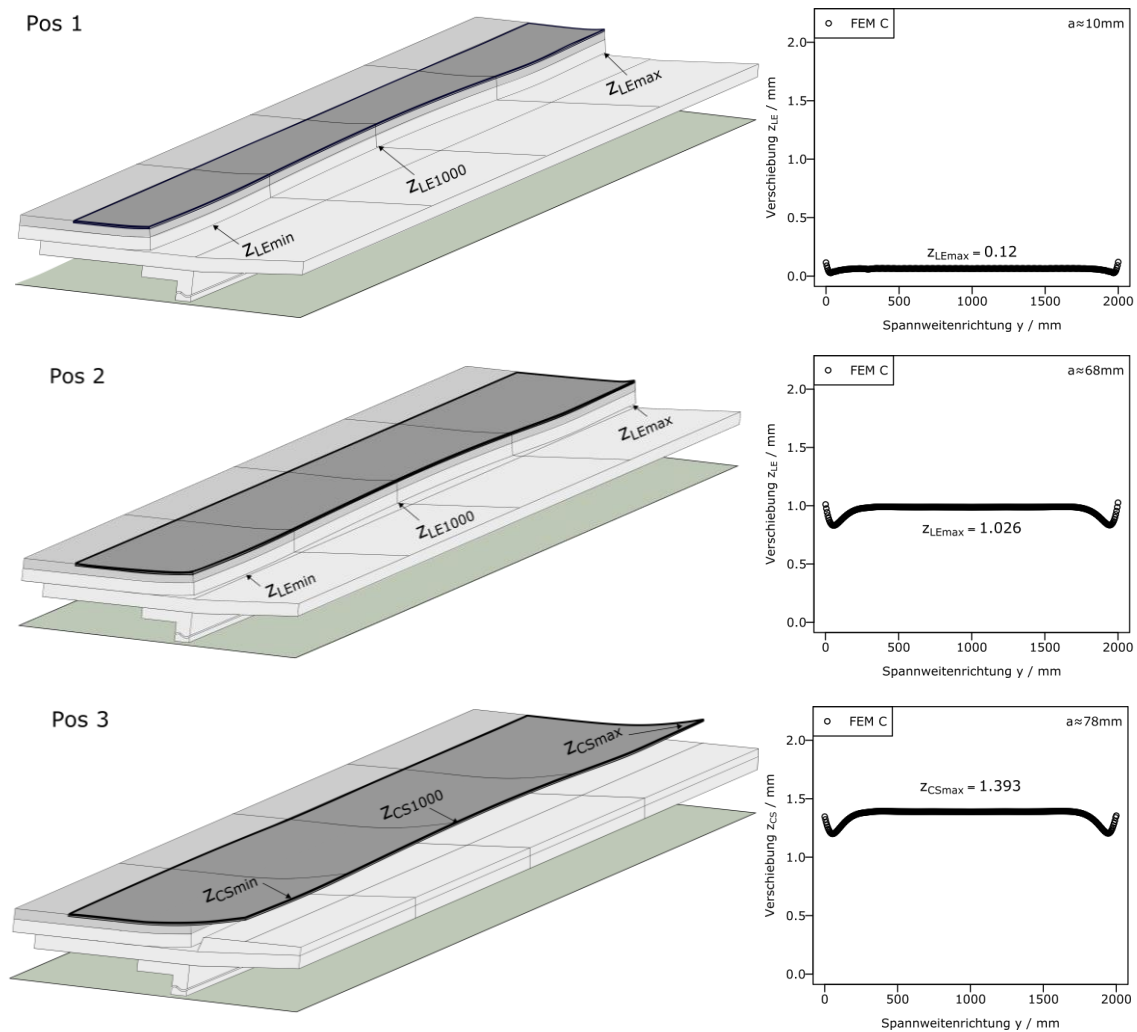


Abbildung 12: Ergebnisse der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell C BC1 $\Delta T=78K$

Anhand der Diagramme in Abbildung 12 wird deutlich, dass hohe relative z-Verschiebungen konstant über einen Bereich von 90% der Spannweite auftreten. In einem Bereich von 10% an den äußeren Rändern treten minimale und maximale Werte auf, welche eine Amplitude von 0.16mm für die Position 2 in Abbildung 12 verursachen.

Deutlich werden sehr geringe Abweichungen der relativen z-Verschiebung von maximal 2% Position 3 Tabelle 10 zwischen dem Modell C, Modell A und Modell B.

T=-55°C		FEM C BC1					AVG	AVG
Position	Abstand	$z_{\max}$	$z_{\min}$	z_{1000}	z_{AVG}	z_A	Δ_A	Δ_B
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]	[%]
1	10	0.12	0.028	0.065	0.063	0.037	12.5	19.23
2	68	1.026	0.830	0.987	0.969	0.157	9.27	1.96
3	78	1.393	1.20	1.389	1.366	0.189	0	2.09

Tabelle 10: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell C BC1 $\Delta=78K$

Das gesondert zu betrachtende Verformungsverhalten in den Randzonen Abbildung 12 in einem Bereich von 200mm am linken und rechten Rand, ist in den Modellen A und B in der Abbildung 11 in gleichem Maße zu beobachten. Die relativen z-Verschiebungen des Upper Covers von 0.01mm haben nur einen sehr geringen Anteil an der absoluten Stufenhöhe und werden aufgrund der hohen Steifigkeit in diesem Bereich durch den Frontspar nicht aufgeführt.

3.2.5 Ergebnisse der Abkühlsimulation $\Delta T=78K$ 2m BC2

Die im folgenden dargestellten Ergebnisse beziehen sich auf eine Einspannung des 2m Demonstrators unter konventionellen Flügelrandbedingungen. Unter konventionellen Flügelrandbedingungen zeigt sich die in Abbildung 13 dargestellte, von der Einspannung bis zum Rand, ansteigende Biegeverformung.

