

Schlussbericht

zum LuFo-Verbundprojekt

Next.Move - AuProH

Titel: Flexible Fertigungskonzepte für die nächste Generation von Steuerflächen-Funktionen - Automatisierte Produktionsstrategien für Faserverbundpreformen in Hochauftriebssystemen

Zuwendungsempfänger: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Förderkennzeichen: 20W1512C
Laufzeit des Vorhabens: 01.01.2016 - 31.03.2020
Erstellungsdatum: 25.09.2020
Ref.-Nr.: LuFoV-2_Next.Move_2020_Abschlussbericht_DLR
Förderprojektleiter: Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

i.A. Heiko Assing

Inhaltsverzeichnis

1	Kurzdarstellung.....	4
1.1	Aufgabenstellung	4
1.2	Seriennahe Bauteilfertigung (AP1300).....	6
1.3	Teilprojekt AP2300.....	6
1.4	Begriffsdefinitionen	7
2	Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde.....	8
2.1	Wissenschaftlich/technischer Stand zu Beginn des Vorhabens.....	8
2.2	Projekte der Partner	10
3	Planung und Ablauf des Vorhabens.....	13
4	Darstellung der erzielten Ergebnisse	16
4.1	AP1300.....	16
4.1.1	Entwicklung des Automatisierungskonzeptes.....	16
4.1.2	Realisierung des Funktionsmusters und Versuchsdurchführungen	37
4.2	AP2300.....	51
4.2.1	AP 2310 Entwicklung Fertigungskonzept	51
4.2.2	AP 2320 Analyse des Fertigungskonzeptes	58
4.2.3	AP 2330 Aufbau des Funktionsdemonstrators	68
4.2.4	AP 2340 Überprüfung und Optimierung	77
5	Zusammenfassung	86
6	Anhang.....	87
6.1	Veröffentlichungen, Vorträge.....	87
6.2	Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur	88
6.3	Liste der erstellten Dokumentation.....	88
7	Abbildungsverzeichnis	89
8	Tabellenverzeichnis	92

1 Kurzdarstellung

1.1 Aufgabenstellung

In Kooperation mit der Airbus Group werden neue Möglichkeiten zur seriennahen Hochraten-Fertigung von CFK-Bauteilen erarbeitet. Die Entwicklung und Validierung von entsprechenden Fertigungskonzepten ist Ziel des Projektes Next.Move.

Im Rahmen des Projektes werden deshalb Hochauftriebssysteme durch eine gesamtheitliche Betrachtung von Struktur- und Systemauslegung und Fertigung hinsichtlich einer Minimierung von Kosten und Gewicht untersucht. Durch die Einrichtung des RTM-Fertigungsprozesses der äußeren Landeklappe aus CFK sollen zum einen die laufenden Kosten der Hochauftriebskomponenten an der Flügelhinterkante um 35 % gesenkt und gleichzeitig eine Gewichtsersparnis von rund 5 % erreicht werden, jeweils verglichen mit den Daten der Basisversion des A320 (Kosten und Gewicht).

Mit der Neukonzeption des Fairings (auch Aero-Flap-Support (AFS) genannt), soll ein wesentlicher Teil der Gewichtsersparnis erzielt werden. Hierfür sollen der Außenhaut des Bauteils nicht nur aerodynamische, sondern auch lasttragende Eigenschaften zukommen. Anstatt mehrerer Metallkomponenten wird die Außenhaut aus einem CFK-Bauteil gefertigt (siehe Abbildung 1-1). Die sich daraus ergebenden integralen Funktionalitäten, ermöglichen eine Verringerung der ursprünglichen lasttragende Metallbauteile und somit eine Einsparung beim Gewicht.

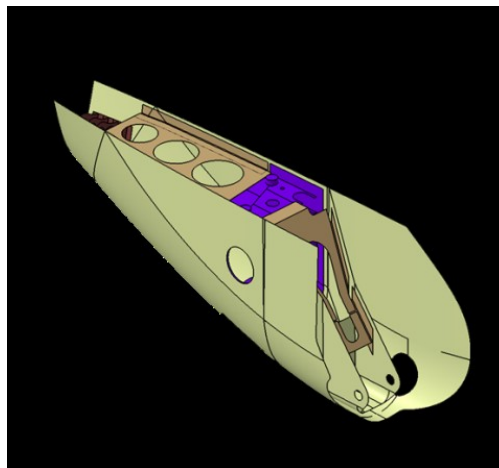


Abbildung 1-1: Aero-Flap-Support (AFS), zu preformende Außenhaut in Gelb dargestellt

Zur Untersuchung der Realisierbarkeit des RTM-Prozesses zur industriellen Fertigung einer Landeklappe mit integrierter Trailing Edge sowie integrierter Lasteinleitung über Finnen sollen entsprechende Versuchsdemonstratoren im RTM-Verfahren gefertigt werden.

Die Next.Move-Landeklappe wird vollintegral aus CFK gefertigt und beruht auf dem Prinzip der Vielholmer-Geometrie mit vier durchgängigen Holmen. Im Gegensatz zur konventionellen Landeklappenfertigung werden dabei keine Rippen als einzelne Bauteile hergestellt,

sondern die gesamte Klappe innerhalb eines RTM-Verfahren gefertigt, sodass der Montageprozess minimiert wird. Das vollintegrale Konzept umfasst dabei zwei entscheidende Elemente:

- Zwei Finnen: Eine Finne in der Verlängerung des ersten Holmes und eine Finne in der Verlängerung des dritten Holmes (Abbildung 1-2). Diese Finnen sind gepreformt.
- Eine integrale Trailing Edge mit einem Schaumkern (Abbildung 1-3).

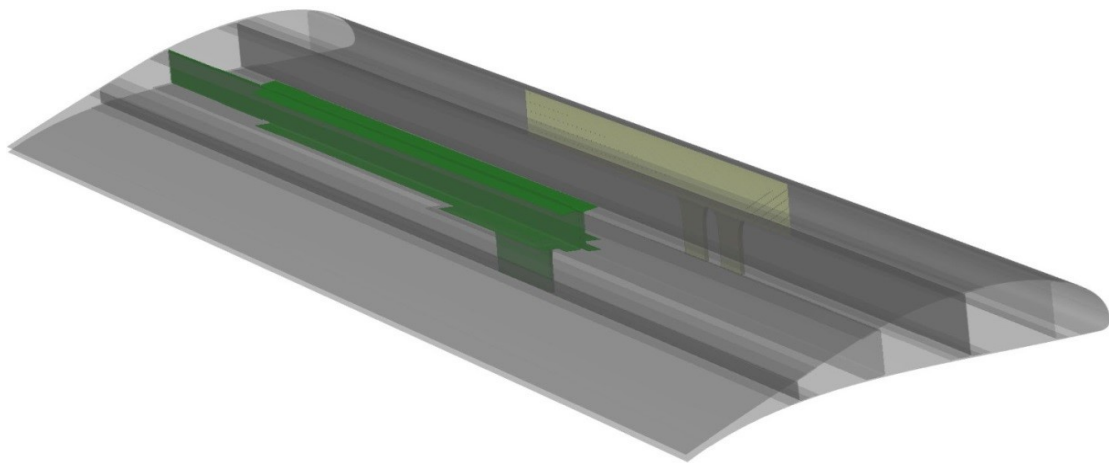


Abbildung 1-2: Darstellung der Landeklappe

Zur Fertigung dieser Landeklappe wurde ein neues Konzept entwickelt, um den zerbrechlichen Schaumkern der Trailing Edge nicht zu beschädigen. Dazu wird auf Wedges (Keile) zur Fixierung der Kerne des RTM-Werkzeuges (Mandrel) zwischen Trailing Edge und Außenwand verzichtet. Anstelle dieser Wedges, wird der Deckel des RTM-Tools mit Pins versehen, um im Injektionsprozess Kerne und CFK-Außenhaut zu fixieren. Des Weiteren gibt es vier Kerne, welche die beiden Finnen umschließen und im RTM Werkzeug aufnehmen. Nach der Fertigung der Landeklappe, werden die Finnen konturgefräst und anschließend die Brackets und Endrippen montiert.

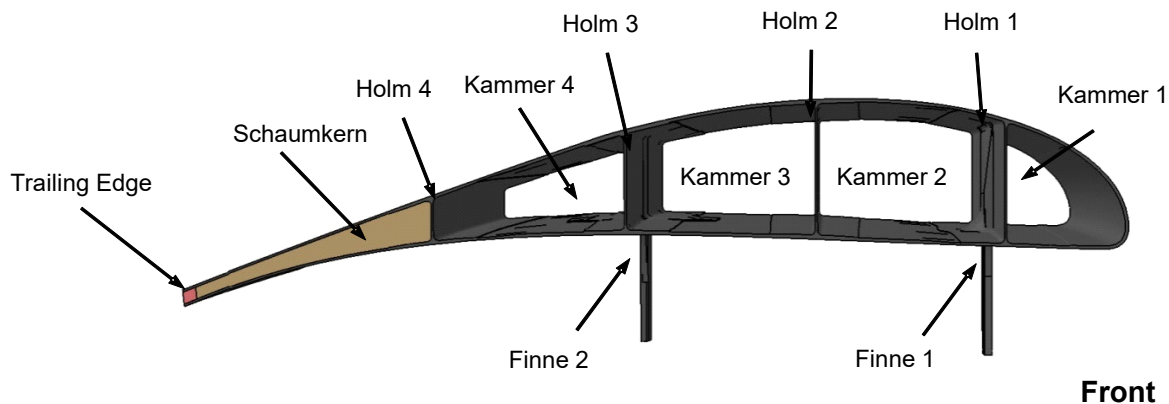


Abbildung 1-3: Seitenansicht der Landeklappen

1.2 Seriennahe Bauteilfertigung (AP1300)

Im Arbeitspaket AP1300 hat sich das ZLP in Augsburg das Ziel gesetzt ein Automatisierungskonzept zu entwickeln, welches den Weg zur automatisierten Herstellung des AFS-Preforms aufzeigen soll. Mithilfe dieses Konzeptes wird darlegt, wie der Preformingprozess möglichst vollautomatisiert und zuverlässig an der vordefinierten Geometrie des Aero-Flap-Support (AFS) (Abbildung 1-1) durchgeführt werden kann. Die Funktionsfähigkeit des Konzeptes wird am Ende des Projektes mithilfe eines Funktionsdemonstrators validiert.

Der Projektplan sah vor, das AP1300 in zwei Teile zu gliedern. Im ersten Teil werden Anforderungen an den Prozess definiert sowie Konzepte erarbeitet und validiert. Hierfür gab es die Gelegenheit an der manuellen Fertigung des AFS mitzuwirken und wertvolle Erkenntnisse zu sammeln, die die Konzeptfindung positiv beeinflussten. Mithilfe von manuellen Versuchen an der Werkzeugform des AFS wurden Randbedingungen und technische Grenzen bestimmt. Ebenso wurden Referenzdaten generiert, die im späteren Verlauf des Vorhabens mit Versuchen zu den Automatisierungslösungen verglichen werden.

Das Ergebnis stellte ein ausgearbeitetes Gesamtkonzept dar, welches im zweiten Teil des Arbeitspaketes in Form eines Funktionsdemonstrators realisiert wurde. Dieser Demonstrator diente dazu die Validierung des erarbeiteten Automatisierungskonzeptes durchzuführen.

1.3 Teilprojekt AP2300

Ziel des Arbeitspaketes AP2300 ist es, durch die Entwicklung eines automatisierten Preform-Konzeptes zur Herstellung von Holmpreformen mit integrierter Lasteinleitungsfinne, Fertigungs- und Montageprozesse in der Endlinienmontage zu beschleunigen und somit zu einer Reduzierung der gesamtheitlichen Kosten und der dortigen Durchlaufzeiten beizutragen.

Innerhalb des Arbeitspaketes sollen C-Profil-Preformen automatisiert und kontinuierlich gefertigt werden, wobei zusätzlich die vorbereitete und zur Verfügung gestellte Lasteinleitungsfinne während des Prozesses zwischen den beiden Holmpreformen integriert wird. Erstes

Teilziel ist ein Industrialisierungskonzept, das die gesamte Preform-Herstellungskette umfasst, um eine effizient und qualitätsgesichert hergestellte Preform für den nachfolgenden Injektionsprozess zur Verfügung zu stellen. Dieses Industrialisierungskonzept umfasst die Konzeption der automatisierten Herstellung von Holm-Profilpreformen im COPRO-Verfahren (Continuous Preforming for Composite Profiles) sowie die konzeptionelle Integration eines Lasteinleitungselementes in die Holmpreform.

Im anschließenden Entwicklungsteil werden einzelne Module entwickelt und aufgebaut, mit denen die grundlegende Herstellung einer Holmpreform mit integrierter Lasteinleitungsfinne gezeigt werden kann.

Die anzufertigenden C-Profil-Preformen sowie die zu integrierende Lasteinleitungsfinne sind in ihren geometrischen und strukturellen Anforderungen von Holmen für CFK-Landeklappen abgeleitet. Nachdem die Holme mit der im AP2300 entwickelten Technologie gepreformt sind, werden sie mit weiteren Holmen und der Haut zu einer integralen Landeklappenpreform zusammengefügt und im RTM-Prozess mit der Matrix infundiert. Dieser Injektionsprozess ist nicht Bestandteil der Arbeiten im AP2300. Innerhalb der Gesamtbaugruppe bilden die beschriebenen Doppel-C-Profil-Holme strukturell tragende Bauteile, welche mit den integrierten Finnen kritische Verbindungs- und Lasteinleitungselemente stellen.

Das Arbeitspaket AP2300 wird in vier einzelne Aufgabenpakete wie folgt unterteilt:

- AP 2310 Entwicklung Fertigungskonzept
- AP 2320 Analyse des Fertigungskonzeptes
- AP 2330 Aufbau des Funktionsdemonstrators
- AP 2340 Überprüfung und Optimierung

1.4 Begriffsdefinitionen

- **Holme/Holmpreformen/C-Profil-Preformen**

Als Holme, Holmpreformen oder C-Profil-Preformen werden innerhalb dieses Berichtes Teile der zu fertigenden Gesamtpreform bezeichnet. Der Begriff bezieht sich auf Faserverbund-C-Profil-Holme, welche aus Trockenfaser-NFC-Material automatisiert geformt und konsolidiert werden (siehe Abbildung 4-39; orange).

- **Finnenpreform/Subpreform/Lasteinleitungsfinne**

Als Finnenpreform, Subpreform oder Lasteinleitungsfinne werden innerhalb dieses Dokuments nicht zu fertigende Teile, sondern bereitgestellte und bereits konsolidierte Preformen bezeichnet. Der Begriff bezieht sich auf durch Airbus zur Verfügung gestellte Faserverbund-Preform-Bauteile, welche als Lasteinleitungsfinne innerhalb des AP2300 automatisiert zusammen mit den zu fertigenden Holmpreformen zu einer Gesamtpreform verbunden werden. (Siehe Abbildung 4-39; blau eingefärbt)

- **Verstärkungslagen**

Als Verstärkungslagen werden innerhalb dieses Dokuments einzelne Trockenfaser-NFC-Materiallagen bezeichnet, welche Teil der Gesamtpreform sind (Siehe Abbildung 4-55; hell- und dunkelblau eingefärbt).

- **Gesamtpreform**

Als Gesamtpreform wird innerhalb dieses Dokuments die zu fertigende Baugruppe, bestehend aus Holmpreformen, Finnenpreform und Verstärkungslagen bezeichnet.

2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

2.1 Wissenschaftlich/technischer Stand zu Beginn des Vorhabens

Bestehende Strukturen im Hochauftrieb setzen zum größten Teil auf den Einsatz von Aluminium und eine damit verbundene differenzielle Bauweise der Hochauftriebsstrukturen. In vorangegangenen Untersuchungen konnte eine geeignete integrale und aus FKV (Faser-Kunststoff-Verbund) bestehende Bauweise für Landeklappen entwickelt werden. Für eine kosteneffiziente Fertigung, wird ein hoher Automatisierungsgrad angestrebt, der für Faser-verbundbauteile dieser Art noch nicht ausreichend zur Verfügung gestellt werden kann.

Die Arbeiten am Structural-Fairing zielten auf die Erstellung innovativer Fertigungskonzepte für eine mehrzellige, Composite Landeklappenbox mit integrierter Lasteinleitung und robuster Hinterkante. Derzeitige Fairings sind aufgebaut aus einem lasttragenden Stabwerk und einer nicht lasttragenden Verkleidung. Mit dem lasttragenden Structural Fairing ist eine Funktionsintegration dieser beiden Bestandteile beabsichtigt, wodurch eine lasttragende Verbundstruktur mit Aufdickungen und engen Krümmungsradien entsteht. Mit dem heutigen Stand der Technik müsste eine Preform für diese Verbundstruktur manuell aus einer Vielzahl von Kohlenstofffaser-Gewebezuschnitten gefertigt werden. Der hohe Anteil manueller Arbeitsschritte führt zu geringen Kadenzen und hohen Ausschüssen aufgrund mangelnder Prozess- und Handhabungsgenauigkeiten. Insbesondere die Teilprozessschritte der Aufnahme des Zuschnittes vom Cutter, der Transport zur Werkzeugform und die Ablage und Drapierung auf die Werkzeugform stellt eine große Herausforderung an Prozessgenauigkeit und -robustheit dar.

Die bisher am DLR entwickelten Handhabungsprozesse adressieren solche Herausforderungen durch Endeffektoren, die ein automatisiertes Handling von trockenen Faserhalbzeugen ermöglichen. Dabei wurden mehrere Verfahren entwickelt, die insbesondere das Handling und die Verformung von Kohlenstofffaser-Gewebezuschnitten für großflächige, ein- oder mehrfach gekrümmte Geometrien ermöglichen. Die engen Krümmungsradien des Structural-Fairings und die damit verbundene starke Drapierung kann von den bestehenden Systemen nicht geleistet werden.

Im Bereich Profilpreforming hat das DLR eine weitreichende Erfahrung. Diverse Konzeptdemonstratoren wurden in den letzten Jahren bis zum TRL 4 entwickelt und erfolgreich getestet. Bereits im Jahr 2007 wurde durch das DLR die erste kontinuierlich arbeitende Preforminganlage erfolgreich aufgebaut. Parallel zu den Anlagenentwicklungen wird stets die Forschung auf der Materialseite durchgeführt, um die Auswirkungen der Umformung auf das Material zu charakterisieren. Dazu wurden vom DLR verschiedene Materialprüfstände und Tests erarbeitet und spezielle Materialkennwerte sowie spezifisches Materialverhalten abgeleitet. Die mögliche Umformbarkeit des Fasermaterials ist abhängig von den verwendeten Halbzeugen und deren Eigenschaften. So bedeutet eine Umformung des Materials auch immer eine Veränderung der mechanischen Eigenschaften des späteren Bauteils im Vergleich zum unverformten Material. Das DLR verfügt über das nötige Materialverständnis, die Kompetenzen und die nötigen Testeinrichtungen, um daraus Maschinenparameter abzuleiten und in der Fertigungsanlage umzusetzen.

Bereits im Jahr 2008 hat das DLR Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik im Rahmen des Projektes „MOJO“ eine Fertigungseinrichtung entwickelt, welche in einem kontinuierlichen Prozess H-Profile mit extrudierbarem Querschnitt aus trockenen MAG-C-Faser-Halbzeugen fertigt. Diese Aktivitäten wurden im Rahmen verschiedener Projekte vom DLR weiterverfolgt. So wurde vom DLR im Rahmen der Airbus-Seitenleitwerksentwicklung „VTP-NG“ eine Prototypenanlage für die kontinuierliche Fertigung von geraden, höhenvariablen I-Profilen entwickelt.

Die Anforderungen an die kontinuierliche Fertigung von mehrlagigen Faserpreforms mit der voll automatisierten Integration von Lasteinleitungsfinnen unterscheiden sich stark vom bisherigen Stand der Technik des kontinuierlichen Prefomings. Bisher werden alle Faserlagen einzeln und sequenziell hintereinander abgelegt. Eine gleichzeitige Umformung mehrerer Lagen zur Erhöhung der Produktivität wurde bisher nicht mit den Anforderungen an einen Luftfahrtprozess umgesetzt. Bisher wurden verschiedene Technologiedemonstratoren (TRL 3-4) mit unterschiedlicher Profilgeometrie (H-, I-, C-, Ω - Profil) und unterschiedlicher Komplexität nach Fertigungsrandbedingungen der Luftfahrt für eine Einzellagenumformung aufgebaut. Im Vorhaben soll gezeigt werden, dass qualitativ hochwertige und reproduzierbare Profilpreforms mit mehrlagigem Aufbau, sowie die automatisierte Integration der Lasteinleitungsfinnen mit der COPRO-Technologie wirtschaftlich herstellbar sind. Die Erkenntnisse aus zurückliegenden Projekten werden genutzt, um eine risikoarme und erfolgreiche Entwicklung zu ermöglichen. Die Holme haben eine C-Profilquerschnittsgeometrie, die bereits im Projekt AZIMUT kontinuierlich aus einer Halbzeuglage gefertigt werden konnte. Neue Herausforderungen beim Preforming der Landeklappenholme ist die geometrische Anpassung der Holmprofile an zusätzliche Subpreforms, die in die Preform integriert werden sollen. Die automatisierte und positionstreue an den Profilpreformingprozess angepasste Integration der Lasteinleitungselemente stellt eine weitere Herausforderung an das Projekt dar.

Das beantragte Vorhaben grenzt sich vom Stand der Wissenschaft und Technik durch die Verwendung von vorgefertigten trockenen Halbzeugen (Gewebe und Multiaxialgelegten) und der auf dem Rollformverfahren basierenden kontinuierlichen Fertigungstechnologie zur Herstellung von Profilpreforms sowie der Integration von Subpreforms im Prozess deutlich

ab. Die für dieses Vorhaben bisher vorgesehen Technologien zum Rollformen werden durch Patente und Patentanmeldungen, die vom DLR gehalten werden, geschützt.

2.2 Projekte der Partner

Im Verbundprojekt Next.Move arbeiten folgenden Partner zusammen:

- Airbus Operations GmbH
- Airbus Group Innovation
- Liebherr Aerospace
- Technische Universität Hamburg-Harburg
- Universität Stuttgart
- Institut für Verbundwerkstoffe in Kaiserlautern
- Bremer Institut für Strukturmechanik und Produktionsanlagen (bime)
- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Airbus Operations GmbH

Die Airbus Deutschland GmbH verfügt über langjährige Erfahrung im Bereich Hochauftriebskonzepte und -komponenten im Flugzeugbau. Die Kompetenz liegt in der aerodynamischen Berechnung der Design-Parameter, als auch in der Struktur- und Systementwicklung sowie der Fertigung und Montage der Hochauftriebskomponenten. Die Flügelausrüstung für den A350XWB mit den Hochauftriebssystemen und auch die Klappenmontage aller Flugzeugprogramme erfolgen im Werk Bremen. In mehreren Forschungsvorhaben der vergangenen Jahre wurden die Einzelkomponenten erfolgreich weiterentwickelt und komponentenweise getestet (HIGHER-LE, HIGHER-TE, HIT, Hi-LIFT,...). Die Ergebnisse dieser vorgehenden Projekte werden nun, in diesem Verbund, auf Gesamtsystemebene zusammengeführt, um schließlich Anwendung in der nächsten Verbesserungsstufe von Kurzstreckenflugzeugen zu finden.

Airbus Group Innovation

Als Konzernforschung ist es die Aufgabe von Airbus Group Innovations (AGI), Innovationen in Kooperation mit den Airbus Group Divisionen zu erarbeiten und diese zur Optimierung ihrer Produkte bereitzustellen. AGI wird die in diesem Vorhaben erzielten Ergebnisse dem Verbundführer Airbus Operations (Bremen, Hamburg) zur Verwertung zur Verfügung stellen. Zusätzlich nutzt AGI die Innovationen zur Verbreitung innerhalb der weiteren Airbus Group Divisionen. Die erarbeiteten Ergebnisse an der Flügelhinterkante sollen einen maßgeblichen Beitrag zu neuen, kostengünstigen und leichteren Hochauftriebssystemen liefern, die bei der nächsten Verbesserungsstufe von Single Aisle Flugzeugen eingesetzt werden können. Durch die langjährige Erfahrung bei innovativen Faserverbundbauteilen mit integralen

Lasteinleitungen (LuFo: HYSIS: CFK Landeklappenlagerungen, HIT: integrale Lasteinleitungsrippe, HIGHER-TE: neuartige Landeklappe mit integraler Lasteinleitung und lasttragendem Fairing) als auch bei der dynamischen Schädigungssimulation (LuFo: HILIFT, Move.On: Vogelschlagsberechnung und Validierung, HYSIS: Rim Release Simulation auf CFK Linkages) und Hochauftrieb-Gleitlagern (LuFo HILIFT: Sliding Tracks) verfügt AGI über hohe Kompetenzen, die positive Impulse geben können.

Liebherr

Als einer der weltweit führenden Hersteller von Flugsteuerungssystemen und Komponenten hat Liebherr-Aerospace bereits vielfach Erfahrungen im Bereich der Hochauftriebssysteme und speziell im Bereich der Aktuatoren gesammelt. Auch in den nationalen Forschungsprogrammen HIGHER TE und Demo ProTech konnte Liebherr-Aerospace die Kenntnisse im Bereich Hochauftriebsaktuatoren weiter ausbauen und vertiefen. Dieses Wissen wird in das Verbundprojekt einfließen und bei der Entwicklung von modularen Hinterkanten-Komponenten zur Verfügung stehen. Durch die Zusammenarbeit mit der TU Hamburg-Harburg, die als eine der führenden Hochschulen im Bereich der Flugsteuerungssysteme gilt, werden die Erfahrungen im Bereich der Systeme und Struktur abgerundet.

Technische Universität Hamburg-Harburg

Das Institut für Flugzeugsystemtechnik (FST) hat in zahlreichen Projekten wie IHK, HIGHER, HIT, DECOS, VIVACE, weitreichende Kompetenzen im Bereich der Hochauftriebssysteme aufbauen können. Im Rahmen des Projektes SysTAvio wurde ein Konzept für ein Einzelklappensystem entwickelt, wobei die Aufgaben der TUHH bei der Erstellung einer Anforderungsanalyse, der Implementierung von Softwaremodellen und eines Hardwareprüfstandes, sowie der Umsetzung der Control- und Monitoring Applikationen lagen. Fragestellungen hinsichtlich des Betriebs unter normalen als auch unter Fehlerbedingungen des neuartigen Hochauftriebssystems konnten beantwortet und daraus resultierende Anforderungen an das System umgesetzt werden. Zusätzlich wurden an der TUHH Kompetenzen in der Durchführung von Mehrkörpersimulationen (z.B. zur Analyse von extremen Fehlerfällen auf das Gesamtsystemverhalten), der Demonstration von Teilsystemaspekten und dem Verhalten mit Tests unter verschiedenen Umwelteinflüssen aufgebaut. Die Untersuchung von Systemüberwachungsfunktionen durch umfangreiche Control- und Monitoringmethodiken und die Einbettung von Teilsystemen in den Gesamtsystemzusammenhang ist ein weiterer Bestandteil der Kompetenzen der TUHH.

Institut für Verbundwerkstoffe

Das Institut für Verbundwerkstoffe GmbH erforscht und entwickelt als gemeinnützige Forschungseinrichtung des Landes Rheinland-Pfalz Anwendungen und Anwendungsmöglichkeiten von Polymermatrix-Verbundwerkstoffen auf vielen Anwendungsgebieten. Grundgedanke ist die prozessorientierte Betrachtung der Wertschöpfungskette „Von den wissenschaftlichen

Grundlagen bis zum Bauteil“. Satzungsgemäße Ziele sind die Werkstoff-, Verfahrens- und Produktentwicklung aus einer Hand, die Kooperation mit Partnern und der Erkenntnistransfer in Industrie, Öffentlichkeit und Ingenieurausbildung. Ein Schwerpunkt am IVW ist der Bereich der Bauweisenentwicklung. Die Konzeption und Konstruktion von faserverbundgerechten Lösungen, welche später auch produzierbar sind und den kundenspezifischen Anforderungen entsprechen, sind hierbei die klaren Ziele. Das hier vorhandene Know-how bildet eine wichtige Grundlage für das Forschungsprojekt. Das IVW hat in den letzten Jahren im Rahmen zahlreicher Projekte Herstellungsverfahren für endlose I- und T-Profile (EU Projekt: IMS&CPS) und für kontinuierliche Baustukturprofile (EU: TransInd) und lasttragende Organoblechprofil-Strukturen (BMBF: MultiKab) entwickelt und durch kontinuierliche Entwicklung neuartiger Auslegungsmethoden für fortschrittliche Verbundwerkstoffe (z. B. 3D-vernähte Kohlenstofffaser-Multiaxialgelege LuFo II-IV, 1999-2013), DFG) signifikante Erfahrung in der Methodenentwicklung aufgebaut.

Universität Bremen (bime)

Das Bremer Institut für Strukturmechanik und Produktionsanlagen (bime) vereinigt die Forschungsgebiete Fertigungseinrichtungen, Technische Mechanik/Strukturmechanik und Prozessgerechte Technologiegestaltung. Neben der Entwicklung und dem Betrieb von Produktionsanlagen ist die Gestaltung von Montageprozessen, die Dimensionierung von Handhabungsgeräten und die Modularisierung von Produktionssystemen Gegenstand der Forschungsarbeiten. In einem von der DFG finanzierten Grundlagenforschungsprojekt (TR 729/3-1) wird bspw. die dezentrale Ressourcenallokation mittels mutualistischer Netze in der manuellen Montage untersucht. Zur praktischen Validierung der vorab simulativ evaluierten Konzepte wird das am bime entwickelte Bio-inspired Experimental Research Testbed for Human Arrangements in Assembly Systems (BERTHA) betrieben. Auf dieser getakteten, manuellen Montagelinie können im Labormaßstab Derivatprodukte montiert und die Probanden während der Tätigkeit beobachtet werden.

3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Verbundprojekt Next-Move beschäftigt sich mit der Flügelhinterkante und fokussiert sich hier auf zwei Bauteile

- Fertigungsoptimiertes lasttragendes Fairing aus Faserverbund-Werkstoffen
- Fertigungsoptimierte mehrzellige Faserverbund-Landeklappen mit integrierter Lasteinleitung

In HAP1 wird für beide Bauteile eine innovative Bauweise untersucht, wobei hier auf die struktur- und systemrelevanten Parameter wie Bauteildimensionierung, Konstruktion, Kalibrierung, Schadenstoleranzerhöhung, Fertigungsoptimierung, Beweglichkeit und Handhabung eingegangen wird. Die Validierung und Verifizierung des aussichtsreichsten Konzeptes wird durch den Bau von relevanten Probekörpern überprüft und getestet.

Im HAP2 wird speziell auf Montage-, Fertigungs- und Produktionstechnik verbessernde Methoden eingegangen die dann an den beiden Bauteilen getestet und verifiziert werden können.

Die entsprechenden Arbeitspakete aller Partner und die daraus resultierende Struktur des Projektes lassen sich aus Abbildung 3-1 nachvollziehen.

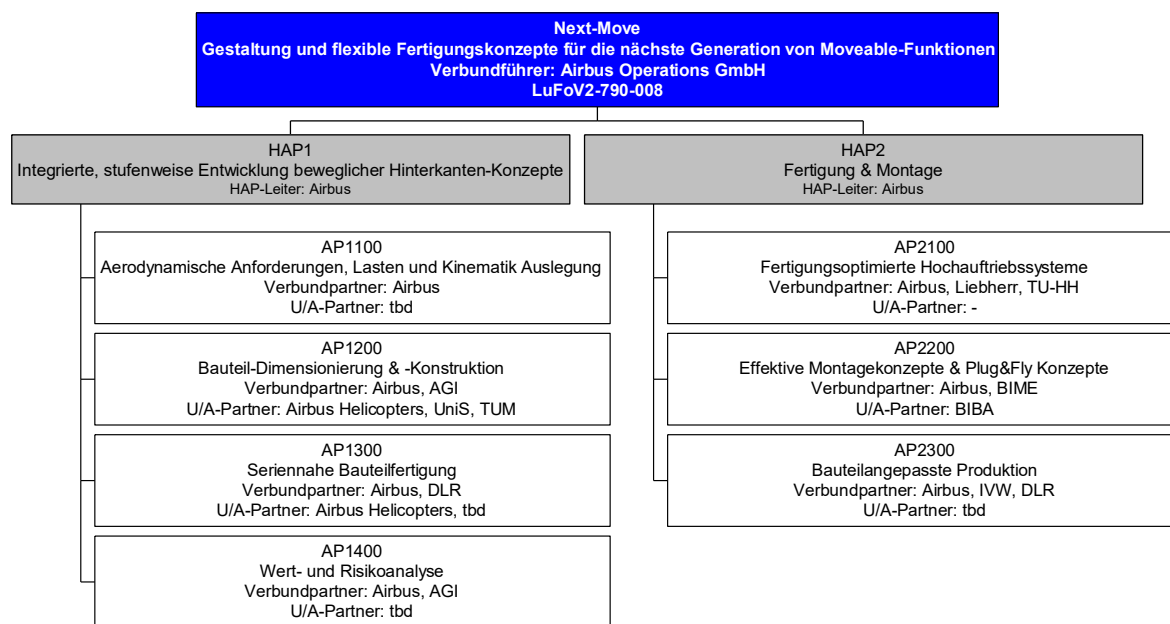


Abbildung 3-1: Projektstruktur und Arbeitspakete der Partner

Nachfolgend sind die Arbeitsschritte stichpunktartig für die jeweiligen Arbeitspakete AP1300 und AP2300 aufgeführt. Dieser Überblick der Projektinhalte zeigt die verschiedenen Tätigkeiten nicht zwingend in chronologischer Reihenfolge, da einige Aufgaben parallel bearbeitet wurden und sich die einzelnen Ergebnisse untereinander beeinflussen, was teilweise zu Anpassungen und Iterationen der Prozesse führte.

AP1300:

- **Ausarbeitung und Detaillierung des Gesamtkonzeptes**
 - Manuelle Fertigung eines Preforms bei Airbus
 - Manuelle Drapierversuche am ZLP in Augsburg
 - Entwicklung von Konzeptideen
 - Vorversuche:
 - Kompaktierungsversuche mit dem Fasermaterial
 - FEM Drapiersimulationen
 - Detaillierte Ausarbeitung des Gesamtkonzeptes
- **Konstruktion des Funktionsträgers**
 - Konstruktion des Greif- und Transport-Endeffektor
 - Konstruktion des Ablagemechanik
 - Konstruktion des Drapier- und Kompaktiereinheit
- **Komponentenauswahl und Beschaffung**
- **Aufbau der Mechanik**
- **Aufbau des Versuchstandes**
- **Versuchsdurchführungen**
 - Ableitung der Zuschnittsgeometrien
 - Einzelversuche zu den Teilprozessen
 - Messung der Druckverteilung mit druckempfindlicher Matte
 - Umsetzung von Optimierungen

AP2300:

- **Erarbeitung des Lastenheftes in Abstimmung mit Airbus**
- **Erarbeitung von Konzepten zur kontinuierlichen Preformfertigung**
 - Teilkonzepte zu Fertigung, Formgebung und Zuschnitt
 - Bewertung der Teilkonzepte zu Lagenaufbau, Formgebung und Binderaktivierung
 - Zusammenfassen der Teilkonzepte zu globalem Konzept für Holmfertigung und Finnenintegration in Abstimmung mit Airbus
- **Voruntersuchung zur Drapierbarkeit mittels kinematischer Simulation**
- **Abstimmung einer neuen Probekörpergeometrie mit Airbus**
 - Änderung der Geometriedaten passend zum übersandten Preform-Tooling
 - Anpassung von CAD-Werkzeuggeometrie
 - Abwandlung des Lagenaufbaus für Probekörper infolge Materialwechsel
- **Festlegung des Materials und Umformversuche**
 - Vorbereitung von händischen Drapierversuchen

- Materialuntersuchungen bezüglich Verscherung infolge kontinuierlicher Fertigung, Mehrlagenumformung und kontinuierlicher Mehrlagen-Binderaktivierung
- Durchführung von Mehrlagen-Umformversuchen auf Bauteillevel
- Ableitung von Schnittdaten
- Beschaffung von Fasermaterial
- Zuschnitt von Fasermaterial und Preforming von Subpreformen
- Fertigung von mehrteiligen Preformen für Integration
- Zusammenführen der Subpreformen
- Optimierung des Fertigungsprozesses
- **Untersuchung des Thermalverhaltens des gewählten Trockenfasermaterials**
 - Qualifikation der verwendeten kontaktlosen Temperaturmessmittel
 - Untersuchung des Wärmeeintrags durch Infrarotstrahlung
 - Temperaturentwicklung innerhalb der Preform bei einseitiger und beidseitiger Bestrahlung
- **Konstruktion des Fertigungsmoduls**
 - Detailkonstruktion von Preforming- und Finnenintegrationseinheit
 - Anpassungskonstruktion von Preforming- und Finnenintegrationseinheit
 - Detailkonstruktion des Speicher- und Integrationsmoduls
 - Detailkonstruktion einer beweglichen Pressenvorrichtung
 - Detailkonstruktion der Rollenkulisse
- Beschaffung von erforderlichen Maschinenkomponenten
- Aufbau eines Rollenprüfstandes zur Erweiterung des Materialspeichers
- Finale Konstruktion der Fertigungsanlage

4 Darstellung der erzielten Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Arbeiten vorgestellt. Zur Erfüllung der zuvor genannten Ziele wurden im Rahmen des Projektes die Arbeiten an zwei DLR-Instituten durchgeführt. Die Ergebnisse zum AP1300 wurden am Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologien (ZLP) in Augsburg erarbeitet, die Ergebnisse zum AP2300 am Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA) in Braunschweig.

4.1 AP1300

4.1.1 Entwicklung des Automatisierungskonzeptes

4.1.1.1 Manuelle Fertigung des Aero-Flap-Supports

Im Zuge der Entwicklungsarbeiten am AFS hat Airbus Central Research (ACR) mehrere Prototypen in einem manuellen Herstellungsverfahren hergestellt. Dies hat dem ZLP-Augsburg die Möglichkeit eröffnet, Erfahrungen an dem zu automatisierenden Prozess sammeln zu können. Hierbei waren insbesondere das Handling und das Verhalten des Fasermaterials sowie die zeitlich Abfolge der einzelnen Arbeitsschritte von besonders großem Interesse.

4.1.1.1.1 Manuelle Fertigung eines Preforms bei Airbus

Folgende Ergebnisse und Erfahrungen wurden aus dem manuellen Herstellungsprozesses erarbeitet:

Das Preforming besteht aus 16 Durchgangslagen und 20 Verstärkungspatches. Als Halbzeuge werden NCFs (Non-Crimp Fabrics) der Firma Saertex mit einem Flächengewicht von 125 g/qm² in den Faserorientierungen 0°; 0°/90°; 45°/-45°; -45°/45° eingesetzt. Aufgrund der unterschiedlichen Faserorientierungen und Steppnahtvariationen unterscheidet sich das Drapierverhalten der verwendeten Materialien erheblich, was möglicherweise eine Anpassung der Drapierstrategie an den verarbeiteten Materialtyp nach sich zieht.

Das manuelle Verfahren kann in vier Teilprozesse eingeteilt werden (siehe Abbildung 4-1):

- Inserts vorbereiten und einsetzen
- Schneiden der Zuschnitte
- Ablegen und Drapieren
- Vorkompaktierung und Binder aktivieren

Für die Zuschnitte der Außenhaut lag zum Zeitpunkt der manuellen Fertigung bei Airbus kein digitales PlyBook vor, so dass diese im manuellen Prozess mithilfe einer Schablone und Scheren ausgeschnitten wurden. Die Zuschnitte wurden per Hand auf das Tooling aufgelegt und so drapiert, dass das Material faltenfrei auf dem Tooling auflag. Die Fixierung der textilen Halbzeuge/ Aktivierung des thermoplastischen Copolyamid (Spunfab) wurde unter Verwendung eines Bügeleisens erreicht. Innerhalb der manuellen Drapierversuchen bei AGI

wurde jeweils nach vier Einzellagen ein Zwischenkompaktierungsschritt im Umluftofen durchgeführt. Hierfür wurde ein Vakuumaufbau über der Preform aufgebaut und dieser mehrere Stunden im Umluftofen oberhalb der Glasübergangstemperatur des Copolyamides konditioniert. Auf diese Weise wurde das Copolyamid zwischen den Lagen aufgeschmolzen und diese miteinander stoffschlüssig verbunden. Dadurch kann gewährleistet werden, dass sich die Preform in Dickenrichtung setzen kann, eine geometrienaher Kontur annimmt und diese beibehält. Dieser Vorgang wurde während der manuellen Preformfertigung als zeit- und kostenintensiv identifiziert.