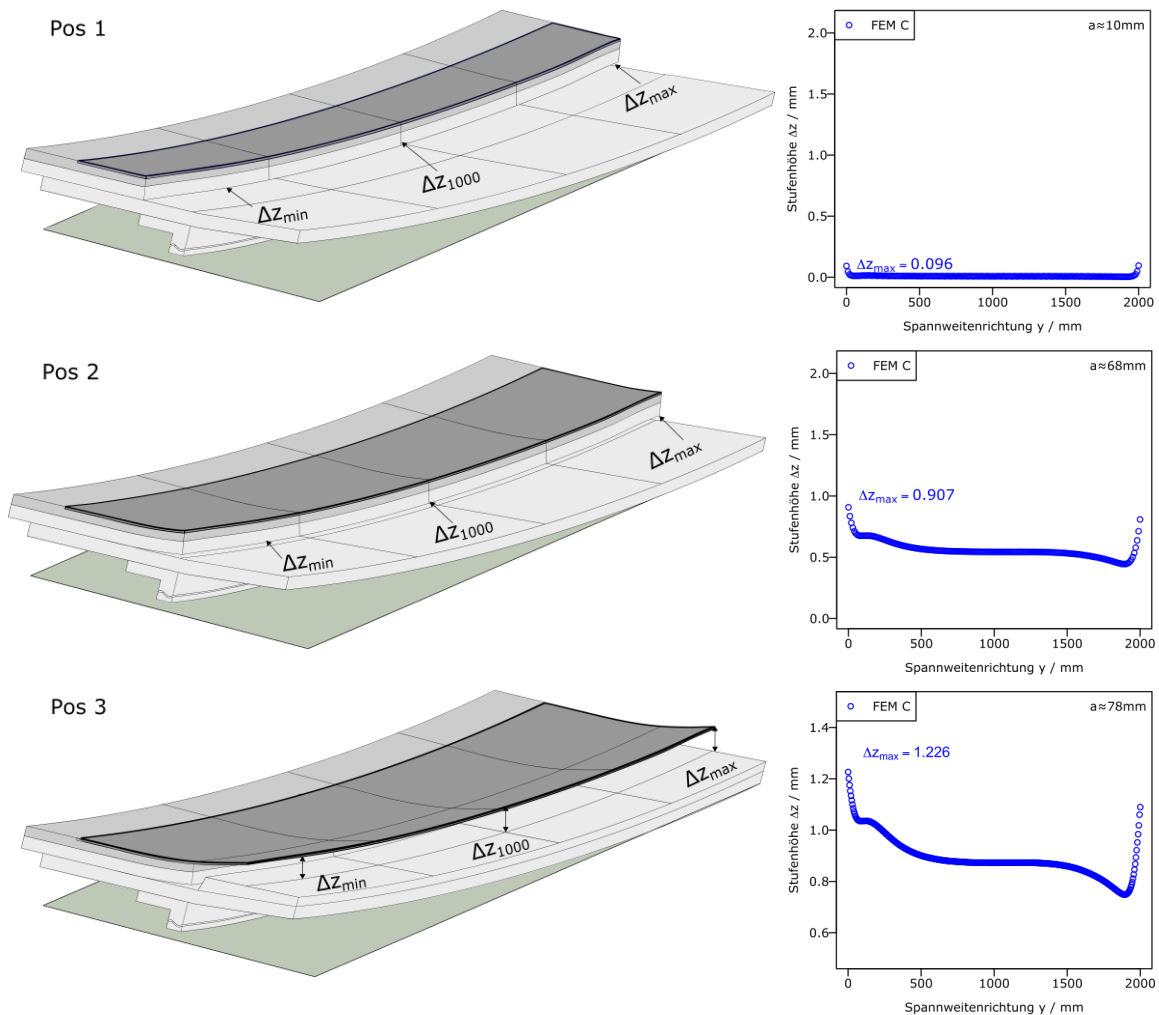


Abbildung 13: Ergebnisse der Stufenhöhen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell C BC2 $\Delta T=78K$

Das wesentliche Verformungsverhalten der maximalen Randverschiebungen Abbildung 12 in einem Bereich von 200mm, lässt sich auch unter konventionellen Flügelrandbedingungen feststellen. Die Auswirkung der Biegeverformung des Flügels auf das Stufenmaß wird in den Diagrammen Abbildung 13 in Position 2 und 3 deutlich. Dies kennzeichnet sich in Spannweitenrichtung anhand einer abnehmenden Stufenhöhe vom freien Rand zum Ort der Einspannung.

T=-55°C		FEM C BC2				AVG
Position	Abstand	Z _{max}	Z _{min}	Z ₁₀₀₀	Z _{AVG}	Δ _{CBC1}
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]
1	10	0.096	0.003	0.096	0.01	84.13
2	68	0.907	0.444	0.809	0.562	42.00
3	78	1.226	0.749	0.873	0.891	34.77

Tabelle 11: Ergebniswerte der absoluten Stufenhöhen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell C BC2 Δ=78K

Über 90% der Spannweite in Position 3 Abbildung 13 befindet sich das Stufenmaß in einem Bereich von 0.8 bis 1.1mm. An der Stelle der Einspannung resultiert eine maximale Stufenhöhe von 1.23mm. Dort weist die Leitwerksbox aufgrund der festen Einspannung keine Verschiebungen auf. Der Vergleich der Stufenhöhen Mittelwerte in Tabelle 11 zu den Ergebnissen des Modell C BC1 zeigt Abweichungen im Bereich von 35-42%. Insgesamt wird kenntlich, dass die Stufenhöhen unter konventionellen Flügelrandbedingungen niedriger sind.

3.2.6 Ergebnisse der Abkühlsimulation $\Delta T=35.5K$

Aus den optischen ATOS Messungen Abbildung 14 geht eine geringe Abweichung zwischen den Ergebniswerten bei 23°C Raumtemperatur- (RT) und -12.5°C Validierungstemperatur (VD) in der Spannweitenmitte hervor. Dort lasen sich keine bis sehr geringe Verschiebungen bestimmen.