Abbildung 4-1 stellt den Prozessverlauf des manuellen Preformens schematisch dar.

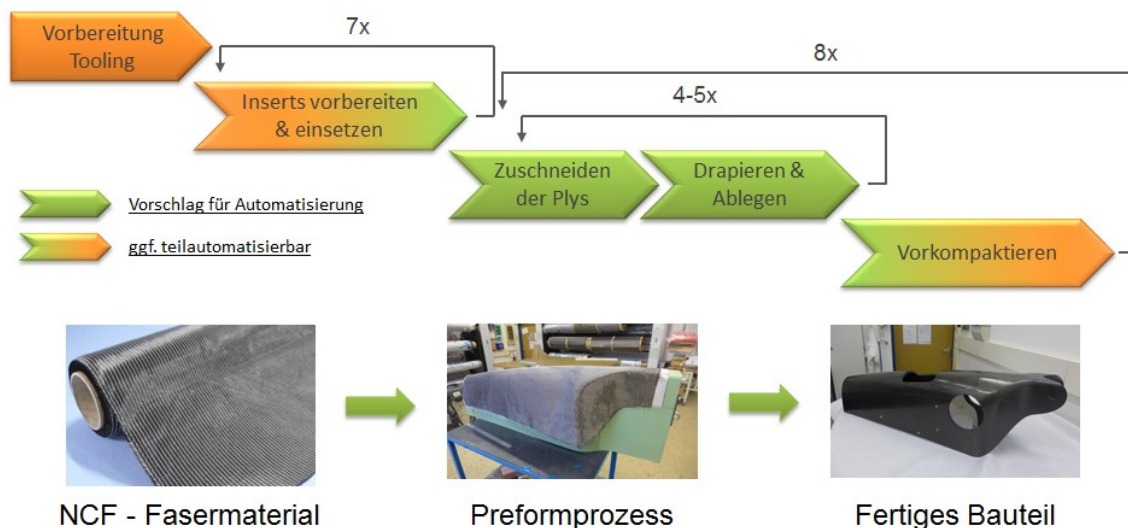


Abbildung 4-1: Schematische Darstellung des manuellen Preformingprozesses

Folgende Anforderungen an das Automatisierungskonzept weisen eine besondere Priorität auf:

- Zuverlässigkeit des Prozesses: Ein korrigierendes Eingreifen durch einen Werker sollte nicht notwendig sein
- Wiederholbarkeit: Identische Ergebnisse aufeinanderfolgender Preformprozesse
- Ablage- und Faserwinkelgenauigkeit innerhalb der Toleranzen
- Hochratenfähigkeit: Der Prozess soll im Vergleich zur manuellen Produktion einen geringeren Zeitaufwand in Anspruch nehmen.
- Erarbeiten einer Automatisierungslösung für die Zwischenkompaktierung
- Erarbeiten von Drapierstrategien / ggf. für jedes Material einzeln

4.1.1.1.2 Manuelle Drapierversuche am ZLP in Augsburg

Die Untersuchungen zur manuellen Herstellung der Preforms bei Airbus haben dazu beigetragen eine Übersicht über den Prozessverlauf und dessen grundlegende Herausforderungen zu erlangen. Um in der Lage zu sein ein Automatisierungskonzept zu erarbeiten, mussten am DLR weitere, detailreichere Versuche durchgeführt werden. Diese manuellen Drapierversuche wurden mit den folgenden Zielstellungen durchgeführt:

- Ermittlung der bestmöglichen Drapiererqualität/ Referenz beim manuellen Drapieren, so dass diese Ergebnisse mit denen des automatisierten Prozesses verglichen werden können.
- Sammeln von Erfahrung beim Handling des Materials, welche direkt in die Konzeptentwicklung eingeflossen ist.
- Dokumentieren der manuellen Vorgehensweise während der Drapierung, so dass daraus eine Drapierstrategie entwickelt werden kann.
- Sammeln von Prozessdaten die später für die Validierung der Simulationsergebnisse verwendet werden.

Zur Durchführung der manuellen Drapierversuche standen vier NCF-Materialien zur Verfügung: $0^\circ/90^\circ$, $+45^\circ/-45^\circ$, $-45^\circ/+45^\circ$ und 0° . Die Faserhalbzeuge wurden mit den aus der Drapiersimulation ermittelten Zuschnittsgeometrien gecuttern und mit einem thermoplastischen Binder benetzt, so dass der Versuch mit dem späteren Herstellungsprozess vergleichbar war. Zu jeder NCF-Variante wurden insgesamt vier Zuschnitte erstellt, die jeweils einen der vier Ablagepunkte (engl.: seed-points) zuzuordnen sind. Da die Drapierung sich je nach seed-point-Platzierung unterscheidet und somit unterschiedliche Drapiersimulationsergebnisse aufweist, besitzt jeder Zuschnitt eine eigene Geometrie.

Zur Datenaufnahme wurde ein Netz aus Laserlinien auf das Tooling projiziert. Die dadurch erzeugten Rechtecke dienten der geometrischen Einordnung von Falten oder Defekten. Mithilfe einer Kamera, montiert auf einer Linearführung, wurden visuell sichtbare Drapierergebnisse und Defekte dokumentiert. Zusätzlich dazu wurde die Drapierqualität anhand von Merkmalen wie Faltenbildung, Materialüberschuss und Materialmangel dokumentiert. Die Versuchsdurchführung bestand aus vier Prozessabschnitten:

Im ersten Abschnitt wurde der Faserzuschnitt auf das Tooling abgelegt. Um die Ablage zu erleichtern, wurde das Halbzeug flächig auf zwei Hartschaumplatten positioniert, die sich im Ablegeprozess absenken und voneinander entfernen (siehe Abbildung 4-2 (1)). Auf diese Weise konnte sichergestellt werden, dass der Zuschnitt symmetrisch und gleichmäßig auf dem Tooling platziert wurde ohne Kräfte in den Zuschnitt einzubringen, welche das Material ungewollt verscheren. Beim Absenken wurde darauf geachtet, dass das Material zuerst genau der Position des seed-points das Tooling berührt und dort fixiert wurde. Auf diese Weise konnte die Platzierung der Faserzuschnitt auf dem Tooling realisiert werden, ohne dass ungewünschte Kräfte eingebracht wurden. An dieser Stelle wurde das Ergebnis fotografisch und als Zeichnung zum ersten Mal dokumentiert.

Im zweiten Abschnitt wurde eine Haube aus glasfaserverstärkten Kunststoff auf die Oberseite des Toolings gelegt und festgedrückt (siehe Abbildung 4-2 (2)). Dieses Verfahren soll einerseits eine Fixierung des abgelegten Materials gewährleisten und andererseits eine Vordrapierung sowie eine Vorkompaktierung im oberen Toolingbereich realisieren. Auch an dieser Stelle wurde das Ergebnis dokumentiert.

Im nächsten Schritt wurde das Fasermaterial händisch drapiert (siehe Abbildung 4-2 (3)) und jede Handhabung des Materials dokumentiert. Besonders interessant hat sich die Reihenfolge der Handhabungen erwiesen, da anhand dieser Daten eine Drapierstrategie abgeleitet wurde.

Zum Schluss wurde das Drapierergebnis wiederum fotografisch und als Zeichnung dokumentiert (siehe Abbildung 4-2 (4)).

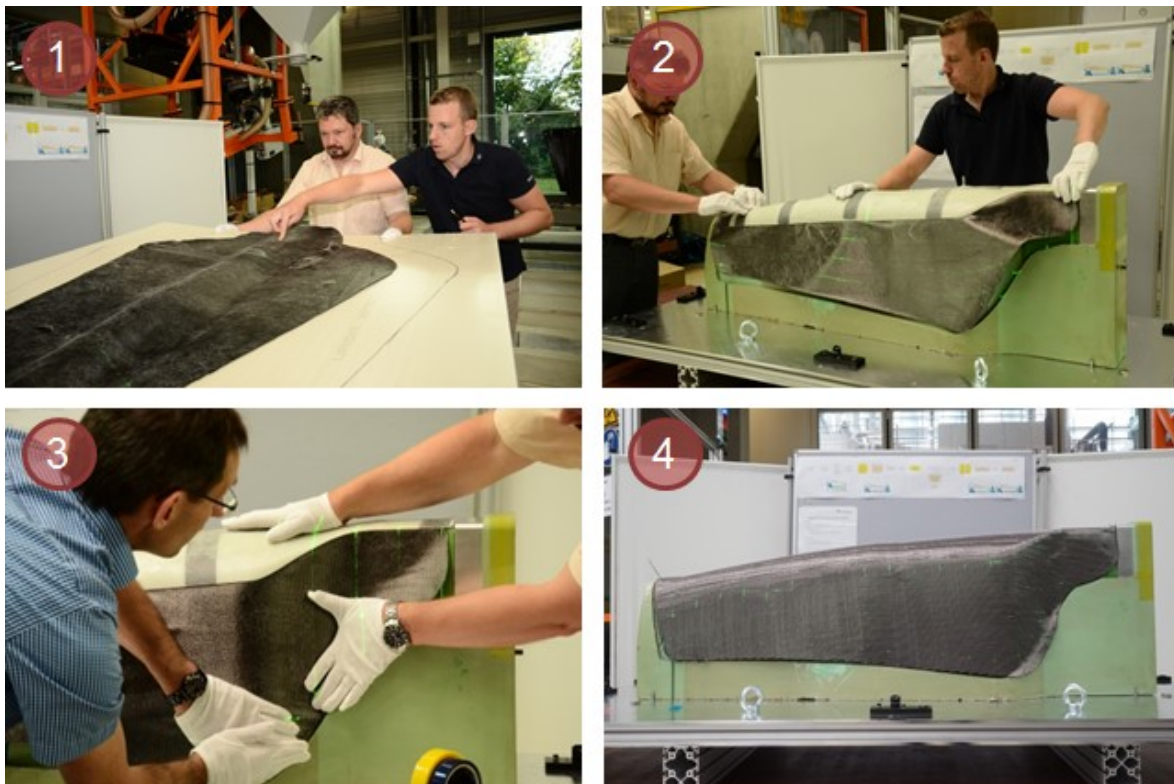


Abbildung 4-2: Durchführung der manuellen Drapierversuche

Abbildung 4-3 stellt zwei aufbereitete Beispielergebnisse dar. Im oberen Teil ist die verwendete, manuelle Drapierstrategie das $0^\circ/90^\circ$ NCFs und das dazugehörige Abbild des drapierten Zuschnittes bezogen auf den seed-point¹ (Darstellung der Seed-points in Abbildung 4-14) dargestellt. Zu erkennen ist, dass die Drapierbewegungen im hinteren (rechten) Bereich beginnen und sehr schräg verlaufen, wobei der Verlauf der weiteren Handhabungen von der Mitte aus in den vorderen (linken) Bereich wandern. Diese Drapierbewegungen verlaufen zumeist von oben nach unten.

Im unteren Teil der Abbildung 4-3 ist das Drapierergebnis des $-45^\circ/+45^\circ$ NCFs, ebenfalls bezogen auf den seed-point 1, dargestellt. Vergleichbar mit der Drapierstrategie $0^\circ/90^\circ$ NCFs wurde zuerst das Material von der Krümmung aus in den hinteren Bereich drapiert. Der vordere Bereich des AFS wurde ebenfalls von oben nach unten angestrichen. Hier ist jedoch eine Faltenbildung dokumentiert.

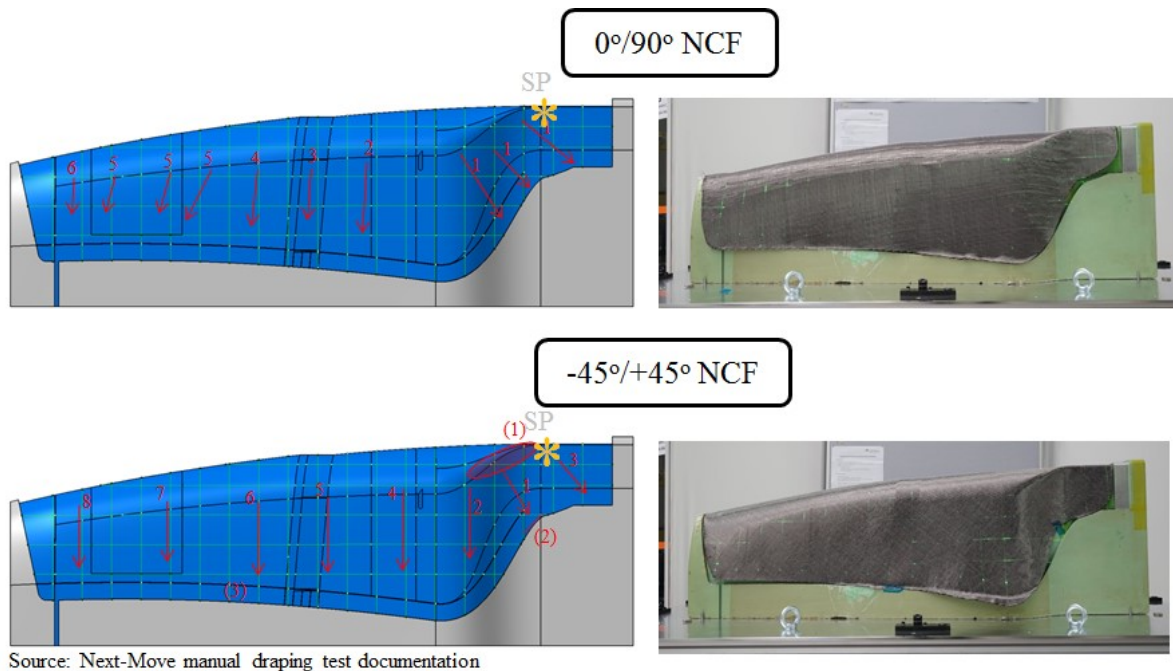


Abbildung 4-3: Beispielergebnisse der manuellen Drapierversuche

Die Erkenntnisse aus diesen Versuchen lassen sich in folgenden Punkten zusammenfassen:

- Die flächige Ablage ermöglicht eine zuverlässige und einfache Positionierung der Zuschnitte auf dem Tooling ohne dass ein komplexes, aktuatorisch verformbares Greifsystem verwendet werden muss.
- Die glasfaserverstärkte Haube unterstützt die Ablage und die Drapierung, indem sie den Faserzuschnitt auf dem Tooling fixiert und im oberen Bereich vorkompaktiert.
- Die Drapierung des $0^\circ/90^\circ$ NCFs war am einfachsten zu realisieren. Für die $+45^\circ/-45^\circ$ und $-45^\circ/+45^\circ$ NCFs bedarf es etwas mehr Handhabungsaufwand und stellt eine erhöhte Herausforderung im hinteren, gekrümmten Bereich dar. Die Drapierstrategie unterscheidet sich jedoch nur minimal von der des $0^\circ/90^\circ$ NCFs. Die 0° -Lage ist nur mit erheblichem Aufwand drapierbar, erzielt jedoch nicht dieselbe Drapierqualität wie die anderen Materialien. Ein weiterer Test hat gezeigt, dass die 0° -Lage in Kombination mit dem $0^\circ/90^\circ$ NCF leichter und unter reduzierter Faltenbildung zu drapieren war. Hierfür wird die 0° -Lage mithilfe des Binders auf das $0^\circ/90^\circ$ NCF aufgebracht und ergibt somit ein $0^\circ/90^\circ/0^\circ$ -Lagenaufbau. Nach Rücksprache mit AGI wurde beim Progress Meeting #3 in Braunschweig beschlossen, dass die 0° -Lagen für das zukünftige AFS nicht mehr verwendet werden.

4.1.1.2 Entwicklung von Konzeptideen

Aufgrund der Erfahrungen die während der manuellen Herstellungsprozesse gesammelt werden konnten, wurde eine Vielzahl von Drapierkonzepten gesammelt und dokumentiert. Die Herausforderungen des Preformingprozesses wurden in vier Einzelaufgaben unterteilt. In Abbildung 4-4 ist eine Auswahl an Konzeptideen schematisch dargestellt. Im Folgenden wird ein Teil der erarbeiteten Konzeptideen vorgestellt und beschrieben unter welchen Annahmen und Anforderungen diese entstanden sind:

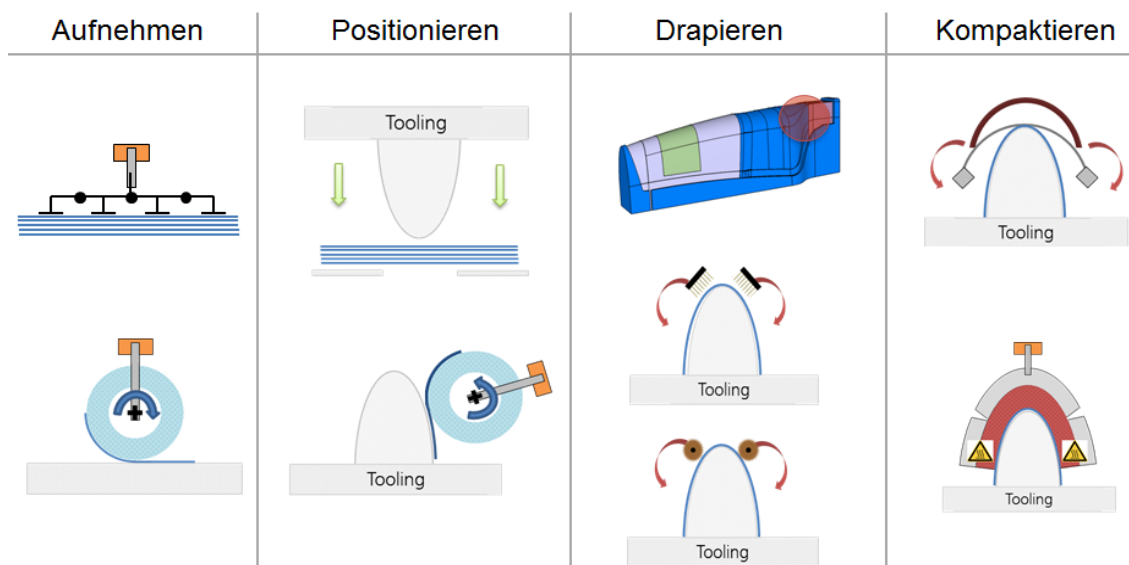


Abbildung 4-4: Auswahl an erarbeiteten Konzeptideen

Aufnehmen:

Bei der Aufnahme von flächigen Zuschnitten auf dem Aufnahmetisch muss nicht grundsätzlich ein Zuschnitt nach dem anderen gegriffen werden. Es besteht auch die Möglichkeit mehrere Zuschnitte gleichzeitig zu greifen. Hierbei müssten das Stacking mithilfe der Aktivierung des Binders zusammengefügt werden. Diese Herangehensweise spart einerseits Zeit und verleiht dem Stacking ggf. ein vorteilhafteres Drapierverhalten aufgrund der Steifigkeitsänderung.

Des Weiteren müssen nicht zwangsläufig klassische Greifsysteme eingesetzt werden, welche das Material punktuell greifen. Das flächige Greifen mithilfe von Ansaugrollen und/oder luftdurchlässigen Schaumstoffwirkflächen mindert z. B. die Gefahr des Einbringens ungewollter Verscherungen im Material.

Positionieren:

Das Positionieren der Zuschnitte auf dem Tooling stellt eine der wesentlichen Herausforderungen des automatisierten Prozesses dar, um eine fehlerfreie Ablage unter Einhaltung der vorgegebenen Faserorientierung gewährleisten zu können. Dieser Schritt kann im günstigs-

ten Fall mit der Drapierung kombiniert werden. Hierfür würden sich bewegliche Multikinematiken anbieten, die eine hohe Flexibilität aufweisen, aber die Komplexität und die Ausfallwahrscheinlichkeit des Systems in erheblichem Maße erhöhen.

Aus diesem Grund ist ein einfacheres, stabileres System zu bevorzugen, das aber dennoch die Prozessanforderungen erfüllt. Innerhalb des Projektes wurden unterschiedliche Konzeptideen für das Preforming erarbeitet. Ein Konzept setzt dabei beispielsweise auf die unterstützende Halbzeugablage auf dem Tooling mittels absenkbarer Auflageflächen. Dadurch sinkt die Komplexität der Zuschnittsablage und die Zuverlässigkeit steigt. (siehe Abbildung 4-5)

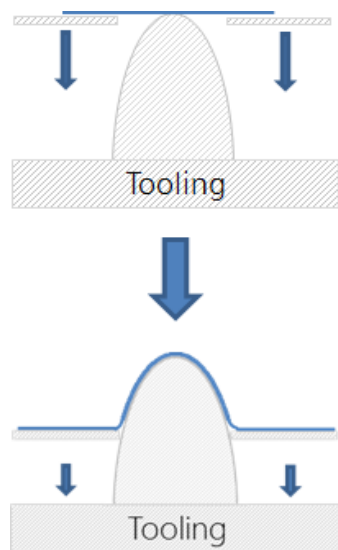


Abbildung 4-5: Konzeptidee zur Ablage von Faserhalbzeugen auf dem Tooling

Ebenso denkbar sind Lösungsansätze, die den bewährten Prozessansatz auf den Kopf stellen. Hierbei werden mehrere Zuschnitte als Stacking auf ein Silikondiaphragma platziert und das am Roboter montierte Tooling in das Stacking gedrückt (siehe Abbildung 4-4, Abschnitt Positionieren obere Abbildung).

Drapieren:

Drapieren beschreibt die Nachbildung der Zielkontur durch das Halbzeug mittels händischer oder unterstützter Streichbewegungen. Je nach Zielkontur muss das textile Halbzeug dabei gezielt verschert werden, um eine Anpassung an die Zielkontur realisieren zu können. Dieser Prozessschritt ist essentiell, da andernfalls bei doppelten Krümmungen bzw. nicht abwickelbaren Flächen, Falten im Halbzeug entstehen würden. Ein faltenfreies Drapieren muss im automatisierten Prozess gewährleistet werden, da Falten sonst zu lokalen Aufdickungen führen und somit die Anforderungen an die Preform nicht erreicht werden würden.

Das gezielte Einbringen der Drapierung ist wie bereits erwähnt mithilfe einer Multikinematik realisierbar, bringt jedoch die zuvor erwähnten Nachteile mit sich. Es gilt zu klären, ob das Diaphragmaverfahren (Drapieren mit Silikonmembran) in der Lage ist, die notwendige Dra-

pierung in das Material einzubringen. Ggf. müsste die Drapierung durch gezielte Krafteinbringung (z. B. Bürsten) und/oder den Einsatz eines Druckstückes unterstützt werden.

Kompaktieren:

Die Kompaktierung im Umluftofen gilt als der zeit- und kostenintensivste Teilprozess. Auch hier ist es das Ziel eine Automatisierungslösung zu erarbeiten, bei der die Erfüllung der Anforderungen möglichst ohne Komplexitätssteigerung zu realisieren ist.

Ein Lösungsansatz bestand darin, die für die Kompaktierung benötigten Kräfte im oberen Toolingbereiche mittels eines Haubendruckstückes einzubringen. Eine in die Haube eingebrachte Wärmequelle, alternativ eine Erwärmung über Wärmestrahlung von außerhalb, könnte für eine hinreichende Binderaktivierung und Kompaktierung sorgen. Ein anderer Lösungsansatz bestand darin, wiederum das Diaphragmaverfahren anzuwenden. Hierbei wird eine gespannte Silikonmembran auf das abgelegte Halbzeug aufgepresst und anschließend ein Differenzdruck zwischen Kavität und Umgebung erzeugt. Dadurch kann die Kompaktierung und ggf. die Drapierung in einem Schritt realisiert werden. Mithilfe von Heizstrahlern könnte der Binder aktiviert werden.

Die in diesem Abschnitt beschriebenen Konzeptideen stellen einen Teil der erarbeiteten Lösungsansätze dar. Die finale Auswahl wird nach den Versuchsdurchläufen auf Basis von Versuchsdaten und einer anschließenden Bewertung getroffen.

4.1.1.3 Versuchsvorbereitungen und Aufbereitung des AFS-Toolings

Zur Durchführung der Versuchsdurchläufe wurde dem ZLP-Augsburg das Tooling (Material: Necuron 702) zur Verfügung gestellt, mit welchem die Prototypen des AFS manuell hergestellt wurden (siehe Abbildung 4-6).



Abbildung 4-6: Aufbereitung des AFS-Tooling

Das manuelle Herstellungsverfahren der Preform beinhaltete neben dem Preforming der Außenhaut und der Versteifungsrippen auch die Einbringung der mehrteiligen Metallinserts

in das Necuron AFS Tooling. Dafür wurden im Tooling Aussparungen im vorderen und hinteren Teil vorgesehen. Für die Durchführung der Vorversuche zum automatisierten Preformen der Außenhautlagen wurden die Aussparungen für die mehrteiligen Metallinserts mithilfe von Filler-Bauteilen aufgefüllt, sodass eine stetige, durchgehende Außenfläche zur Verfügung stand. Im vorderen Toolingbereich (Abbildung 4-6 linker Filler) wurde ein Bauteil eingesetzt, welches im Sanddruckverfahren hergestellt wurde. Im hinteren Bereich wurde eine formgerechte Kappe im Handlaminierverfahren hergestellt. Beide Filler erfüllen die Anforderungen von hoher Druck- und Temperaturbeständigkeit, die während des Preformprozesses zu erwarten sind.

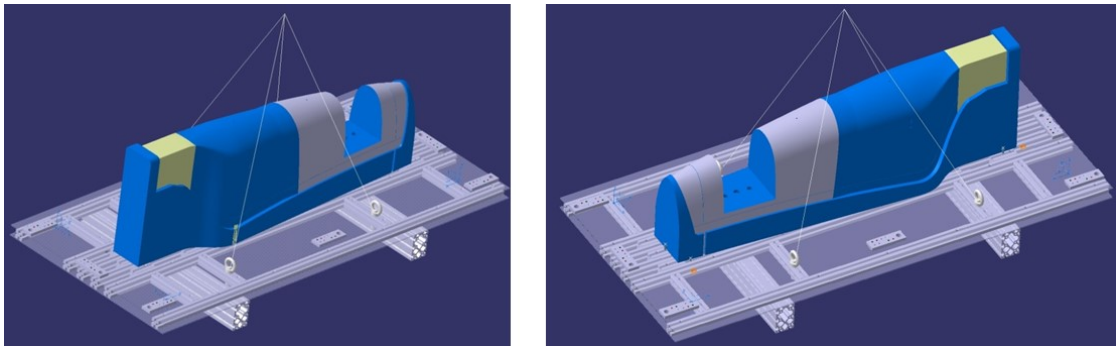


Abbildung 4-7: Konstruktion und Aufbau des Tooling-Unterbaus

Ein weiterer Punkt der Vorbereitung des Toolings für Versuchsdurchläufe war die Konstruktion und Fertigung eines Tooling-Unterbaus (siehe Abbildung 4-7). Der formsteife Unterbau bietet die Möglichkeit zur passgenauen Toolingpositionierung, Transport mittels Gabelstapler und Hallenkran, sowie zur reproduzierbaren Einmessung in Roboterzellen über Targetplatten. Mittels der acht Targetplatten kann eine Referenz zwischen digitalem Modell und der Realität erzeugt werden.

Eine der entwickelten Konzeptideen zur automatisierten Drapierung beinhaltet den Einsatz eines Druckstückes/Haube im oberen Toolingbereich. Die Haube dient der gleichmäßigen Druckaufbringung im oberen Toolingbereich und soll das NCF fixieren. Dieses Druckstück wurde, ebenso wie das Filler-Bauteil, am ZLP mithilfe einer GFK-CFK-Kombination geometriegetreu handlaminier (siehe Abbildung 4-8). Das Druckstück weist auf der Oberseite zwei Composite Schrauben auf, die das Handling vereinfachen und eine Integration in den automatisierten Prozess ermöglichen sollen.

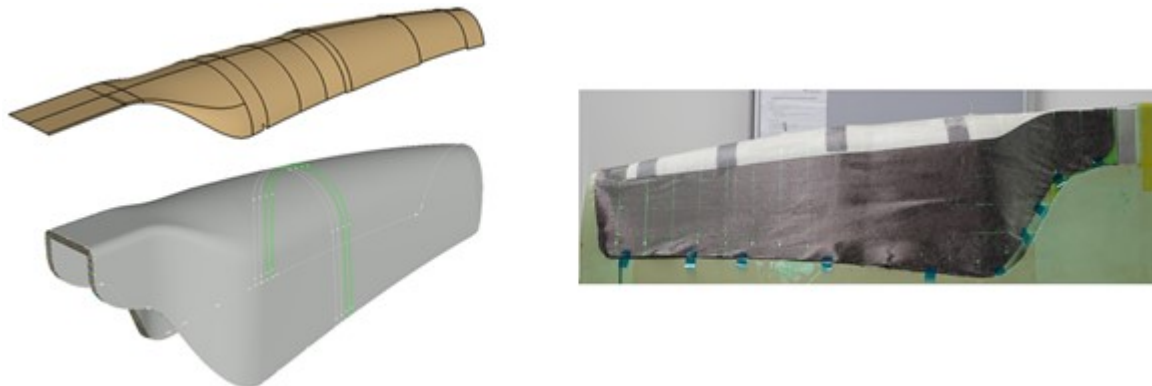


Abbildung 4-8: Druckstück zur Unterstützung des Drapierprozesses

4.1.1.4 Kompaktierungsversuche

Das Ziel der Kompaktierungsversuche war es signifikante Parameter zu identifizieren, die einen Einfluss auf die Kompaktieren des NCF's aufweisen. Die gewonnenen Erkenntnisse bilden die Grundlage für die Weiterentwicklung und Umsetzung der Preformingkonzepte.

Folgende Parameter wurden in dem nachfolgend beschriebenen Versuch überprüft:

- Anzahl der Faserlagen
- Kompaktierungsdauer
- Kompaktierungstemperatur
- Kompaktierungsdruck
- Haltezeit nach dem Kompaktierungsende

Das gemessene Ergebnis ist die Kompaktierungsdistanz, auch Setzweg genannt. Der Setzweg beschreibt die Differenz der Lagendicken vor und nach der erfolgten Kompaktierung.

Abbildung 4-9 stellt den Aufbau des Kompaktierungsversuches dar. Die Durchführung beginnt mit einem Stack (Stapelung mehrerer Zuschnitte) von quadratischen Fasermaterialien. Vor der Kompaktierung wurde die Stackhöhe gemessen. Hierfür wurde das NCF Stacking zwischen zwei ebene CF/PEI Platten mit den Abmaßen (100 x 100) mm platziert und die Dicke mittels einer Dickenmesszange gemessen. Die Parameterwerte für die Setzwegversuche wurden mittels der Software zur statistischen Versuchsplanung Design Expert 8 ermittelt. Weiterhin wurde das NCF Stacking auf einer bereits beheizten Heizplatte platziert und unter einem Vakuumsack kompaktiert. Nach der Kompaktierung gemäß einer im Versuchsplan vordefinierten Parameterauswahl, wurde die Stackinghöhe erneut gemessen. Die Differenz der Stackinghöhe vor und nach der Kompaktierung entsprach dem Setzweg des NCFs.

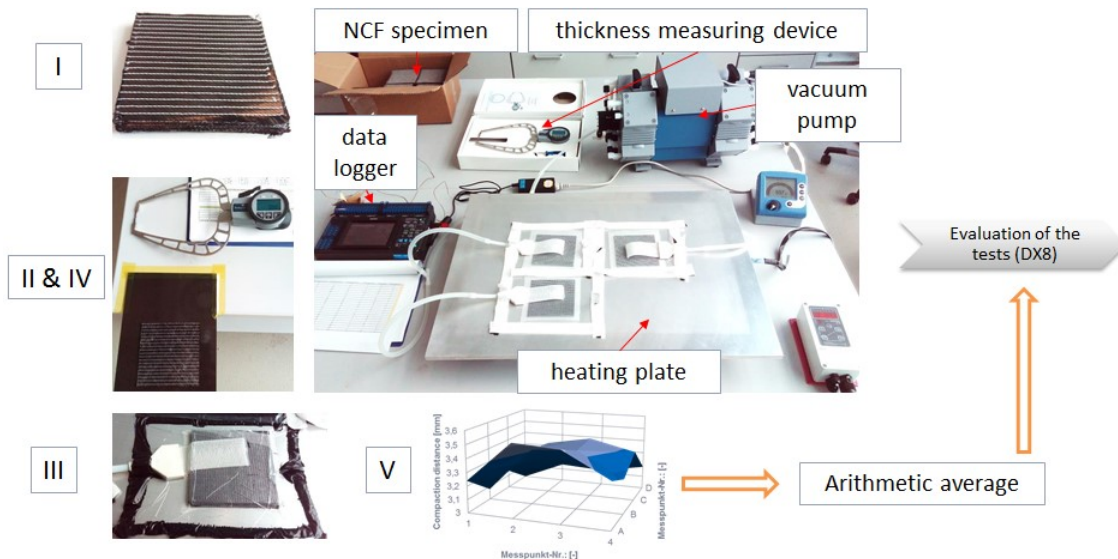


Abbildung 4-9: Aufbau des Kompaktierungsversuches

Die erzeugten Daten wurden mithilfe der Design-Expert Software analysiert und ausgewertet. Das Ergebnis zeigt, dass die Kompaktierungszeit, die Kompaktierungstemperatur und die Anzahl an Lagen für den betrachteten Prozess signifikante Parameter darstellen. Im linken Bild von Abbildung 4-10 ist der Verlauf der Kompaktierungsdistanz, bzw. des Setzweges relativ zur Lagenanzahl dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die Kompaktierung von bis zu 10 Lagen einen höheren Setzweg zur Folge hat, als die Kompaktierung von nur einer Lage. Bei 20 und mehr Lagen kehrt sich dieser Effekt um, da bei diesen Lagedicken ein Aufschmelzen des Binders nicht mehr in allen Lagen realisiert werden kann.

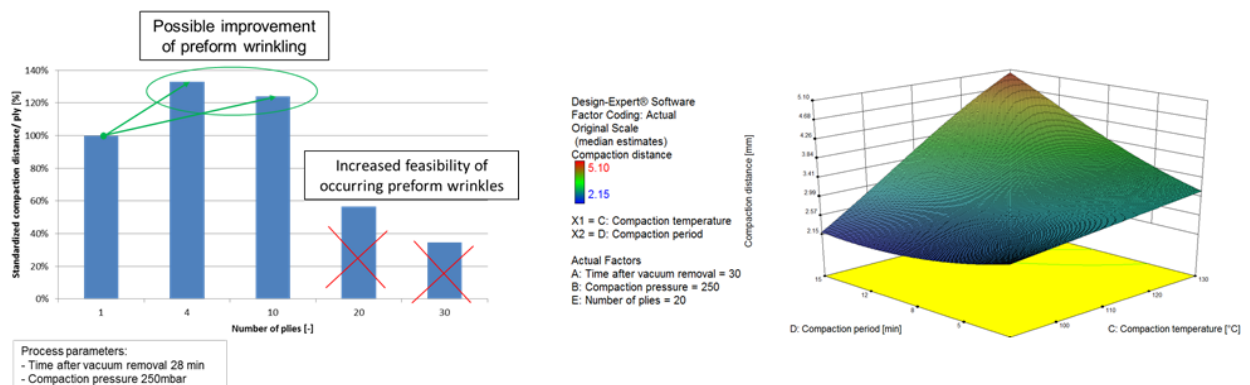


Abbildung 4-10: Ergebnisse der Kompaktierungsversuche

4.1.1.5 Drapiersimulation

Um die Versuchsdurchläufe im Arbeitspaket AP1300 zu unterstützen, wurden auf Basis der Werkzeugformgeometrie Drapiersimulationen erarbeitet, mit dessen Daten die Konzeptionierung und die Versuchsdurchführung erleichtert werden sollte. Die Ergebnisse der Simulationen sollten einerseits zur Generierung des PlyBooks (Geometrie der flachen Faserzuschnitte - Cutterdaten) und andererseits zum Erarbeiten von Drapierstrategien genutzt werden. Die Anforderung an die Auswahl der Drapierstrategie war es, den Verformungsprozess an kritischen Bereichen mit starker, doppelter Krümmung zuverlässig und faltenfrei umzusetzen. Diese Auswahl konnte mithilfe der Simulationsergebnisse vereinfacht werden.

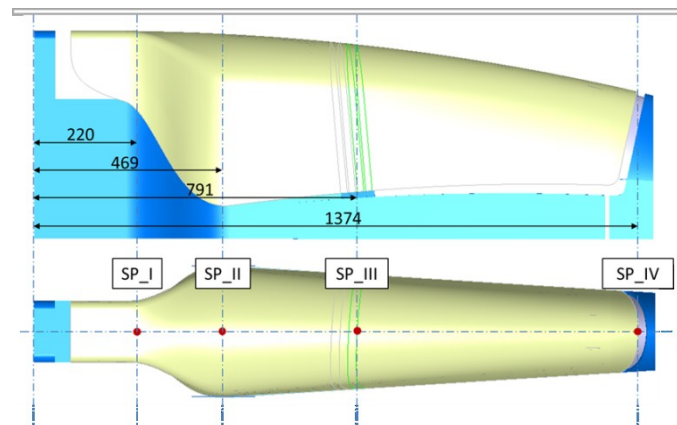


Abbildung 4-11: Auswahl unterschiedlicher Seed-point

Eine gute Drapierstrategie ermöglicht es die Verformung und die dazugehörige Drapierung des Zuschnittes mit einem Minimum an Verscherungen faltenfrei zu realisieren. Je geringer die Verscherungen in einem Drapierprozess, umso zuverlässiger und einfacher ist dieser umzusetzen. Weiterhin ist bei einem zunehmenden Grad der Faserverscherung die Faserdichte an den Fadenkreuzungspunkten erhöht, was einen negativen Einfluss auf den späteren Infusionsprozess hat.

Ein wichtiger Parameter der Drapiestrategie ist die Wahl des Ablagepunktes (engl.: seed-points). Der seed-point ist der Punkt, vom dem die Drapierung ausgeht. Das bedeutet, dass an diesem Punkt keine Verscherung vorliegt. Mit zunehmendem Abstand zum seed-point nehmen die Verscherungen zu. In Abbildung 4-11 ist eine Auswahl von vier seed-points auf der Nulllinie der Werkzeugform dargestellt.

Unter Verwendung dieser vier seed-points wurden Simulationsergebnisse auf Basis des kinematischen Drapieransatzes erstellt. In Abbildung 4-12 sind diese Ergebnisse für die Durchgangslagen und in Abbildung 4-13 für die Verstärkungslagen, oder auch Butterfly-Plies, graphisch dargestellt. Die Farbcodierung stellt den Verlauf der Verscherungen über die Zuschnittsfläche dar. Es ist zu erkennen, dass je nach Wahl des seed-points die Verteilung der Verscherungen variiert. Auf dieser Datenbasis konnte eine Drapierstrategie entwickelt

werden, indem einerseits die maximale Verscherungen gering gehalten wurde, aber auch die Qualitätsanforderungen bestimmter Bauteilregionen Berücksichtigung fanden.