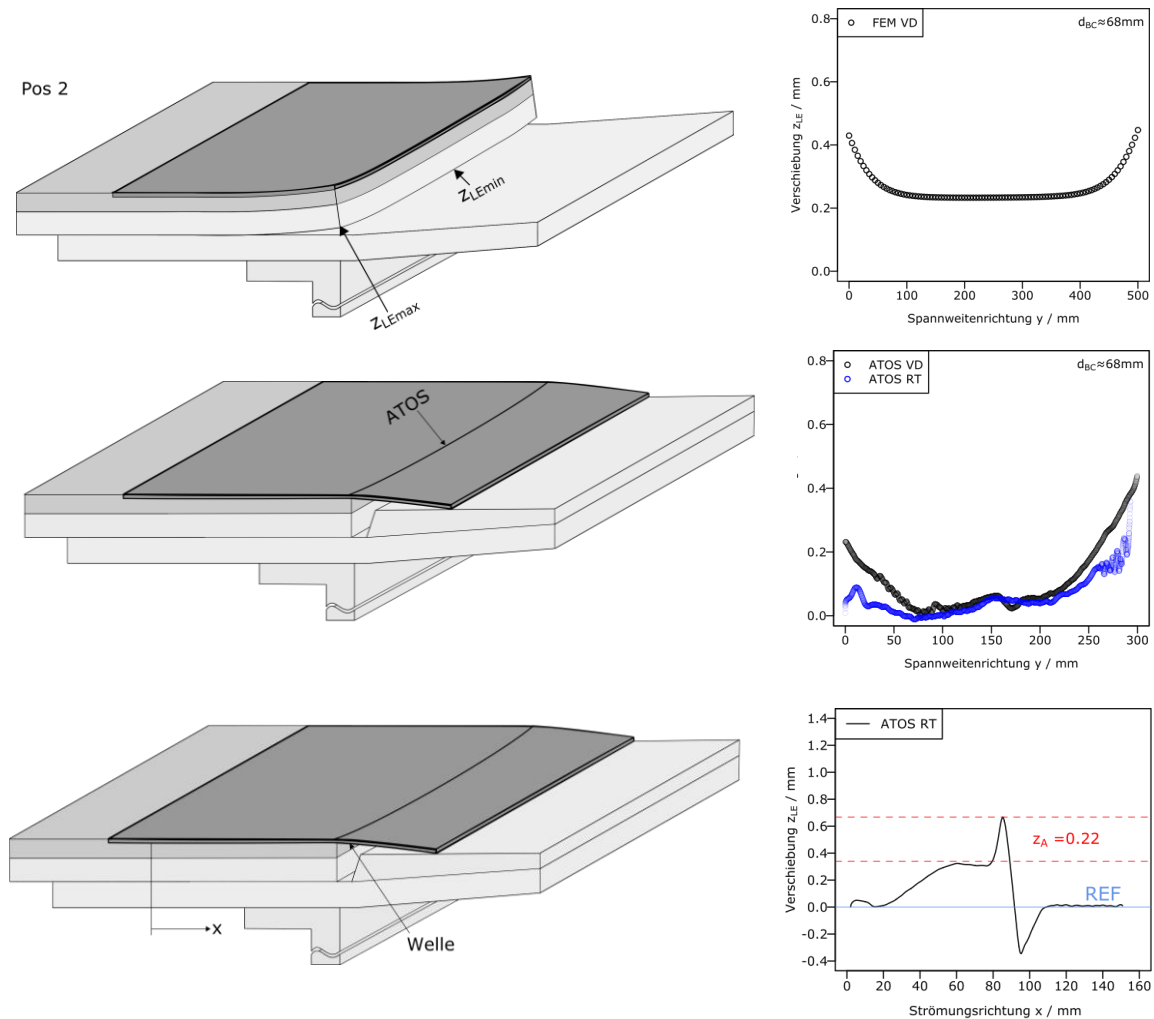


Abbildung 14: FEM Ergebnisse der relativen z-Verschiebungen und der ATOS Oberflächenmessergebnisse

In den Randzonen der ATOS Messung treten maximale z-Verschiebungswerte Tabelle 13 auf. Sowohl bei 23°C Raumtemperatur (RT), als auch bei -12.5°C Validierungstemperatur (VD).

Ein Vergleich der FEM (VD) Ergebnisse mit den ATOS (VD) Messungen in Abbildung 14 zeigt ein übereinstimmendes Randzonenverhalten auf. Im Vergleich der im linken Randbereich Abbildung 14 gemessenen Amplituden der ATOS (VD) Messung Tabelle 13 und den FEM (VD) Ergebnissen Tabelle 12 lässt sich eine geringe Abweichung von 7% bestimmen. Vergleicht man die Amplitude gemessen im rechten Randbereich Abbildung 14 wäre die Abweichung durch die höhere Verschiebung in der ATOS (VD) Messung größer.

T=-12.5°C		FEM B			
Position	Abstand	Z _{max}	Z _{min}	Z _A	Z _{AVG}
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
2 VD	68	0.447	0.233	0.214	0.264

Tabelle 12: Ergebniswerte der relativen z-Verschiebungen der CFK Haut im Modell B $\Delta T=35.5K$

T=-12.5°C / T=23°C		ATOS			
Position	Abstand	Z _{max}	Z _{min}	Z _A	Z _{AVG}
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
2 VD	68	0.44	0	0.23	0.106
2 RT	68	0.359	0	0.11	0.057

Tabelle 13: Ergebniswerte der optischen ATOS Oberflächenmessungen

Die ATOS (RT) Messung in Strömungsrichtung Abbildung 14 zeigt weiter eine Welle am Ort des vorgespannten Abdeckblechs. Diese weist eine Amplitude von 0.22mm auf. Weiterhin lässt sich eine Abweichung im Bereich vor der Welle beobachten. Hinter der Welle wird die entstehende Rampe durch das vorgekrümmte Blech sichtbar. Eine orthogonale Stufe lässt sich in der Abbildung 14 nicht beobachten.

3.2.7 Stufenhöhen am Trennstellenübergang

In der Tabelle 14 sind Stufenhöhen Δz am Trennstellenübergang, unter Einbeziehung der Abdeckblechdicke von 0.1mm angegeben. Die $\Delta z_{\max}$ Werte stehen betrachtet über die Spannweite charakteristisch für die Stufenhöhen an den äußeren Rändern. Aufgrund der konstanten z-Verschiebungen über 90% der Spannweite wird das Maß der Stufenhöhe Δz_M , zur Beschreibung der Stufenhöhe in Spannweitenmitte eingeführt. Die Angabe der Mittelwerte Δz_{AVG} gibt einen allgemeinen Überblick über die Stufenhöhengröße.

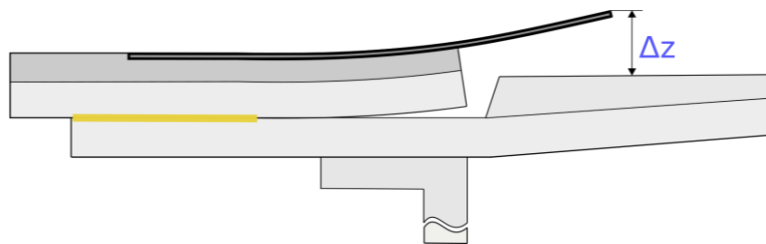


Abbildung 15: Darstellung der absoluten Stufenhöhe am Trennstellenübergang

T=-55°C	Spannweite 0.5m			Spannweite 2m	
	FEM A	FEM A*	FEM B	FEM C	FEM C BC2
Stufenhöhe	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
$\Delta z_{\max}$	1.538	1.459	1.536	1.493	1.226
Δz_M	1.538	1.443	1.493	1.489	0.873
Δz_{AVG}	1.466	1.385	1.485	1.466	0.891

Tabelle 14: Zusammenfassung der Ergebniswerte der absoluten Stufenhöhen am Trennstellenübergang $\Delta T=35.5K$

Die in den Randbereichen geltende absolute Stufenhöhe liegt in einem Bereich von 1.46 bis 1.54mm. Die absolute Stufenhöhen in der Spannweitenmitte befindet sich in einem Bereich von 1.44 bis 1.54mm. Der gemittelte Bereich der absoluten Stufenhöhe liegt zwischen 1.39 bis 1.49mm. Die gemittelte absolute Stufenhöhe für die konventionelle Flügelrandbedingung BC2 ist mit 0.89mm wesentlich geringer.

4. Diskussion

Auf Basis der Verschiebungswerte am Trennstellenübergang konnte nachgewiesen werden, dass das Hybridmodell B plausible Ergebniswerte liefert. Trotz modellspezifischer Eigenschaften, zeigen die Modelle gute Übereinstimmungen in der Abbildung der Trennstellenverformungen für die Positionen 2 und 3. Die Abweichung des Hybridmodell B zum Modell A beträgt in Position 3 lediglich 2%. Der direkte Einfluss des Laminats im Hybridmodell B auf die Trennstellenverformungen im Vergleich zur Quasiisotropen Materialannahme im Modell A, kann nicht identifiziert werden. Auch in der Variation der Randbedingungen zur Abbildung der steifen Verbindungskörper zeigt ein Ergebnisvergleich mit dem optionalen Modell A* nur geringe Abweichungen. Die Abweichung zwischen den Modellen A*, A und B geht mit einem Anteil von maximal 6% in Position 3 ein.

Mit den drei in dieser Arbeit untersuchten Positionen im Trennstellenbereich wird die Höhe der Biegeverformung im Abstand zu der Verbindungsstelle deutlich. Die Betrachtung der relativen z-Verschiebungen in Abbildung 12 Position 1 von der Einspannung zeigt auf, dass der Grenzwert der Stufenhöhe bereits an dieser Stelle überschritten wird. Dort treten maximale relative z-Verschiebungen auf, welche den kritischen Grenzwert der Stufenhöhe überschreitet. Daraus resultiert die Schlussfolgerung, dass eine Verschiebung der Verbindungskörper hin zur nach hinten gerichteten Stufe (BFS) in diesem Materialkonzept keine direkte Lösung darstellt, allerdings eine reduzierte Stufenhöhe zur Folge hätte. Die Welligkeit in Spannweitenrichtung kann durch den Vergleich der Amplituden Abbildung 16 zwischen dem 0.5m Segment und dem 2m Segment, als geringfügig steigend ermittelt werden. Aus der Abbildung 16 ist zu entnehmen, dass die Verformungen in den Randbereichen maximal werden. Der Anstieg der relativen z-Verschiebungen zur Spannweitenmitte Abbildung 16 des 0.5m Segment konnte jedoch erst durch das 2m Segment wiederlegt werden. Ein wesentliches Merkmal, welches erst mit dem 2m Segment erkenntlich wird ist eine nahezu konstante relative z-Verschiebung über 90% der Spannweite. Unter konventionellen Flügelrandbedingungen konnte dies, mit dem Unterschied einer schwach abnehmenden Stufenhöhe von der Einspannung bis zum freien Rand, bestätigt werden.

Besonders herausgestellt hat sich darüber hinaus die hohe Verformung im Bereich des frei überstehenden Abdeckblechs. Die Ursache dafür könnte in der möglichen freien thermischen Dehnung liegen, da am freien Ende keine Dehnungshinderung durch angrenzende Strukturbestandteile zu hohen Spannungen im Abdeckblech führt.

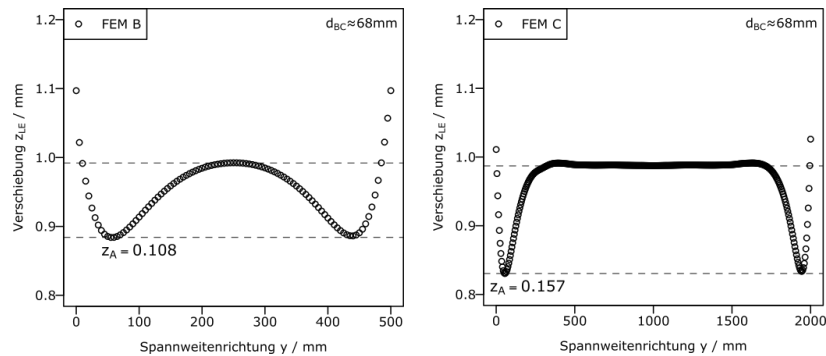


Abbildung 16: Amplitudenvergleich der Modelle B und C mit unterschiedlichen Spannweiten $\Delta T=78K$

Die ATOS Messung aus Abbildung 14 zeigt auf, dass eine Vorkompensation im Trennstellenbereich in Strömungsrichtung durch fertigungstechnische Maßnahmen funktioniert hat. Dargestellt werden konnte dies anhand des Oberflächenprofils bei einer Abkühlung auf $-12.5^{\circ}C$. Die Messungen zeigten im Vergleich mit den Ergebnissen bei $23^{\circ}C$ Raumtemperatur nur sehr geringe Änderungen in der Mitte der Spannweite. Da in Spannweitenrichtung keine Vorkrümmung eingestellt wurde, treten in den Randbereichen maximale Verschiebungen auf. Diese stimmen im linken Randbereich mit den vorherbestimmten FEM Ergebnissen näherungsweise überein. Die Abweichungen der Amplitude beträgt dort 7%. Anhand der in dieser Arbeit ermittelten Verformungswerte ist es möglich auch die Randbereiche in Spannweitenrichtung zu kompensieren. Weiter konnte mit der ATOS Messung gezeigt werden, dass möglicherweise prozessinduzierte Verformungen einen hohen Einfluss bilden. Dies könnte der Grund für die in Abbildung 14 dargestellte Welle am Ende der CFK LE Struktur im Abdeckblech sein.

Da die Geometrien von Stufen, Rampen und Wellen aus Kapitel 2.1 entscheidend sind ist eine entscheidende Frage, ob die Welle mit einer Amplitude von $0.22mm$ bereits eine Auswirkung auf die laminar zu erhaltende Strömung hat. Diese Frage müsste aus aerodynamischer Sicht beantwortet werden.