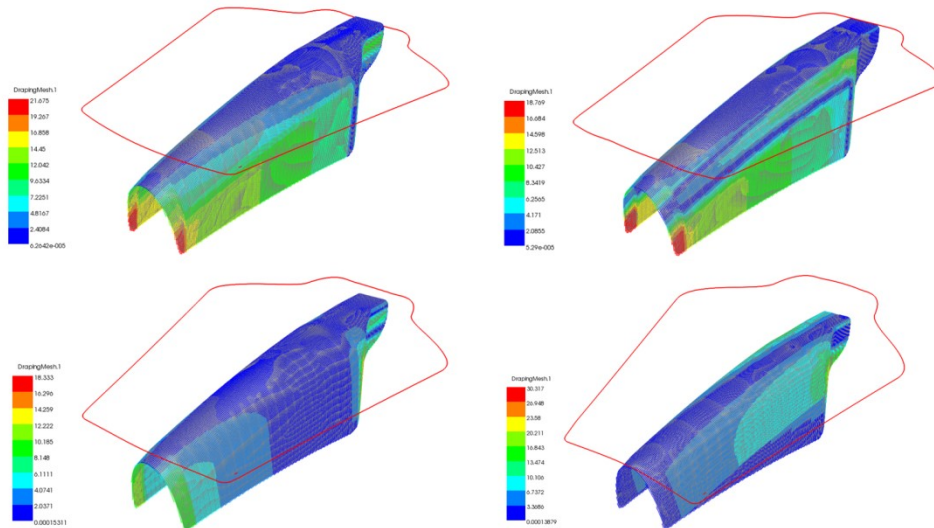


Abbildung 4-12: Drapiersimulationsergebnis der Durchgangslagen

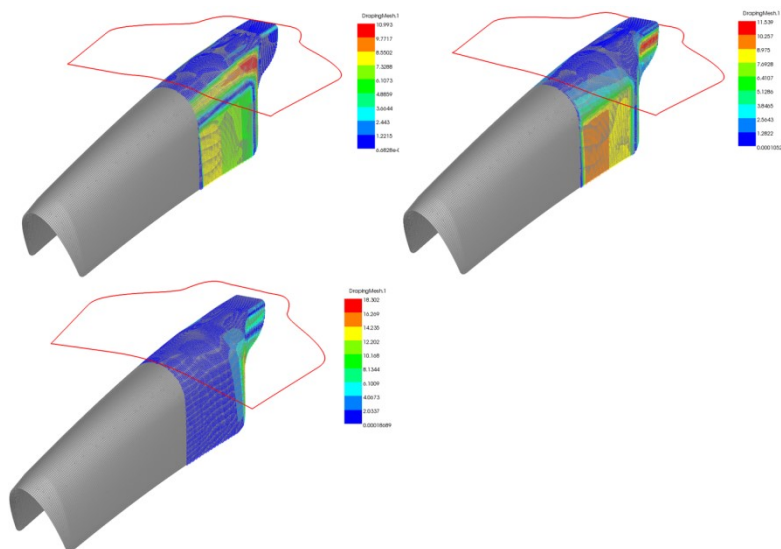


Abbildung 4-13: Drapiersimulationsergebnis der Verstärkungslagen(Butterfly-Plys)

Im zweiten Halbjahr 2016 wurden die Arbeiten an der Drapiersimulation weitergeführt und abgeschlossen. Die Simulation wurde mit zwei unterschiedlichen Methoden durchgeführt.

- Bei dem kinematischen Ansatz, auch FishNet-Methode genannt, wird ein virtuelles Netz über die zu preformende Bauteilgeometrie gespannt und daraus das Verhalten des Materials während der Drapierung abgeleitet. Der Vorteil dieser Methode liegt in

der einfachen und schnellen Umsetzung. Da jedoch keine Materialkennwerte sowie physikalische Effekte in der Simulation berücksichtigt werden, sind die Ergebnisse weniger präzise als die der FEM-basierten Simulationen.

- Bei der Finiten-Elemente-Methode (FEM) müssen weitaus mehr Materialdaten erhoben und in die Simulation eingebettet werden. Dies erhöht den Aufwand zur Vorbereitung und Berechnung einer FEM-Simulation. Da hier jedoch mehr physikalische Effekte berücksichtigt werden, ist die Aussagekraft der FEM-basierten Simulation stärker als die der FishNet-Methode.

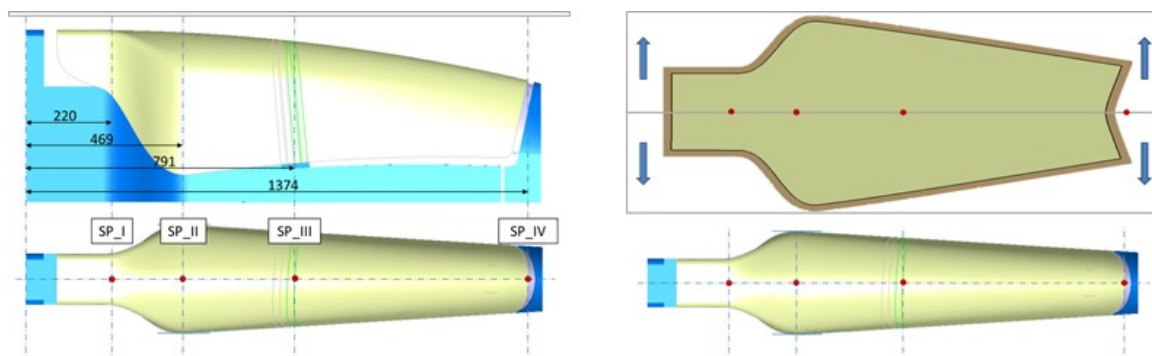


Abbildung 4-14: Darstellung der verwendeten seed-points

Ziel der Drapiersimulationen war es, einerseits die kritischen Bereiche während der Drapierung über das Tooling hinweg zu identifizieren und daraus eine Drapierstrategie zu entwickeln. Die Simulationen wurden mit vier unterschiedlichen seed-points durchgeführt. In Abbildung 4-14 sind die vier von uns ausgewählten seed-points eingezeichnet. Es sollte gezeigt werden welcher dieser Punkte zu einer Drapierung mit möglichst geringer Verscherung führt. Die Position dieses Punktes wirkt sich auf den Verlauf der Verscherung über das gesamte Bauteil hinweg aus, da die Verscherungen tendenziell mit zunehmendem Abstand zum seed-point zunehmen. Somit kann ein gut gewählter seed-point einen großen Teil des Drapieraufwandes ersparen.

Zum anderen war es das Ziel der Drapiersimulation die flächigen Zuschnittgeometrien zu berechnen, mit denen die für Versuche benötigten Zuschnitte geschnitten werden können.

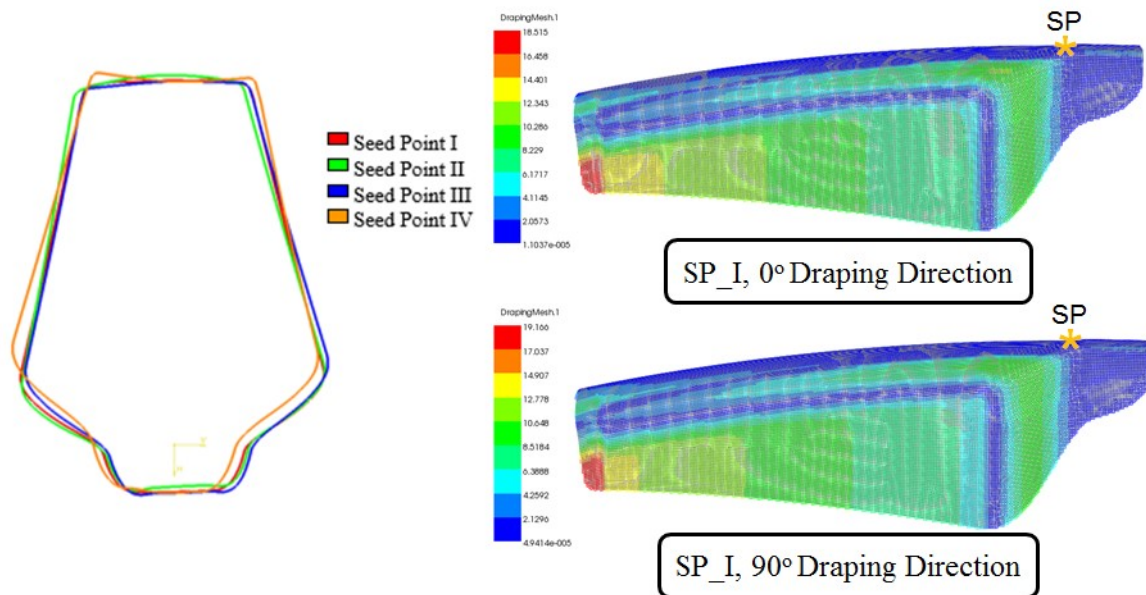


Abbildung 4-15: Ergebnisse der Drapiersimulationen auf Basis der FishNet-Methode. Links: Zuschnittsgeometrien, Rechts: Verscherungsintensität über die Bauteilgeometrie

Auf der linken Seite der Abbildung 4-15 sind die vier Zuschnitte basierend auf den unterschiedlichen seed-points dargestellt. Zu erkennen ist, dass die Geometrie der Zuschnitte in den meisten Fällen leicht, in einem Fall stark variiert. Auf der rechten Seite ist die berechnete Verscherung eines Zuschnittes über das gesamte Tooling hinweg farblich codiert dargestellt. Die Markierung „SP“ stellt die Position des seed-points dar. Zu erkennen ist, dass die Verscherung des Materials in Bereichen starker Krümmung (links unterhalb des „SPs“) zunimmt und dass ihre Intensität mit größer werdendem Abstand zum SP steigt. Die Ergebnisse haben gezeigt, dass ein seed-point auf gleicher Höhe zum breitesten Toolingbereich am idealsten ist, da hier die Gesamtverscherung und somit der Drapieraufwand ein Minimum aufweisen.

Die aus den Simulationsergebnissen abgeleitete Soll-Verscherung geht immer einher mit der Gefahr von Faltenbildung, da sich an diesen Stellen, bei fehlerhafter Drapierung Material anhäuft und sich demzufolge auffaltet. Ziel der Drapierung ist es dieses Material mithilfe gezielter Kräfteinbringung in die gewünschte Richtung zu transportieren und somit ein komplettes Anschmiegen der Fasern an die Oberfläche realisieren zu können. Diese Daten gaben einen ersten Ansatz zur Entwicklung einer Drapierstrategie, indem man sich vor Augen führte welche mechanischen Eingriffe notwendig sind, um die geforderte Verscherung in das Material einzubringen.

4.1.1.6 Konzept zum automatisierten Preforming

Auf Basis der in den manuellen Versuchsdurchführungen erarbeiteten Ergebnisse und Erfahrungen wurde ein Automatisierungskonzept entwickelt. Es lässt sich in die folgenden vier Teilprozesse aufteilen, die nacheinander abgearbeitet werden (siehe Abbildung 4-16):

1. Greifen, Transportieren und Ablegen des flächigen Faserzuschnittes mithilfe eines mit Coanda-Saugern bestückten Greifsystems.
2. Positionierung der Faserzuschnitte mittels des in den manuellen Versuchen erprobten Zwei-Flächen-Prinzips
3. Fixieren und Kompaktieren des oberen Faserzuschnittes mithilfe der glasfaserverstärkten Haube
4. Drapieren und Kompaktieren der Faserzuschnitte mittels eines Diaphragmaverfahrens

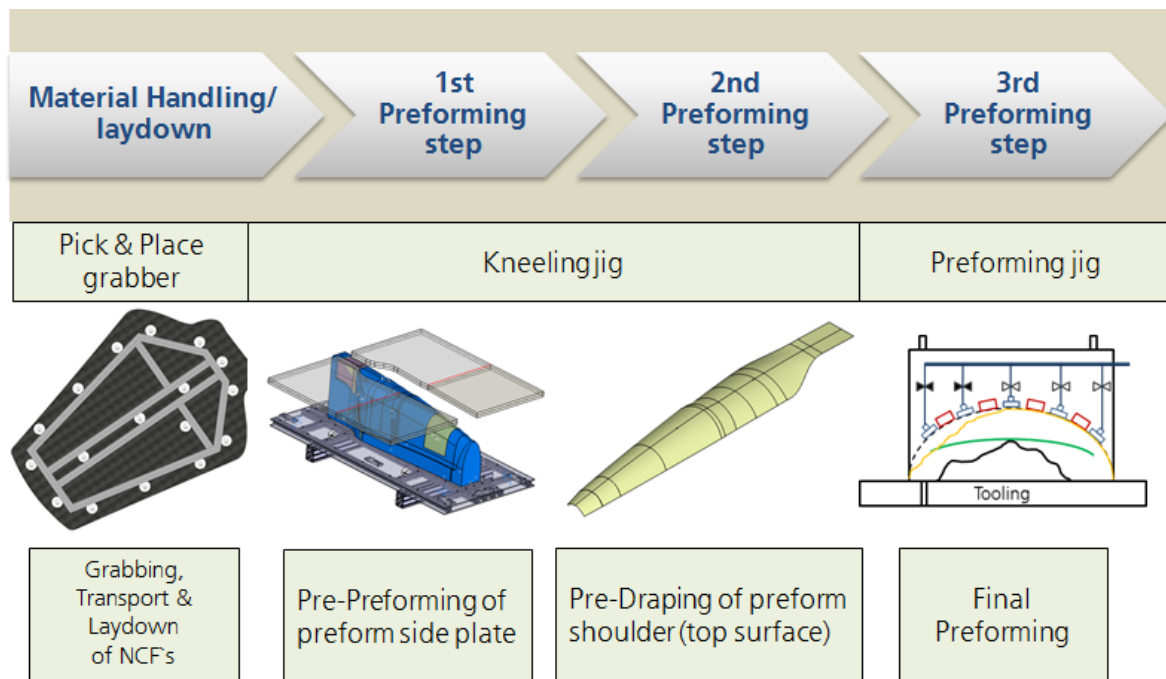


Abbildung 4-16: Prozessablaufes des Automatisierungskonzeptes

Im Folgenden wird detaillierter auf die einzelnen Prozessabschnitte eingegangen:

1. Aufnehmen, transportieren, ablegen:

Ziel bei der konzeptionellen Ausarbeitung des Handhabungsprozessschrittes war es, ein möglichst zuverlässiges System vorzusehen, welches eine geringe Komplexität aufweist. Hierfür ist es von Vorteil, dass die Positionierungsfunktion auf einem flächig abgelegten

Zuschnitt basiert, wodurch keine Notwendigkeit von Aktuatorik im Greifsystem erforderlich ist. Der Endeffektor wurde auf Basis einer Aluminiumprofilstruktur aufgebaut, welche der Randgeometrie der zu greifenden Zuschnitte entspricht. Sie weist eine Anzahl von 17 Coanda-Saugern zur zuverlässigen Handhabung der Materialien auf (siehe Abbildung 4-17).

Die Coanda-Sauger zeichnen sich durch einen einfachen Betrieb und einer hohen Greifkraft für luftdurchlässige Textilmaterial aus. Betrieben werden sie mittels Druckluft, was den Einsatz flexibel gestalten lässt. Die Coanda-Sauger weisen im Vergleich zu konventionellen Greifsystemen, wie Nadelgreifer oder Faltenbalgsaugern einen reduzierten Einfluss auf die Halbzeugarchitektur auf. Somit konnten diese beschädigungsfrei gegriffen und gehandhabt werden. Die Sauger sind so aufgebaut, dass sie mithilfe des Bernoulli-Effektes aus dem Speisevolumenfluss von 200 l/min einen Unterdruck an der Wirkfläche mit einem Volumenstrom von 600 l/min generiert. Dieser hohe Volumenstrom garantiert die zuverlässige Handhabung textiler Halbzeuge.

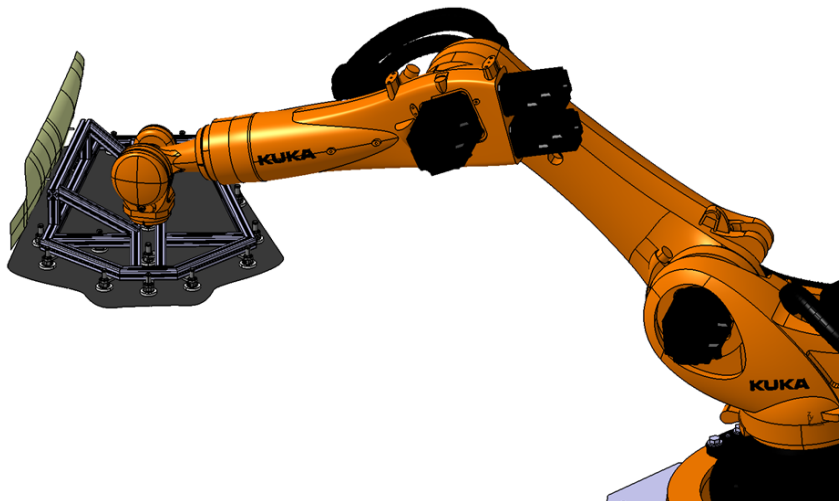


Abbildung 4-17: Roboter mit Aufnahmeendeffektor (Version als Wendegreifer mit Haubenintegration)

2. Positionierung auf dem Tooling:

Das Prinzip der flächigen Ablage hat sich in den manuellen Vorversuchen bewährt und sollte auch im Automatisierungskonzept angewendet werden. Analog zu den Hartschaumplatten wurden zwei Flächen oberhalb des Toolings positioniert, auf denen der Faserzuschnitt eben abgelegt werden konnten (siehe Abbildung 4-18). Die Ablageflächen sind mittels einer Linearführung absenkbar, so dass sich der Zuschnitt auf dem Tooling positionieren ließ. Um eine gleichmäßige und gesteuerte Absenkung zu realisieren, wurden Pneumatikzylinder vorgesehen, die mittels einer Drossel gleichgeschaltet und in ihrer Absenkgeschwindigkeit gesteuert wurden. Ein weiteres horizontales Linearführungssystem ermöglicht die Entfernung der Ablageflächen aus dem Arbeitsbereich.

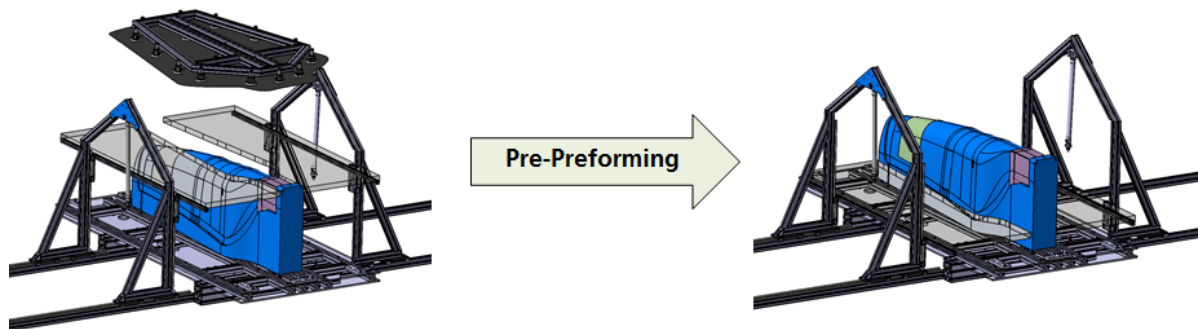


Abbildung 4-18: Flächige Auflage der Zuschnitte mit geführter Absenkmechanik

Ein weiterführender Ausbau dieses Ablagesystems stellt die Klemmmethode dar. Hierbei wird zusätzlich zur Ablagefläche eine weitere Fläche vorgesehen. Diese ist mittels eines Gelenks an die erste Fläche angebunden. Liegt der Faserzuschnitt auf, senkt sich die zweite Fläche ab und übt eine Klemmkraft auf den Zuschnitt aus. Beim Absenken werden die Ablageflächen möglichst nahe an der Toolingoberfläche entlanggeführt, so dass sich der Faserzuschnitt schon bei der Ablage seiner Endgeometrie annähert. Diese Klemmmethode wurde im manuellen Verfahren getestet und zeigte vielversprechende Ergebnisse (siehe Abbildung 4-19).

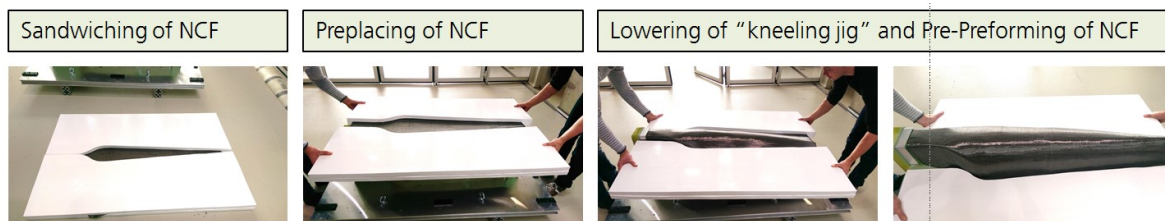


Abbildung 4-19: Testverlauf der Zuschnittsklemmfunktion

3. Haubenfixierung und -kompaktierung

Der Handhabungsendeffektor sollte auf dem Prinzip des Wendegreifers beruhen, was es ermöglicht, mehrere Funktionen in ein System zu kombinieren. In diesem Fall wurde die Kompaktierhaube seitlich an die Endeffektorstruktur angebracht (siehe Abbildung 4-20). Vorgesehen war, dass die Haube den Faserzuschnitt während der Absenkungen der Ablageflächen fixiert. Hierfür wurde der Handhabungsendeffektor gedreht und mit der Haube Kraft auf die Preform aufgebracht. Die Haube soll immer auf der Höhe der Ablagefläche Druck auf die Preform aufbringen, um die bereits abgelegten Bereiche zu fixieren. Hierfür ist eine Rollbewegung des Endeffektors notwendig.