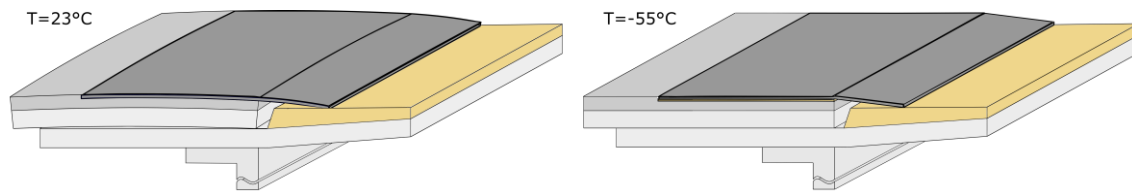


Abbildung 17: Vorkrümmung bei 23°C zur Kompensation der Trennstellenverformungen unter Reiseflugbedingungen bei -55°C [11]

Grundsätzlich müsste für alle Auswertungspositionen eine Kompensation der Verformungen durch Einstellung von Vorspannkräften erfolgen. Das Abdeckblech in Position 3 müsste über 90% der Spannweite 1.34 bis 1.44mm kompensieren können. Um den Verformungen am Rand der Struktur entgegenzuwirken, könnte die Form der CFK Struktur die Amplitude in den Randbereichen ausgleichen. Hierzu könnte die Amplitude von 0.11 bis 0.16mm als Ausgleichsmaß für die Randbereiche verwendet werden. Fertigungstechnisch könnte ein Formwerkzeug die Vorkrümmung aus Abbildung 17 beinhalten, um die Randverformungen zu kompensieren. Dadurch würde sich in der CFK Struktur bei -55°C eine ebene Form einstellen.

5. Zusammenfassung und Ausblick

Die Arbeit befasst sich mit der Finiten Elemente Analyse einer HLFC Trennstelle. Die unter Reiseflugbedingungen wirkenden Temperaturen von -55°C bilden den untersuchten kritischen Lastfall, welcher zu Trennstellenverformungen führt. Der Schwerpunkt liegt in der Erstellung unterschiedlicher FE Modelle eines HLFC Strukturdemonstrators, mit denen in einem Modellvergleich die Ergebnisse der Trennstellenverformungen gefestigt werden. Für die Modellerstellung wurden ein vollständiges Volumenmodell und ein Schalen-Volumenmodell, welches die Verwendung von Kontaktmethoden zur Erzeugung geschlossener Elementnetze erfordert, erstellt. Hierzu wurde die Methode des permanent verbundenen Klebekontaktes vertieft angewendet. Die Trennstellenverformungen der modellspezifischen 0.5m FE Demonstratoren zeigten in den Strukturanalysen deutliche Übereinstimmungen. Mit diesen konnte das Auftreten von Randverformungen der CFK Struktur, welche sich auf den Trennstellenübergang des Abdeckblechs auswirken bestimmt werden. Mit der Erstellung eines 2m FE Demonstrators wurde gezeigt, dass über 90% der Spannweite eine konstante Stufenhöhe entsteht. Mit der Einstellung von Vorspannkräften in der CFK Struktur im Bereich der Überlappingsverbindung könnte die durch die Randverformung bedingte Welligkeit von 0.11 bis 0.16mm kompensiert werden. Das Abdeckblech müsste am Trennstellenübergang 1.34 bis 1.44mm kompensieren. Eine in Strömungsrichtung aufgezeigte Welle könnte ebenfalls kompensiert werden, hierfür könnten die in der Strukturanalyse ermittelten Ergebniswerte herangezogen werden. Außerdem konnte mithilfe der Ergebnisse systematische Fehler in der Fertigung identifiziert werden. Diese können auf die Dickenabweichungen der Flügelvorderkantenstruktur zurückgeführt werden. Weitere Forschungen der Auswirkungen von Temperaturänderungen auf die HLFC Trennstelle müssten anknüpfend an diese Arbeit an einem Strukturdemonstrator unter dem Einfluss der Flügelbiegung stattfinden. Auch Beul Untersuchungen würden das Verständnis über die Verformungen stärken.

Literaturverzeichnis

- [1] A. a. W. G. Krein, „Flightpath 2050: Europe’s vision for aeronautics,“ *Innovation for Sustainable Aviation in a Global Environment: Proceedings of the Sixth European Aeronautics Days, Madrid, 2012*.
- [2] J.-P. Marec, „Drag reduction: a major task for research,“ *Aerodynamic Drag Reduction Technologies*, pp. 17--27, 2001.
- [3] J. Green, „Laminar flow control-back to the future?,“ *38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, p. 3738, 2008.
- [4] G. Schrauf, „Status and perspectives of laminar flow,“ *Aeronautical Journal*, pp. 639--644, 2005.
- [5] R. Henke, „A 320 HLF Fin” flight tests completed,“ *Air & Space Europe*, pp. 76--79, 1999.
- [6] G. H. a. v. G. H. Schrauf, „Simplified Hybrid Laminar Flow Control for the A320 Fin-Aerodynamic and System Design, First Results,“ *AIAA Scitech 2020 Forum*, p. 1536, 2020.
- [7] G. a. v. G. H. Schrauf, „Simplified hybrid laminar flow control for transport aircraft,“ *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2012)*, 2012.
- [8] M. a. F. v. G. H. a. S. M. Horn, „Auslegung, Fertigung und Funktionsdemonstration einer HLFC Leading Edge,“ *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016*, 2016.
- [9] G. a. B. O. Kalarikovilagam Srinivasan, „Preliminary Design and System Considerations for an Active Hybrid Laminar Flow Control System,“ *Aerospace*, p. 109, 2019.
- [10] M. J. a. K. J. a. H. D. a. B.-L. C. a. H. C. Schollerer, „Surface toughening--An industrial approach to increase the robustness of pure adhesive joints with film adhesives,“ *Journal of Aerospace Engineering*, pp. 1980--1987, 2020.
- [11] M. a. Ü. C. a. H. C. Schollerer, „Laminar Interface Concept for a HLFC Horizontal Tailplane Leading Edge, Design and Manufacturing Approach,“ 2021.
- [12] U. P. Breuer, *Commercial aircraft composite technology*, Springer, 2016.
- [13] H. P. a. L. S. Degischer, *Leichtbau: Prinzipien, Werkstoffauswahl und Fertigungsverfahren*, John Wiley & Sons, 2009.
- [14] A. F. a. K. M. Rius-Vidales, „Influence of a Forward-Facing Step Surface Irregularity on Swept Wing Transition,“ *AIAA Journal*, pp. 5243--5253, 2020.
- [15] C. a. N. M. C. Niu, *Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures*, Conmilit Press, 1988.
- [16] A. a. R. V. a. Z. F. A. a. K. J. R. A. a. K. D. J. Drake, „Wing leading edge joint laminar flow tests,“ *NASA Technical Memorandum 4762*, 1996.

- [17] B. J. a. M. G. L. a. D. C. S. a. O. C. J. a. H. A. A. Holmes, „Geometries for roughness shapes in laminar flow,“ 1986.
- [18] C. J. a. H. B. J. Obara, „Roughness and waviness requirements for laminar flow surfaces,“ 1986.
- [19] J. L. Eppink, „Effect of Step Shape on Transition over a Swept Backward-Facing Step,“ *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, p. 3051, 2020.
- [20] M. Wagner, Lineare und nichtlineare FEM, Springer, 2017.
- [21] M. S. Corporation, „Patran 2012 User's Guide,“ 2012.
- [22] K. Shetty, „Segment to Segment Contact in Marc,“ MSC Software Corporation, 2013.
- [23] W. Rust, Nichtlineare Finite-Elemente-Berechnungen: Kontakt, Kinematik, Material, Springer-Verlag, 2016.
- [24] L. Nasdala, FEM-Formelsammlung Statik und Dynamik: Hintergrundinformationen, Tipps und Tricks, Springer, 2015.
- [25] A. V. Rico, „DIFFERENCES BETWEEN PCOMP Z0 & CQUAD4 ZOFFS,“ 2014. [Online]. Available: <http://www.aersys.com/AERSYS-7016.pdf>. [Zugriff am 14 03 2021].
- [26] M. S. Corporation, „Glued Contact Section 5 NAS133,“ 2013.
- [27] M. S. Corporation, „MD/MSC Nastran Quick Reference Guide,“ 2010.
- [28] S. Composite, „Rohacell WF Materialdatenblatt,“ 2012. [Online]. Available: <https://www.swiss-composite.ch/pdf/t-ROHACELL-WF-d.pdf>. [Zugriff am 5 März 2021].
- [29] H. Schürmann, Konstruieren mit faser-kunststoff-verbunden, Springer, 2005.
- [30] C. a. U. C. Hühne, „Hochintegrale Oberschale und M3F-Vorderkante eines CFK-Flügels unter NLF-Randbedingungen,“ 2015.
- [31] N. Noda, Thermal stresses, Routledge, 2018.
- [32] J. a. A. D. a. S. A. a. T. D. Perraud, „Laminar-turbulent transition on aerodynamic surfaces with imperfections,“ *ONERA: Tire a Part*, p. 2004, 2004.
- [33] A. K. Kaw, Mechanics of composite materials, CRC press, 2005.
- [34] J. a. B. J. a. D. K. a. T. M. Malachowski, „LS-Dyna contact procedure analysis for selected mechanical systems,“ *Journal of KONES*, pp. 193--202, 2015.
- [35] G. a. D. L. L. Zavarise, „The node-to-segment algorithm for 2D frictionless contact: classical formulation and special cases,“ *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, pp. 3428--3451, 2009.
- [36] A. a. I. R. Konyukhov, Introduction to computational contact mechanics: a geometrical approach, John Wiley & Sons, 2015.