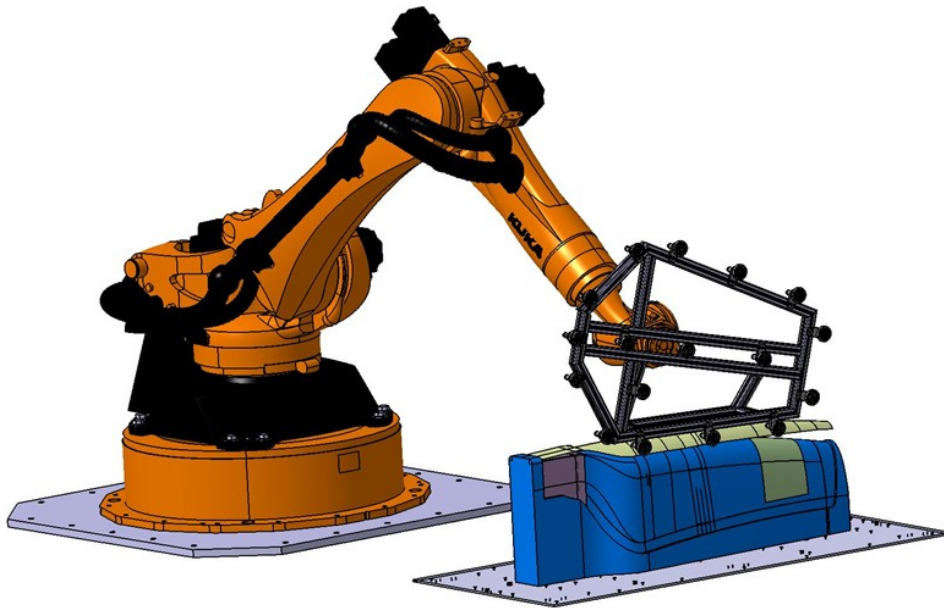


Abbildung 4-20: Anwendungsfall der Drapierhaube am Wendegreifer

4. Drapier- und Kompaktiereinheit

Zur Realisierung der Drapierung und Kompaktierung war es das Ziel, auf einen hochkomplexen, aktuatorgetriebenen Drapiermechanismus zu verzichten. Dafür wurde das Konzept einer steuerbaren Preformeinrichtung entwickelt, um die flächigen Faserzuschnitte bedarfsgerecht und zielgerichtet in die dreidimensionale Kontur des AFS zu drapieren und die Kompaktierung mittels Binderkonsolidierung durchzuführen.

Die steuerbare Preformeinrichtung besteht aus mehreren Einzelkomponenten (siehe Abbildung 4-21). Hierzu zählt eine Einhausung (1), welche einseitig durch ein Diaphragma (2) abgeschlossen ist. Im Inneren der Einhausung befinden sich eine innere Steuerkontur (3), eine Heizeinrichtung (4), sowie Vakuumwirkflächen. Die Vakuumwirkflächen können durch Absperrventile (7) sequentiell angesteuert werden. Mittels Belüftungsöffnung (8) und Vakuumstutzen (9) kann das Druckniveau im Inneren der steuerbaren Preformingvorrichtung gesteuert werden.

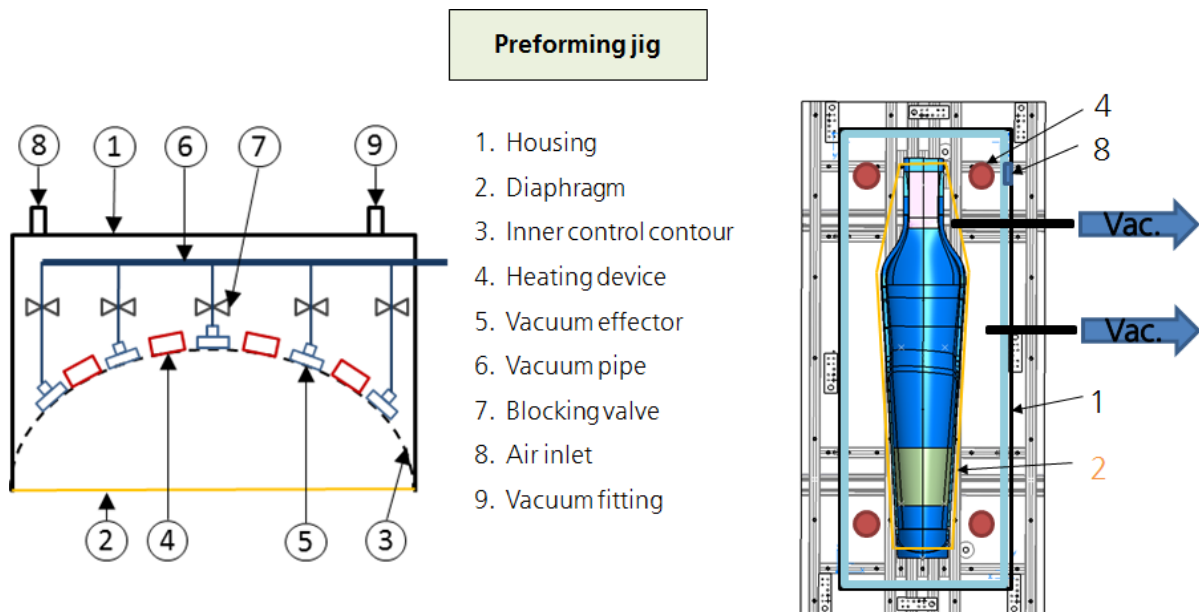


Abbildung 4-21: Steuerbare Preformeinrichtung (links: Querschnitt, rechts: Draufsicht)

Ein möglicher Prozessablauf unter Verwendung der steuerbaren Preformingvorrichtung wird nachfolgend beschrieben und ist des Weiteren in Abbildung 4-22 dargestellt. Hieran wird zudem die Funktionsweise der Preformingvorrichtung beschrieben.

Der textile Faserzuschnitt wird manuell, oder automatisiert auf einem evakuierbaren Formtooling abgelegt (1). Über dem liegenden Zuschnitt (2) wird die Preformingvorrichtung platziert (3). Durch Evakuieren der Einhausung (4) verformt sich das Diaphragma elastisch und legt sich an die innere Steuerkontur mit integrierten Vakuumwirkflächen an. Die so entstandene Kavität lässt sich durch Absenken der Einhausung über den textilen Faserzuschnitt, sowie über die zu formende Kontur des Toolings fahren (5). Nachfolgend wird an den Vakuumwirkflächen ein Vakuum angelegt (6), wodurch das Diaphragma an die Vakuumwirkflächen angesaugt wird. Durch Wegnahme, oder Reduzierung des Vakuums am Vakuumstutzen (7) findet die Übergabe des Diaphragmas an die Vakuumwirkflächen statt. Mittels Belüftungsöffnung an der Einhausung (8) kann eine schnelle Druckanpassung realisiert werden.

Durch die sequentielle Schaltbarkeit der Vakuumwirkflächen über Absperrventile (9) wird das Diaphragma sequentiell freigegeben. Eine nachfolgende Evakuierung der Kavität zwischen der steuerbaren Preformingvorrichtung führt zu einem gezielten, sequentiellen Preforming des textilen Faserzuschnittes (10). Hierbei kann durch eine gezielte Anordnung der Vakuumwirkflächen und eine einzelne Steuerbarkeit der Vakuumwirkflächen die Drapierung des textilen Faserzuschnittes definiert gesteuert werden. Prozessschritt (11) zeigt die vollständige Wegnahme des Vakuums an den Vakuumwirkflächen, wodurch sich das Diaphragma vollständig an die Kontur des Toolings anlegt und den textilen Faserzuschnitt formt.

Ein nachfolgender Beheizungsschritt (12) unter Verwendung der Heizeinrichtung sorgt für eine Fixierung der Preform in der gewünschten Kontur. Nach erfolgtem Durchlaufen eines

Heizzyklus wird das Vakuum zwischen Tooling und Diaphragma aufgelöst. Ein erneutes Evakuieren der Einhausung legt das Diaphragma an die innere Steuerkontur an und die steuerbare Preformingeinrichtung kann abgenommen werden (13). Anschließend kann die Preform entnommen, bzw. weitere Faserzuschnittslagen darüber gepreformt werden.

Somit besteht die Möglichkeit bislang nur manuell, in Handarbeit darstellbare Verformungsmechanismen steuerbar und automatisiert abzubilden.

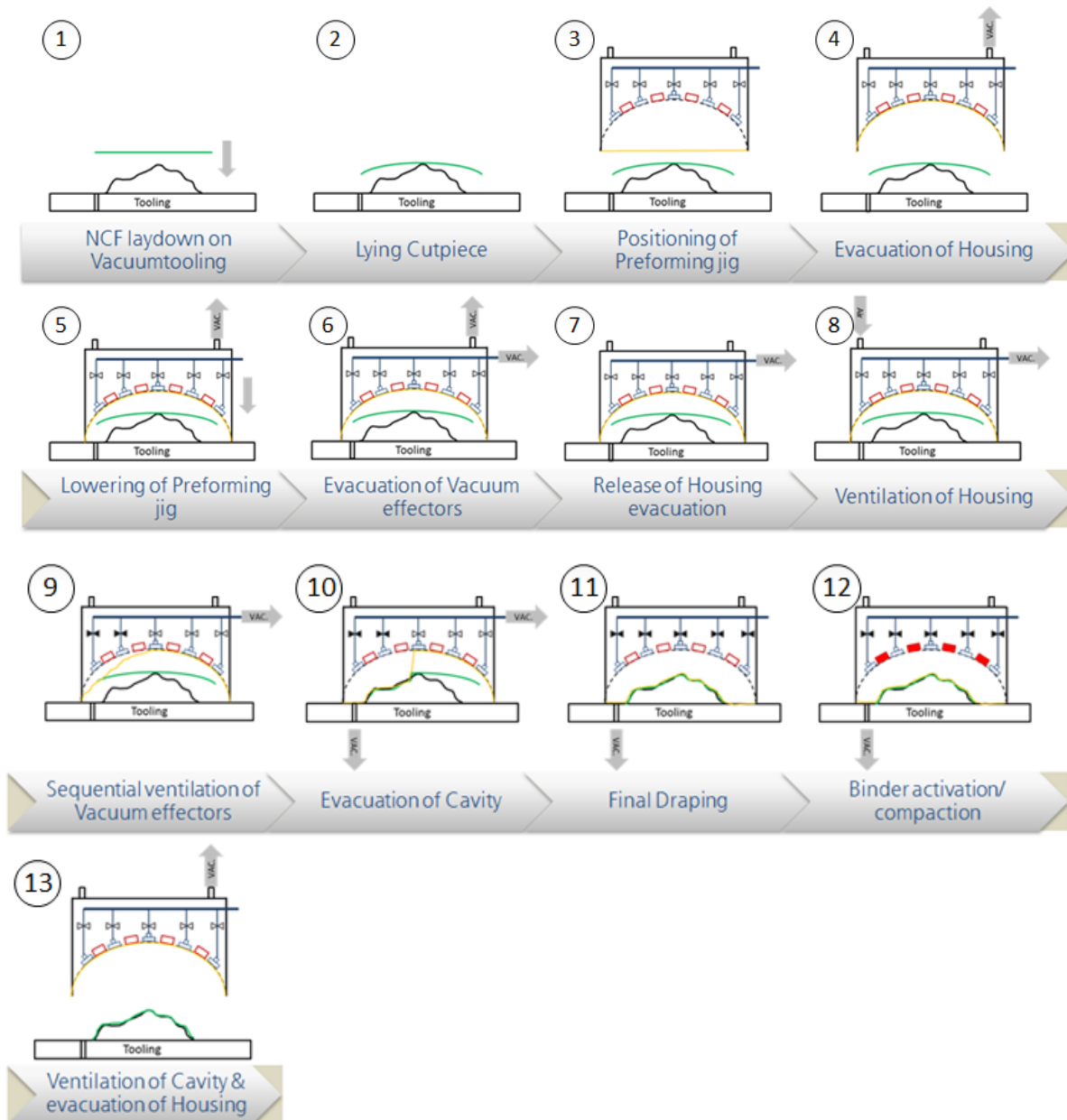


Abbildung 4-22: Verfahrensverlauf zur Drapierung und Kompaktierung mithilfe der Preformeinrichtung

4.1.2 Realisierung des Funktionsmusters und Versuchsdurchführungen

4.1.2.1 Konstruktion des Funktionsträgers

4.1.2.1.1 Greif- und Transport-Endeffektor

Das Konzept sah vor die Handling- und Transportprozessschritte in einem ebenen Materialzustand durchzuführen. Diese Herangehensweise erhöht die Zuverlässigkeit und verringert die Komplexität des Prozessschrittes. Es mussten daher keine Aktuatoren oder Sensoren verbaut werden, um eine Umformmechanik zu realisieren.

Es war vorgesehen diesem Endeffektor zwei Funktionen zu realisieren. Im ersten Schritt dient er zum Greifen und Transportieren des flächigen Fasermaterials. Danach wird die Orientierung gewechselt und die seitlich angebrachte Kompaktierhaube während des Absenkens der Auflagefläche auf das Preform gepresst. Dies dient dazu den oberen Bereich des Preforms zu kompaktieren und zu drapieren, aber auch um die Position des in der Ablage befindlichen Faserzuschnittes zu fixieren. (siehe Abbildung 4-23)

Der Greif- und Transport-Endeffektor wurde aus Aluminiumprofilen gefertigt. Dies erhöhte zum einen die konstruktive Flexibilität und war zum anderen kostengünstig umsetzbar. Zur Verbindung der Aluminiumprofile untereinander und zur Versteifung der Struktur wurden Bleche zugeschnitten und montiert.

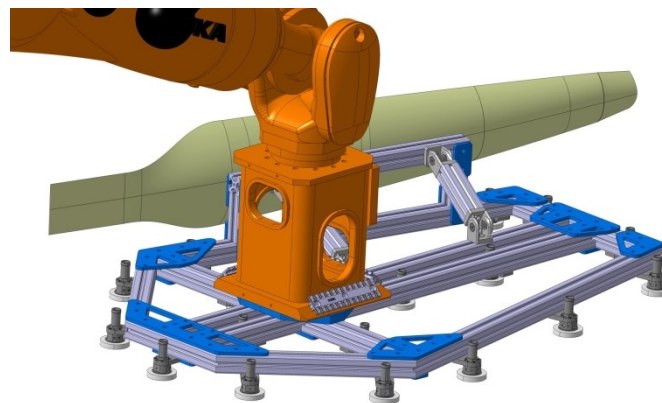


Abbildung 4-23: Greif- und Transport-Endeffektor

4.1.2.1.2 Ablagemechanik

Der Aufbau der Ablagemechanik besteht, vergleichbar wie beim Greif- und Transportendeffektor, aus einer Verbindung von Aluminiumprofilen und Verbindungsblechen. Er ist in Abbildung 4-24 dargestellt. Pro Seite sind zwei Linearführungssysteme vorgesehen. Eines mit dessen Hilfe die gesamte Mechanik auf beiden Seiten vom Tooling horizontal verfahren werden kann, damit die Ablageflächen nicht in räumlichen Konflikt mit der Kompaktiereinheit gerät. Die zweite Linearführung dient dazu die Abwärtsbewegung der Ablagefläche (schwarze Fläche) zu realisieren. Voraussetzung für eine auf beiden Seiten gleichförmige Ablage des

Zuschnittes ist die synchrone Bewegung beider Seiten. Hierfür wird ein Hubzylinder mit angeschlossenem Drosselsystem verwendet. Mithilfe der Drosseln wird die Bewegung manuell synchronisiert.

Die Ablagefläche wurde aus einem Kohlenstofffaser-Schaum-Sandwich gefertigt. Hierdurch wurde eine hohe Steifigkeit der Ablageflächen bei geringem Gewicht realisiert. Je Seite wurde ein Paar Ablageflächen vorgesehen, um den Faserzuschnitt zu klemmen und führen. Beim Herablassen gleiten die Fasern zwischen beiden Flächen hervor.

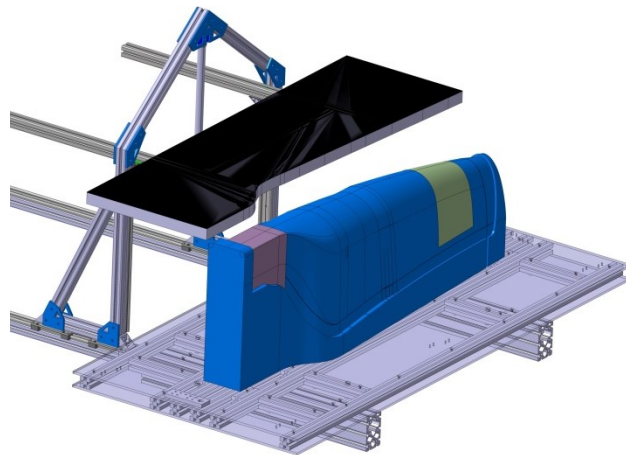


Abbildung 4-24: Ablagemechanik (halbseitige Darstellung)

4.1.2.1.3 Drapier- und Kompaktiereinheit

Die Drapier- und Kompaktiereinheit besteht im Wesentlichen aus drei Hauptelementen (siehe Abbildung 4-25). Zum einen das Diaphragma, welches mithilfe einer umlaufenden Klemmvorrichtung fixiert und gleichzeitig abgedichtet wird.

Die Steuerkontur wurde aus einem Kohlenstofffaser-Schaum-Sandwich gefertigt. Ihre Geometrie wurde so gewählt, dass der Abstand zwischen Tooling und Steuerkontur mindestens 30 mm beträgt. Die Entfernung zwischen Tooling und Steuerkontur ist aus funktionstechnischer Sicht sehr wichtig, da einerseits genug Platz für Preform und Diaphragma vorhanden sein muss. Andererseits darf die Entfernung nicht zu groß sein, um die Vorspannkräfte die auf das Diaphragma wirken möglichst gering zu halten. Die Steuerkontur wurde mit insgesamt 13 Vakuumkammern versehen. Diese Kammern dienen dazu das Diaphragma an die Steuerkontur vorzuspannen und es daraufhin sequentiell lösen zu lassen.

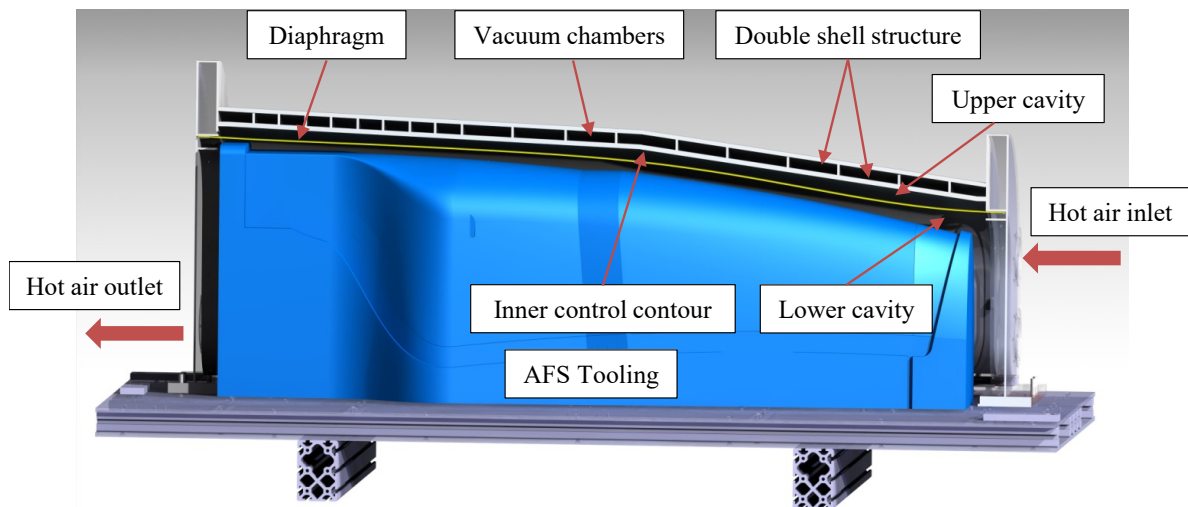


Abbildung 4-25: Drapier- und Kompaktiereinheit

Das dritte Hauptelement ist das Heißluftsystem, mit dessen Hilfe die Aktivierung des Binders durchgeführt werden sollte. Zum Einsatz kam ein Leister Hotwind System mit einer Leistung von 3,7 KW und ein Regelsystem, mit dem die Parameter Temperatur und Volumenstrom variiert werden konnten. In Abbildung 4-26 ist das Heißluftsystem dargestellt.



Abbildung 4-26: Heißluftsystem der Firma Leister

4.1.2.2 Aufbau der Versuchsträgers

Im zweiten Halbjahr 2017 wurde am ZLP Augsburg der Funktionsträger zum automatisierten Preforming des AFS fertiggestellt und zum Einsatz gebracht. Der Funktionsträger besteht aus den drei folgenden Einzelkomponenten:

- Der Transportgreifer (Abbildung 4-27): Die Aufgabe dieses Greifersystems ist es, den Faserzuschnitt vom Aufnahmetisch oder ggf. direkt vom Cutter aufzunehmen und ihn auf die Ablagefläche zu positionieren. Das Konzept sieht vor, die Komplexität dieses Prozessschrittes möglichst gering zu halten. Aus diesem Grund weist das Greifsystem keine beweglichen Freiheitsgrade auf. Auf diese Weise kann eine hohe Einsatzbereitschaft und eine geringe Ausfallwahrscheinlichkeit gewährleistet werden. Als Saugereinheiten wurden die auf textiles Handling spezialisierten Coanda-Sauger der Firma Schmalz verwendet. Sie werden mit Druckluft betrieben und stellen daher keine hohen Ansprüche an die Infrastruktur und Betriebskosten. Der Transportgreifer wird im automatisierten Prozess, mithilfe eines Industrieroboters gehandhabt. Für die Versuchsdurchführungen wird er manuell verwendet.



Abbildung 4-27: Transportgreifer mit Zuschnitt

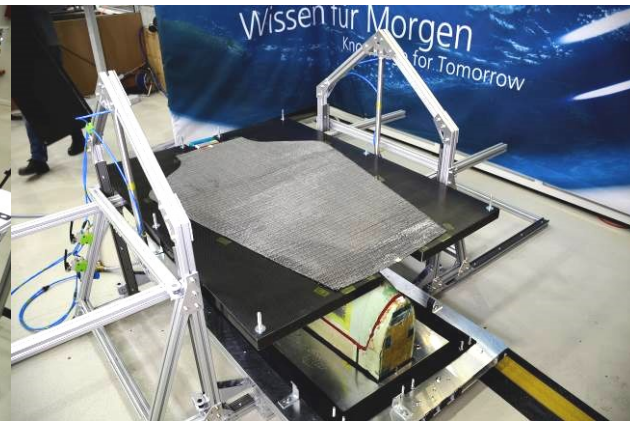


Abbildung 4-28: Absenkbare Ablagefläche

- Die Ablageflächen (Abbildung 4-28): In der Konzeptionsphase haben Vorversuche gezeigt, dass eine flächige Ausgangssituation des Zuschnittes große Vorteile mit sich bringt, da auf diese Weise die Komplexität des Gesamtprozesses reduziert werden kann. Aus diesem Grund wurde mittels zweier Sandwichstrukturen eine flache Ebene geschaffen, die im Grundzustand mittig eine Aussparung in Form des Toolingprofils aufweist. Die Positionierung der beiden Flächen ist so gewählt, dass die Auflagefläche bündig mit dem erhöhten Toolingbereich abschließt. Dadurch erlangt das Fasermaterial Kontakt mit dem Tooling, ohne die flächige Ausgangssituation verlassen zu müssen.

Ziel des Prozessschrittes ist es, den Zuschnitt auf dem Tooling abzulegen und dabei möglichst nahe am Tooling entlang zu führen. Dadurch soll dem Material eine konturnahe Form aufgeprägt werden. Hierfür werden zwei weitere Sandwichplatten auf die Ablageflächen aufgelegt. Mehrere Abstandsscheiben erzeugen einen definierten Spalt zwischen

Ablagefläche und Auflagefläche, der eine definierte Klemmung realisiert. Beim Absenken der Flächen wird das Fasermaterial aus dem Klemmbereich gezogen.

Beim Herausziehen des Fasermaterials kann es zu inhomogenen Reibeffekten auf beiden Klemmseiten kommen, was eine unsymmetrische Ablage zur Folge hätte. Aus diesem Grund wurde die glasfaserverstärkte Haube, während des Absenkvorgangs auf das Preform gedrückt. Zum einen soll diese verhindern, dass das Fasermaterial unsymmetrisch aus der Klemmung gefördert wird. Zum andern wird mithilfe der Haube das Preform im oberen Bereich kompaktiert, was dem folgenden Drapierprozess zugutekommt. In Abbildung 4-29 wird der Einsatz der Druckhaube dargestellt. Es handelt sich dabei um eine Rollbewegung, wobei sich die Kompaktierung vom hinteren zum vorderen Toolingbereich ausbreitet.

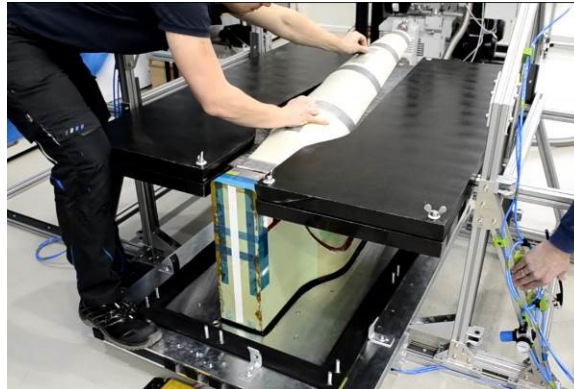


Abbildung 4-29: Fixierung des Zuschnittes und Drapierung des oberen Bereichs

- Die Drapier- und Kompaktierhaube (Abbildung 4-31): Ergebnisse aus den Vorversuchen und der manuellen Fertigung des AFS haben gezeigt, dass im Preformprozess zwingendermaßen Vorkompaktierungsschritte mit Binderaktivierung durchgeführt werden müssen, um eine gute Preformqualität zu erzielen. Wird dieser Zwischenschritt ausgelassen, ist die Herstellung einer faltenfreien Preform nicht möglich. Aus diesem Grund wurde entschieden, den Drapierprozess mit einem Kompaktierprozess simultan zu gestalten.

In Abbildung 4-30 ist die Herstellung der Haube in unterschiedlichen Stadien dargestellt. Die Innenkontur der Haube besteht aus einer kohlenstofffaserverstärkten Sandwichstruktur. Diese Bauweise besitzt eine besonders hohe Steifigkeit, was aufgrund der Vakuumkräfte nötig ist. Auf der Oberfläche dieser Struktur wurden Stege luftdicht befestigt. Sie schließen insgesamt 17 Vakuumkammern gegeneinander ab. Mithilfe dieser Kammern soll der Drapierprozess gesteuert werden, indem das Absenken der Membran durch unterschiedliche Druckverhältnisse in den Kammern beeinflusst wird.



Abbildung 4-30: Aufbau der Drapier- und Kompaktierhaube

Abbildung 4-31 stellt den abgeschlossenen Aufbau dar. Auf jeder der Vakuumkammern wurde ein Flanschanschluss für eine mögliche Drucksensorintegration montiert. Hierdurch konnten die Druckverhältnisse in den einzelnen Kammern überwacht werden. Die Haube wurde aus Ergonomiegründen mithilfe eines Hallenkrans in Position gebracht.

Versuche haben gezeigt, dass Funktionen wie das Vorspannen der Membran realisiert werden können.

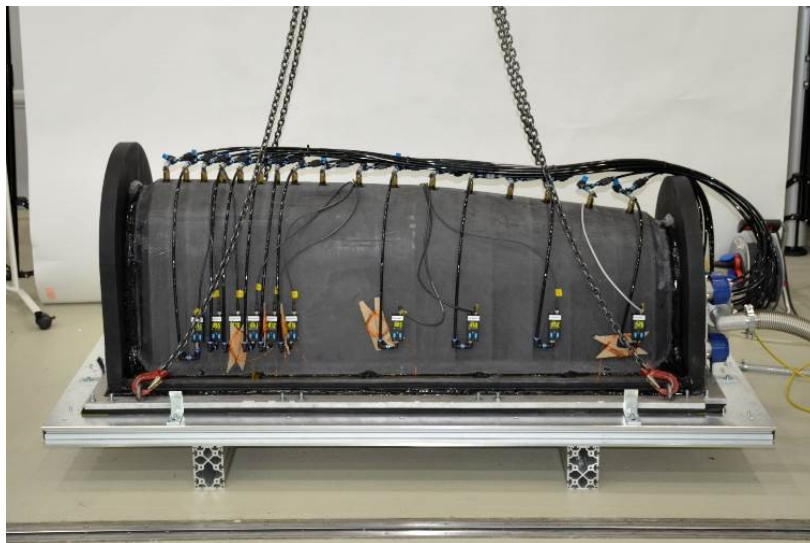


Abbildung 4-31: Drapier- und Kompaktierhaube im Einsatz

4.1.2.3 Versuchsdurchführungen

4.1.2.3.1 Messung der Druckverteilung während des Drapierprozesses

Während des Drapier- und Kompaktierprozesses besteht keine Möglichkeit das Verhalten der Membran innerhalb der Haube optisch zu überwachen. Die Fragestellung beläuft sich darauf, wo und mit welcher Intensität die Membran Druck auf die Preform ausübt. Zur Generierung solcher Daten wird ein Sensor benötigt, der in der Lage ist, die Druckverteilung auf dem Tooling zu messen. Die Firma XSENSOR war so freundlich, eine ihrer drucksensitiven Matten samt Hardware für die Auswertung zur Verfügung zu stellen. Diese biegeschlaffe Matte detektiert Druckverhältnisse auf Basis einer kapazitiven Methode. Sie wird ursprünglich im Gesundheitswesen oder bei der Entwicklung von Automobilsitzen eingesetzt. Da für die Validierung auf ein konventionelles Produkt und nicht auf eine maßgeschneiderte Sensormatte zurückgegriffen wurde, liefert die drucksensitive Matte keine quantitativen, sondern lediglich qualitative Ergebnisse. Diese reichen jedoch aus, um eine Aussage über die Qualität des Drapier- und Kompaktierprozesses treffen zu können. In Abbildung 4-32 ist der Versuchsaufbau mit drucksensitiver Matte dargestellt. Da das Material kaum drapierbar und für das AFS-Tooling zu lang ist, sind die Enden gefaltet und am Tooling befestigt.



Abbildung 4-32: Versuchsaufbau mit drucksensitiver Matte von XSENSOR

Die Versuche zur Druckverteilung wurden in drei Stufen durchgeführt. In der ersten Stufe wurde das Vakuum, welches die Membran an der Steuerkontur der Haube vorspannt, verringert. Das führt dazu, dass die Haube aufgrund der eigenen Vorspannung einen leichten Druck auf die Preform ausübt. Wie im oberen Teil der Abbildung 4-33 zu erkennen ist, befindet sich die Druckverteilung in diesem Fall hauptsächlich im höchstgelegenen Schulterbereich. Dadurch wird die Preform fixiert und kann während des nachfolgenden Drapierprozesses nicht mehr verschoben werden.

In der zweiten Stufe wurde der Bereich unterhalb der Membran bis zu einem leichten Unterdruck evakuiert. Im mittleren Bild der Abbildung 4-33 ist zu erkennen, dass der Druck über

die gesamte Preform zugenommen hat. Diese Daten stellen dar, dass die Membran Kontakt mit der gesamten Preformfläche aufnimmt und Druck auf diese ausübt.

Abbildung 4-33 (unten) stellt die Druckverteilung mit dem maximal erreichbaren Unterdruck dar. Hier wird eine nahezu homogene Druckverteilung erzielt.

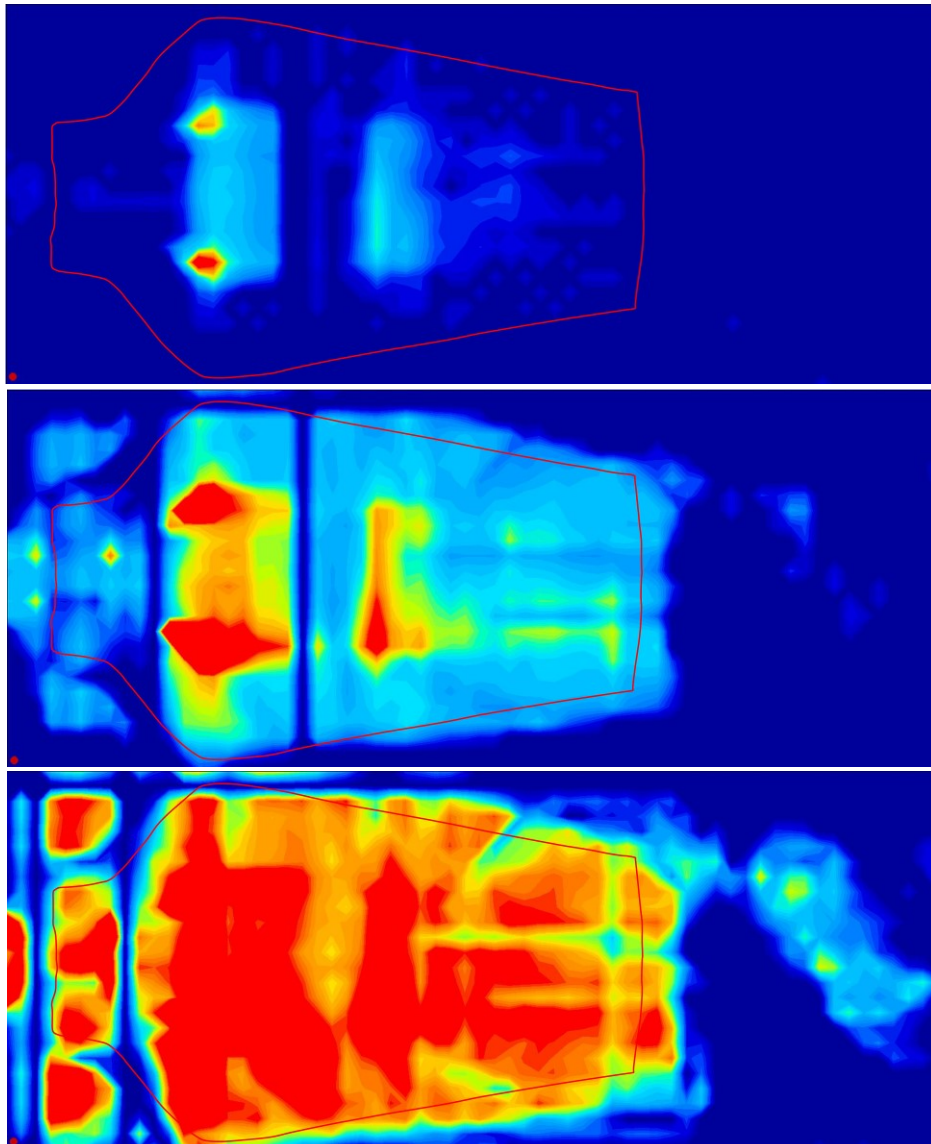


Abbildung 4-33: Druckverteilung auf das Preform in drei Stufen

In den drei Bildern von Abbildung 4-33 sind vertikale, blaue Linien zu erkennen, die während der Messungen sporadisch auftraten. XSENSOR hat für die nicht anwendungskonformen Versuche eine leicht defekte, drucksensitive Matte zur Verfügung gestellt, um den etwaigen Schaden bei einer Beschädigung so gering wie möglich zu halten. Man kann jedoch davon

ausgehen, dass die Druckverteilung stetig verläuft und die Fehlmessungen daher herausgerechnet werden können.

4.1.2.3.2 Vermessung der Zuschnittgeometrien

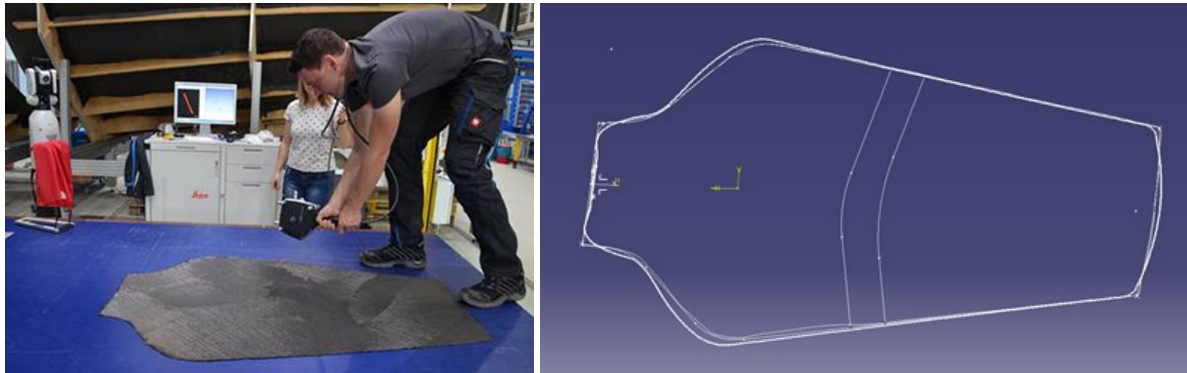


Abbildung 4-34: Digitalisierung der manuell ermittelten Zuschnittgeometrie

Eine große Herausforderung war die Generierung der korrekten, digitalen Zuschnittgeometrie. Dies war nötig da im Projekt kein Plybook zur Verfügung gestellt wurde. Es lag uns jedoch ein Schema vor, das beschreibt wie die gewünschte Zuschnittgeometrie mithilfe manuellen Zuschneidens hergestellt werden kann. Hierfür wurde ein übergroßer Zuschnitt auf das Tooling aufgelegt und entlang der Toolingkanten konfektioniert. Zur Digitalisierung des Zuschnitts wurde dieser auf einem Tisch abgelegt und die Zuschnittkante mithilfe eines Laserlichtschnittsensors digital aufgezeichnet. Dieses Verfahren wurde für alle drei Materialien (0/90; +45/-45; -45/+45) durchgeführt. In Abbildung 4-34 ist die Vermessung der Randkurve und das Ergebnis in der CAD-Umgebung dargestellt. Die Daten wurden verwendet um Zuschnitte wiederholgenau mithilfe eines Cuttersystems zuschneiden zu können.