Anhang A

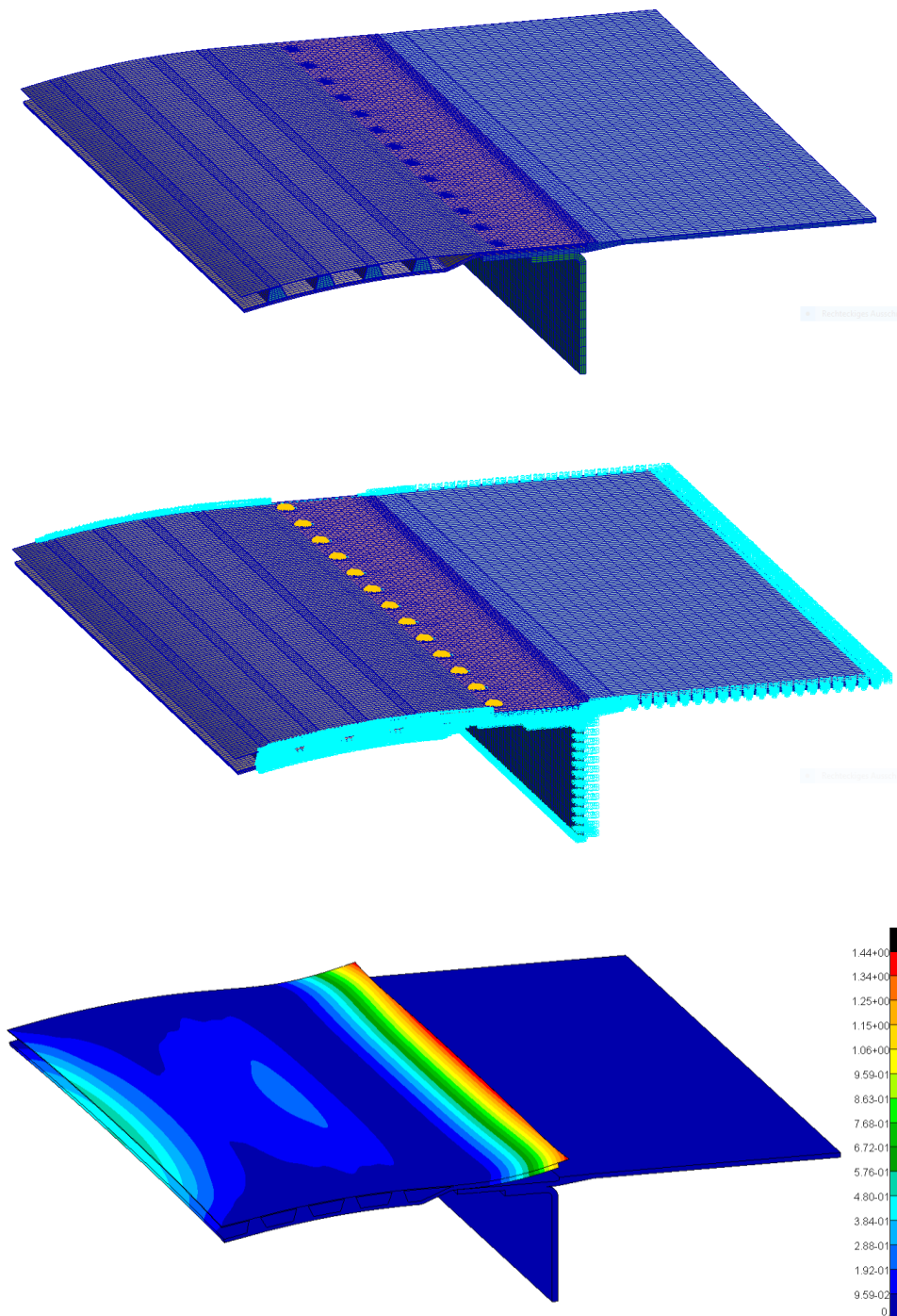


Abbildung 18: Modellübersicht Modell A und FE Ergebnisse $\Delta T=78K$

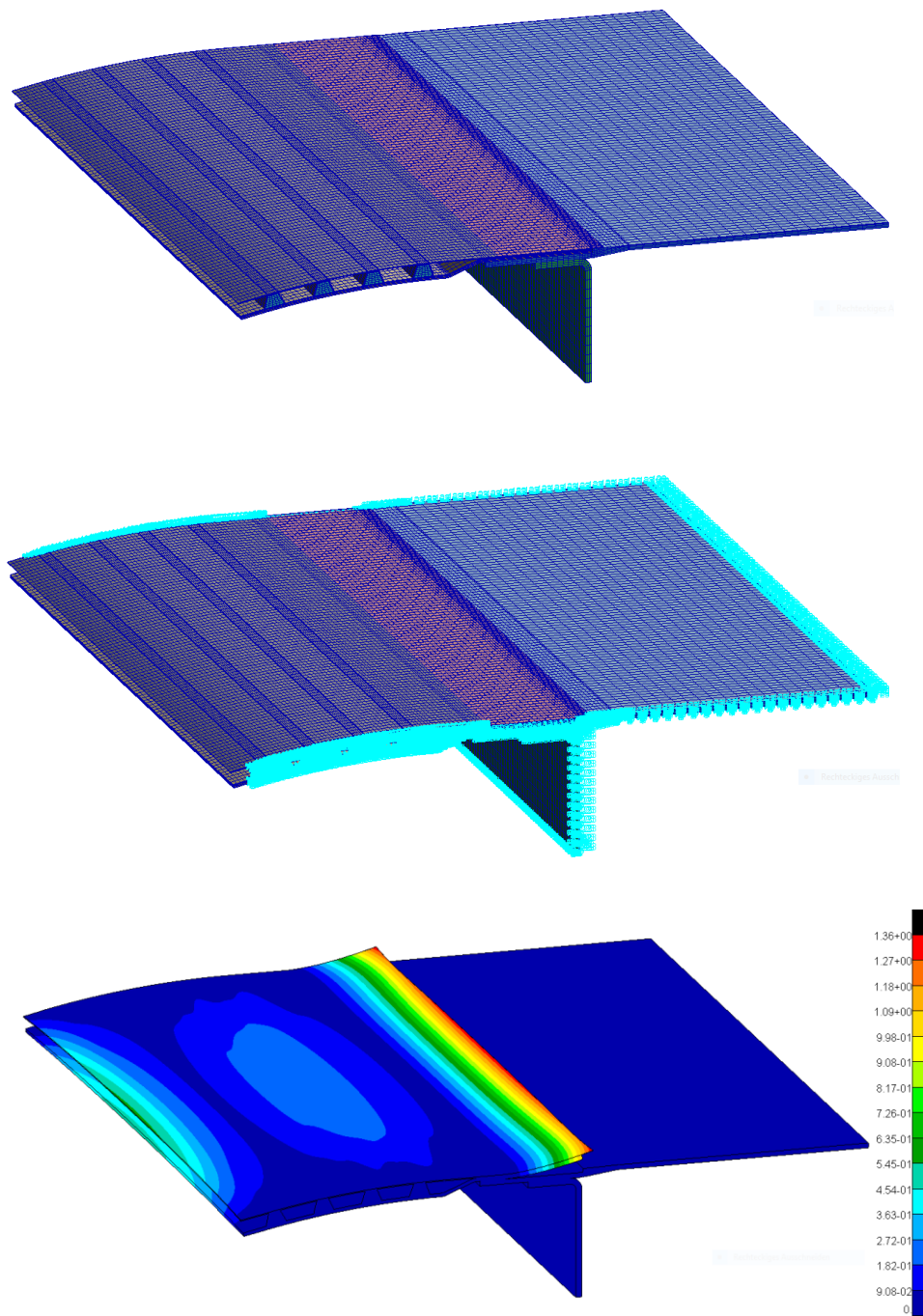


Abbildung 19: Modellübersicht Modell A* und FE Ergebnisse $\Delta T=78K$

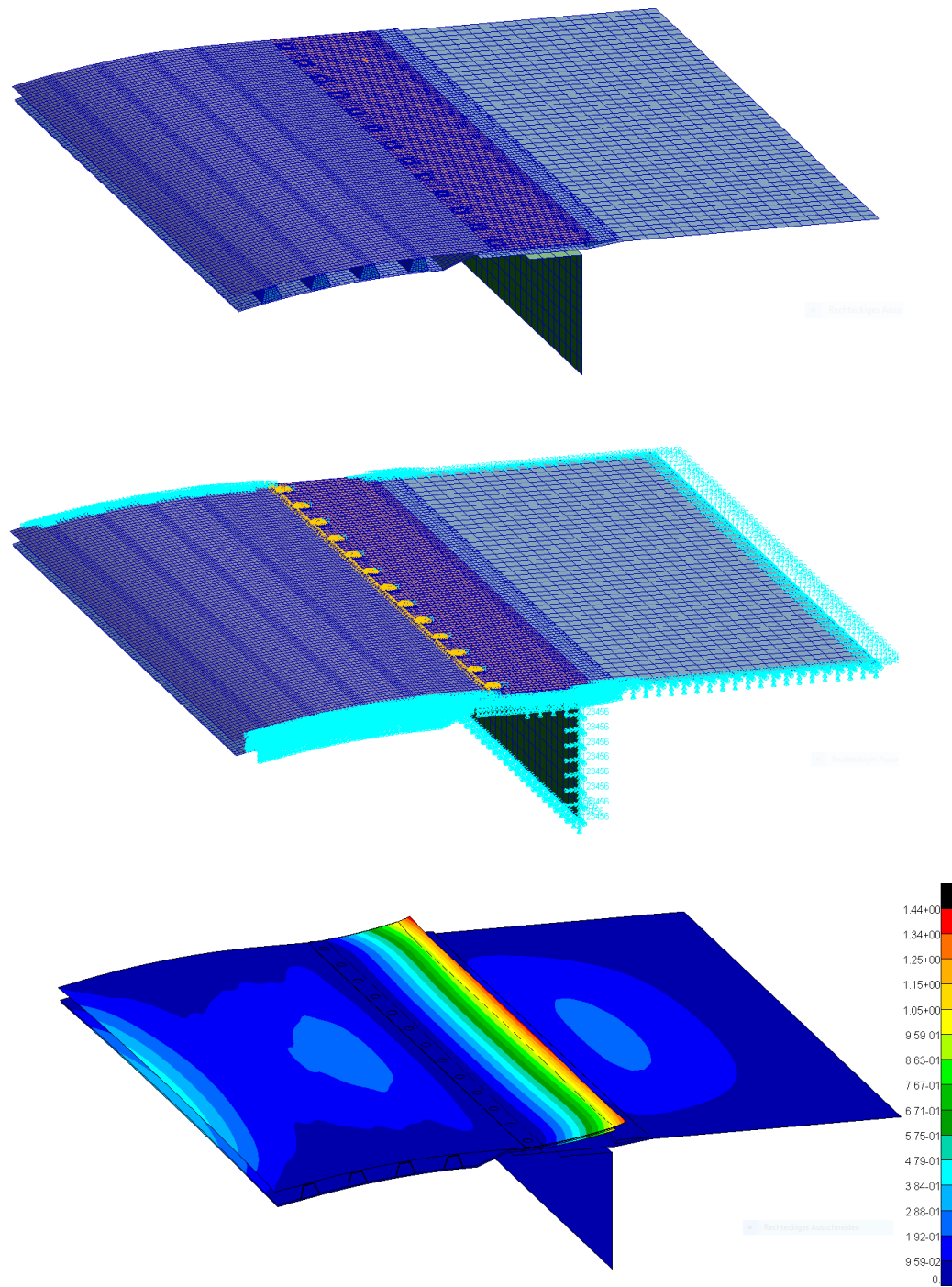


Abbildung 20: Modellübersicht Modell B und FE Ergebnisse $\Delta T = 78K$

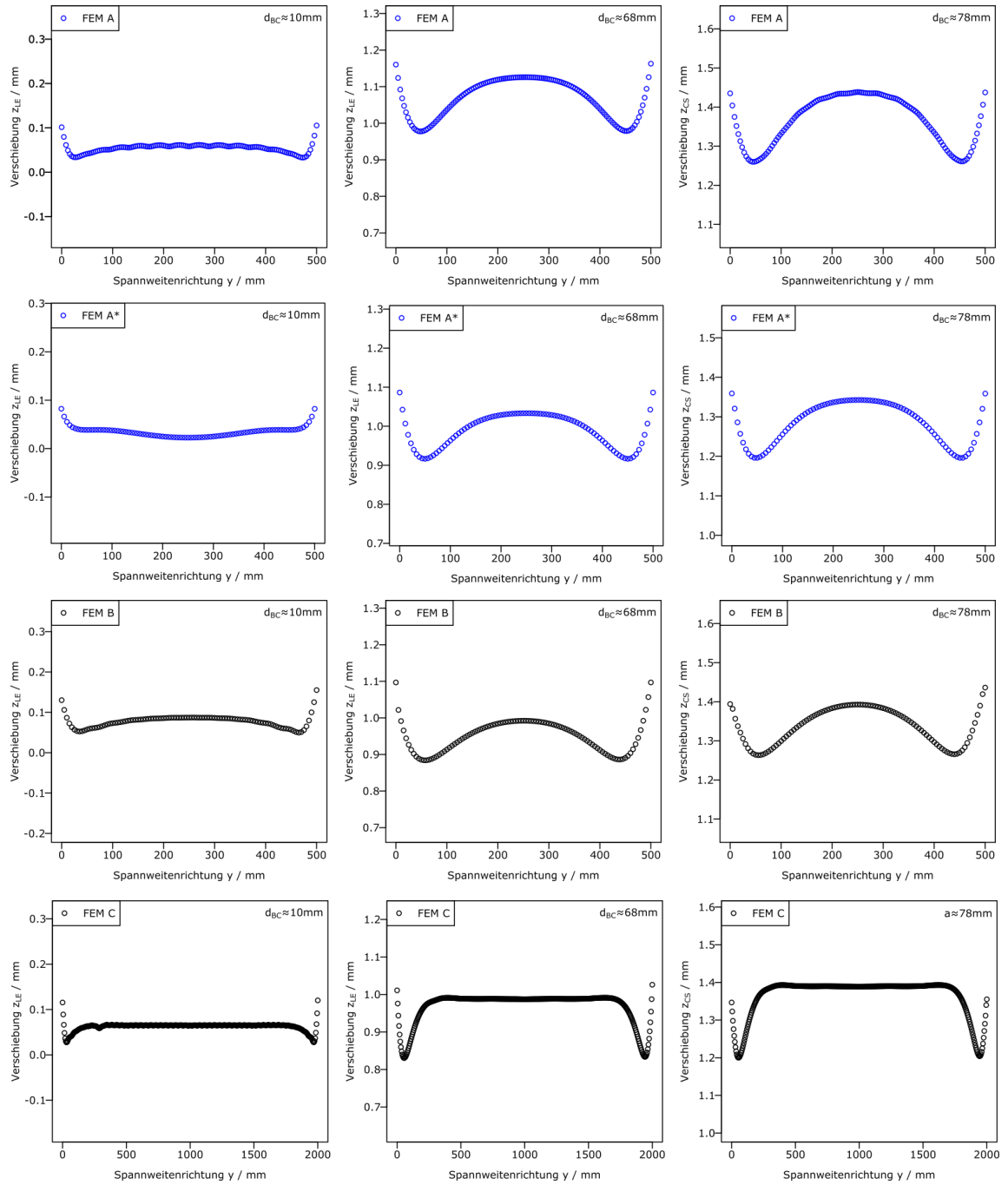


Abbildung 21: Diagramme der relativen z- Verschiebungen des Abdeckblechs und der CFK Haut im Modell A, A*, B und C $\Delta T = 78K$

Anhang B



Abbildung 22: Gefertigter Strukturdemonstrator am DLR-FA [11]