4.1.2.3.3 Vollständige Versuchsdurchführung mithilfe des Funktionsmusters

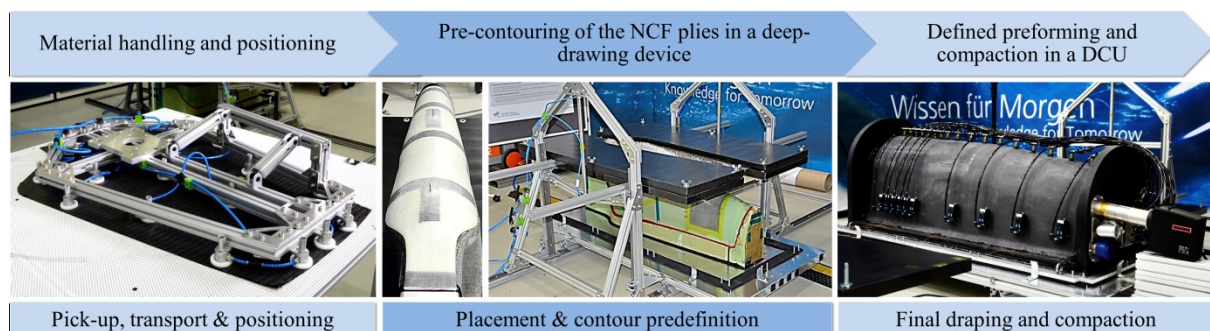


Abbildung 4-35: Funktionsdemonstrator mit Darstellung des Prozessverlaufes

Der durchgeführte Versuchsablauf entspricht dem erarbeiteten Prozessablauf (siehe Abbildung 4-35). Im ersten Schritt wird der Zuschnitt im ebenen Zustand von einem Tisch, mithilfe des Transportgreifers, aufgenommen und zum Tooling transportiert. Zwei Ablageflächen bilden

dort, zusammen mit dem Tooling, eine Fläche, auf die der Zuschnitt abgelegt wird. Aus einer Sandwichstruktur gefertigte Aufnahme­flächen bieten die Möglichkeit den Zuschnitt eben oberhalb des AFS Toolings abzulegen. Nach erfolgter Positionierung des entsprechenden Zuschnittes wird ein weiteres Paar der Aufnahme­flächen auf die Oberseite des Zuschnittes aufgebracht. Beim Absenken dieser wird das Material auf dem Tooling abgelegt und gleichzeitig durch die Führung zwischen den Aufnahme­flächen an der Toolingoberfläche vordrapiert. Dieser Prozessschritt ähnelt einem Tiefziehprozess, wobei das Material über einen Stempel gezogen wird und somit eine Geometrie aufgeprägt bekommt. Bei dem beschriebenen Verfahren wirken entgegen einem echten Tiefziehprozess lediglich geringe Kräfte auf den Zuschnitt ein, welche als eine Schubverzerrung auf das biegeschla­ffe Textil einwirken und den Zuschnitt vorformen. Hierbei wird das Hauptaugenmerk auf die Materialführung entlang der Toolingoberfläche gelegt. Unterstützt wird dieser Prozessschritt mithilfe einer aus glasfaserverstärkten Kunststoff gefertigten Druckhaube. Die Druckhaube wird während des Tiefziehprozesses auf den oberen Bereich (Scheitellinie) des Zuschnittes gepresst und verhindert einerseits ein laterales Verschieben des Zuschnittes auf dem Tooling und sorgt andererseits für eine Vorkompaktierung des Zuschnittes im Scheitelbereich. Im letzten Schritt wird eine vom ZLP entwickelte und gefertigte Kompaktierhaube über das Tooling samt Zuschnitt gestülpt. Im Inneren dieser Haube befindet sich ein vorgespanntes Diaphragma welches während der Entspannungsphase sequentiell Druck auf die Toolingoberfläche aufbringt, somit die Preform kompaktiert und die oberste Lage drapiert. Im finalen Prozessschritt wird die drapierte Lage mithilfe eines Heizlüfters erhitzt und der im Material eingebrachte Binder aktiviert. Somit wird unter dem Druck des Diaphragmas und der vorliegenden Temperatureinwirkung der Zuschnitt an der Toolingoberfläche oder dem bereits abgelegten Material fixiert.

Während der Vorversuche hat sich gezeigt, dass sich die Herausforderungen im Drapierprozess, aufgrund der Scher­steifigkeit der verwendet Faserhalbzeuge, unterscheiden. Daher wurden die Versuchsergebnisse gemäß der verwendeten Faserhalbzeuge unterteilt. Nach erfolgter Absprache mit dem Verbundführer Airbus wurden folgende Halbzeuge verwendet:

- Saertex ABS5657 – 0°/90° NCF
- Saertex ABS5660AB – +45° NCF
- Saertex ABS5660AA – -45° NCF

Aufgrund vergleichbarer Verformungsmechanismen bei der Drapierung der Halbzeuge ABS5660AA und ABS5660AB wurde die Versuchsreihe zur Ressourcenschonung auf einen Materialtyp (ABS5660AB) beschränkt. Um den Einfluss eines Bindervlieses bei der Verformung der Kohlefaserhalbzeuge zu validieren, wurde bei einem Teil der Versuchsreihen ein dünnes Bindervlies (Spunfab Copolyamide PA-1541A) verwendet und auf eine Seite der Zuschnitte mithilfe eines Bügeleisens aufgebracht.

In einem nachfolgenden Versuch wurden die Halbzeuge ABS5657 und ABS5660AB mithilfe des Bindervlieses im ebenen Zustand miteinander entlang der Scheitellinie verbunden. Somit sollte die Möglichkeit erhalten bleiben, den Zuschnitt in den Krümmungsbereichen gezielt verscheren zu können und somit eine faltenfreie Drapierung zu realisieren. Die Verbindung

der Einzellagen wurde durch thermische Aktivierung ebenfalls mithilfe eines Bügeleisens hergestellt.

4.1.2.3.4 Versuchsergebnisse

Bei den Versuchen wurde insbesondere darauf geachtet, wie sich das Material während der einzelnen Versuchsschritte verhält. Von besonderem Interesse waren dabei mögliche Faltenbildungen, unerwünschte Verscherungen des NCF oder ein asymmetrisches Verformen des Zuschnittes während des Tiefziehprozesses. Vorversuche haben gezeigt, dass die für die Drapierung kritischen Bereiche insbesondere in der doppelt gekrümmten hinteren Toolinghälfte liegen. Hier ist eine Faltenbildung aufgrund hoher Verscherungen besonders wahrscheinlich.

Saertex ABS5657 – 0°/90° NCF

Die ersten Versuche wurden mit Saertex ABS5657 0°/90° NCF durchgeführt. Dieses Material hat sich schon in den Vorversuchen als sehr leicht drapierbar erweisen. Um eine Faltenfreie Drapierung durch gezielte Verscherung des Materials zu realisieren, ist es erforderlich das Halbzeug bestenfalls unter 45° zur Faserorientierung zu verstrecken. Im vorliegenden Versuch war exakt dieser Zustand ausschlaggebend für eine faltenfreie Drapierung durch Materialverscherung. Die positive Drapierbarkeit konnte ebenfalls unter Verwendung des Automatisierungsdemonstrators beobachtet werden. Das Fasermaterial ließ sich zuverlässig und wiederholbar an die Toolinggeometrie formen (siehe Abbildung 4-36). Insbesondere im hinteren, stark doppelt gekrümmten Bereich kam es zu keiner Faltenbildung. Dieses Ergebnis konnte bei den Halbzeugvarianten mit und ohne Bindervlies beobachtet werden.

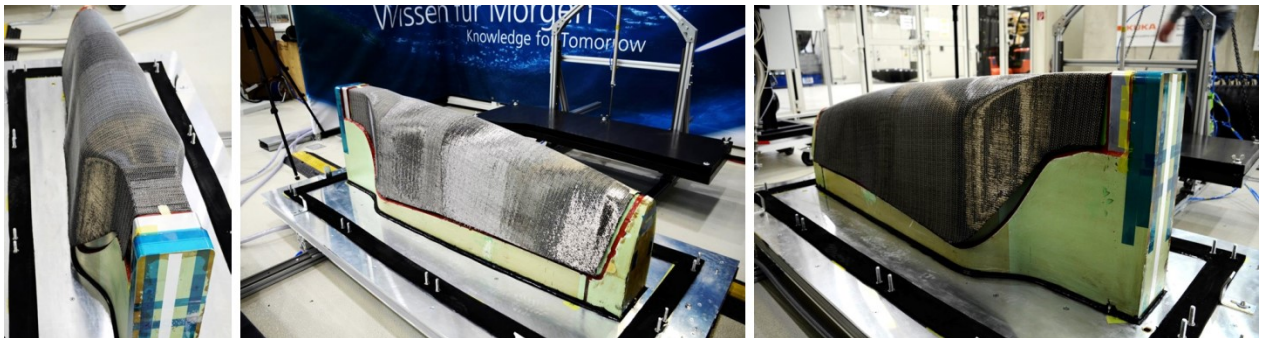


Abbildung 4-36: Ergebnis der Drapierversuche mit Saertex ABS5657 – 0°/90° NCF

Saertex ABS5660AB – +/-45°

Die Halbzeuge Saertex ABS5660AA und ABS5660AB haben sich schon in den Vorversuchen als schwieriger drapierbar erwiesen, da hier die Rovings in bzw. orthogonal zur Drapierrichtung orientiert sind. Da eine Verscherung der Faserhalbzeuge nur durch eine anliegende Kraft, in abweichender Orientierung vom Faserverlauf möglich ist, zeigten sich insbesondere bei der Vordrapierung durch die Aufnahmeflächen Unterschiede im erzielten Drapierergebnis. Somit konnte gezeigt werden, dass eine unzureichende Verscherung bei der Zuschnittsvordefinition durch die Aufnahmeflächen zu Falten im fertig drapierten Zuschnitt

fürten. Dem entgegen konnte eine hinreichende Vordrapierung des Zuschnittes eine Faltenbildung ausschließen. Die Ergebnisse im automatisierten Preformprozess stellten sich daher als sehr positiv dar. Unterschiede bei den Drapierergebnissen konnten durch die Verwendung eines Copolyamide Bindervlies gezeigt werden. Das applizierte Vlies erhöht die Eigensteifigkeit der Zuschnitte und behindert ein Abgleiten oder Verscheren der Fasern. Konnte bei der Vordrapierung durch die Aufnahmeflächen die Verbindung zwischen Copolyamide und NCF aufgebrochen und eine Verscherung induziert werden, führte dies zu hinreichenden Drapierergebnissen. Hierfür war ein zum Trockentextil vergleichsweise erhöhter Klemmbedarf zwischen den Ablageflächen erforderlich. Werden die Verbindungen bei der Vordrapierung nicht aufgebrochen, werden Falten induziert, da das Diaphragma beim Anpressen an die Preform nicht in der Lage ist genügend Material aus diesem Bereich weg zu transportieren. So kommt es zu einer Materialanhäufung, die letzten Endes zur Faltenbildung führt. In Abbildung 4-37 sind exemplarische Bilder der Versuchsergebnisse dargestellt. Zu erkennen ist, dass das Fasermaterial formgetreu an der Toolingoberfläche anliegt. Jedoch hat sich auf einer Seite eine längliche Auffaltung gebildet, was einer unzureichenden Vordrapierung geschuldet war.

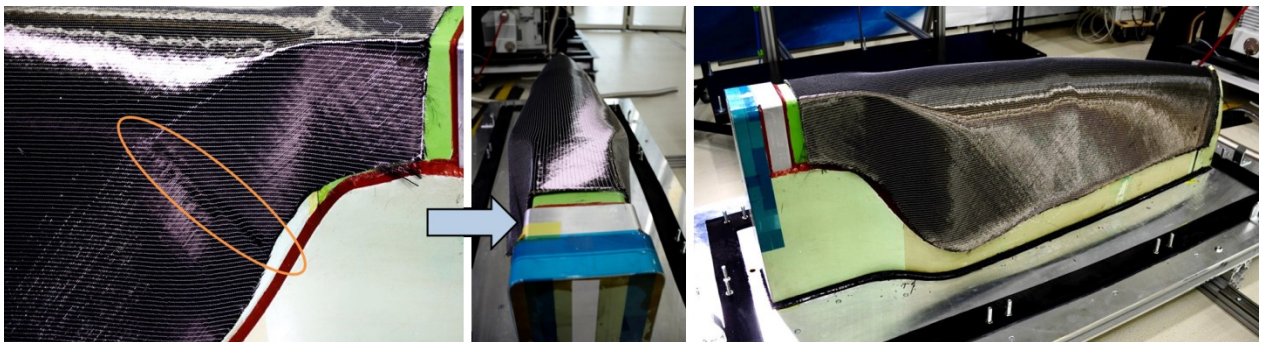


Abbildung 4-37: Drapierversuche mit Saertex ABS5660AB – +/-45° NCF

Es hat sich gezeigt, dass die Faltenbildung zu verhindern ist, wenn eine hinreichende Vordrapierung durch die Absenkflächen vorliegt. Da sich das Material, bedingt durch die Eigensteifigkeit im doppelt gekrümmten Bereich aufstellen will, hat es sich als sinnvoll erwiesen das Material in diesem Bereich nach dem Tiefziehprozess leicht in Richtung Toolingoberfläche anzudrücken. Die Fasern werden dadurch so stark verschoben, dass für den nachfolgenden Drapier- und Kompaktierprozess eine günstigere Ausgangssituation herrscht und weniger Material aus diesem Bereich weg transportiert werden muss. Dieses manuelle Andrücken könnte konstruktiv mithilfe zweier aktiver Druckstempeln realisiert werden.

ABS 5657 + ABS 5660AB

Ein weiterer Versuch bestand darin neben der Drapierung von einzelnen Lagen auch zwei Lagen aneinander zu binden und diese in einem Prozessschritt zu preformen. Realisiert wurde dies mithilfe von Bindervlies zwischen den Lagen, welches entlang der Scheitellinie aktiviert war und die Lagen somit stoffschlüssig miteinander verband. Die Versuchsergebnisse sind vergleichbar mit denen des +/-45° NCFs ohne Binder. Die Verschersteifigkeit ist zwar

aufgrund der Reibeffekte zwischen beiden Lagen erhöht, dennoch lässt sich die Toolinggeometrie zuverlässig den Faserhalbzeugen aufprägen, ohne dass Faltenwurf auftritt. Möglich macht dies die Beschränkung des mit Bindervlies fixierten Bereiches entlang der Scheitellinie. Dadurch sind die beiden Faserhalbzeuge im seitlichen Bereich in der Lage relative Verscherbewegungen durchzuführen und sich damit der Geometrie anzupassen. Das Ergebnis ist in Abbildung 4-38 abgebildet.

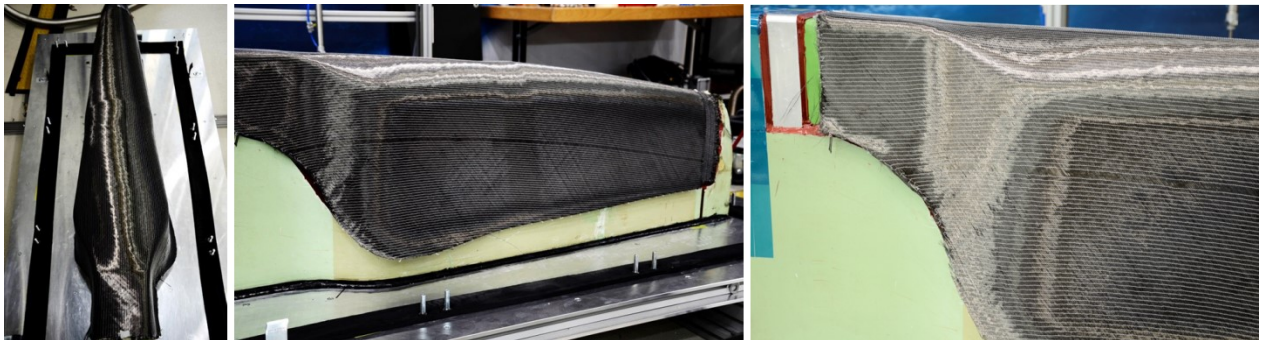


Abbildung 4-38: Ergebnis der Drapierversuche mit ABS_5657 + ABS_5660AB

In diesem Versuch musste festgestellt werden, dass der Materialtransport mit dem Transportgreifer nicht durchgeführt werden kann. Der Grund hierfür sind die verbauten Coanda-Sauger. Die Greiffunktion dieser Saugereinheiten basiert auf einem konstant, hohen Volumenstrom. Aufgrund der des hohen Luftwiderstands beider Faserlagen kann der erforderliche Volumenstrom nicht aufrechterhalten werden. Aus diesem Grund löste sich das Material vom Greifer ab. Das bedeutet, dass bei Preformprozessen mit mehrlagigen Zuschnitten alternative Greifsysteme, wie z.B. Nadelgreifer, verwendet werden müssen.

4.1.2.3.5 Abweichungen vom geplanten Versuchsdurchlauf

Die Versuche wurden wie geplant durchgeführt. Es mussten jedoch zwei Einschränkungen gemacht werden:

- Es wurde darauf verzichtet die Versuche mithilfe einer Roboteranlage durchzuführen. Dabei hat sich eine Versuchsumgebung außerhalb der geschlossenen Roboterzelle aufgrund der Zugänglichkeit als sinnvoll erwiesen. Das Funktionsprinzip des Funktionsdemonstrators, sowie die Vorgänge bei der Drapierung konnten somit nah am Bauteil untersucht werden. Modifikationen am Versuchsträger konnten somit einfach durchgeführt werden. Ein weiterer Grund ist, dass die Integration des Funktionsträgers in die Anlage und die Programmierung des Roboters erhebliche Zeit- und Personalressourcen in Anspruch genommen, dabei aber einen zu geringen Erkenntniswert generiert hätte. Die Versuche wurden stattdessen so durchgeführt, dass der Transportgreifer manuell aktiviert und zum Tooling gehoben wurde. Mittels Marker auf den Ablageflächen konnte eine ausreichend gute Wiederholgenauigkeit erzielt werden.
- Die Aktivierung des Binders konnte in den Versuchen nicht abgebildet werden. Die Ursache hierfür lag einerseits an der zu geringen Leistung der Heizeinheit aber auch

an der hohen Temperaturleitfähigkeit des UREOL-Toolings und der Grundplatte aus Aluminium. Die eingebrachte Temperatur wurde daher zu schnell nach außen abgeleitet, dass der Binder der obersten Lage, nicht auf die erforderliche Temperatur gebracht werden konnte. Notwendig wären größere Investitionen in ein leistungsstärkeres Heizsystem bzw. ein eigenbeheiztes Tooling, was in diesem Projekt aufgrund begrenzter Sachmittel nicht möglich war.

4.2 AP2300

4.2.1 AP 2310 Entwicklung Fertigungskonzept

4.2.1.1 Erstellung Lastenheft und Ableiten Pflichtenheft

Um im Rahmen der bauteilangepassten Produktion mess- und vergleichbare Ergebnisse zu generieren, sind die Anforderungen bezüglich der zu fertigenden Probekörper in Form von Toleranzen innerhalb eines Lasten- und Pflichtenheftes in enger Abstimmung mit Airbus verbindlich vereinbart worden. Teile des Lastenheftes sind die klare Begriffsdefinition für das innerhalb des AP2300 verwendete Vokabular, eine Beschreibung der Zielsetzung, des Produkteinsatzes und der Produktfunktion sowie die Identifikation aller auf die Qualität der zu fertigenden Probekörper wirkenden Einflüsse wie z.B. geometrische Abweichungen, zu verwendendes Material oder Prozesskennwerte.

Nach Sichtung der von Airbus zur Verfügung gestellten Geometriedaten der Holmpreform mit integrierter Lasteinleitungsfinne (siehe Abbildung 4-39, vereinfacht) durch das DLR und Unterteilung in Einzelbaugruppen (siehe Abbildung 4-40) ist die Identifikation von bauteilspezifischen Geometriemerkmalen erfolgt. Die Definition von Toleranzanforderungen bezüglich der zu fertigenden Probekörper basiert auf diesen Charakteristika und ist in Tabelle 4-1 verkürzt gelistet. Eine Darstellung der betreffenden Maße und ihrer Lage am Bauteil findet sich skizzenhaft in Abbildung 4-41.

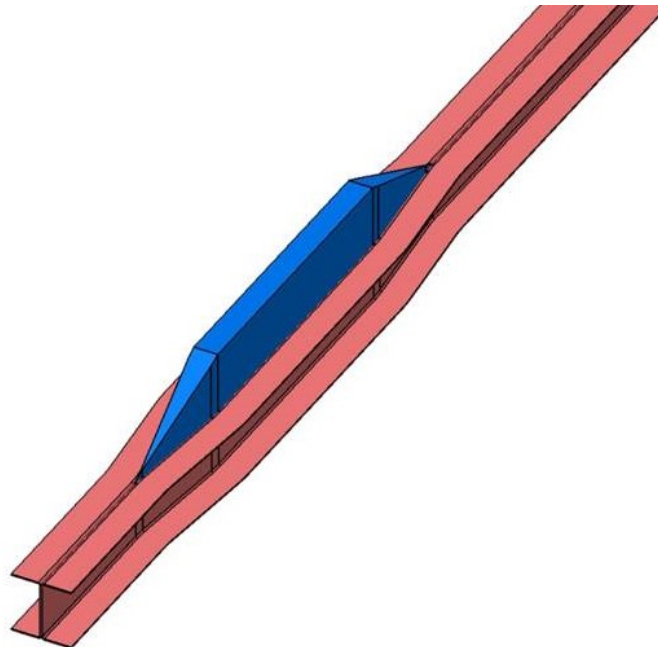


Abbildung 4-39: Vereinfachte Darstellung der Holmpreform mit integrierter Lasteinleitungsfinne (blau), und Holmlagen (orange)

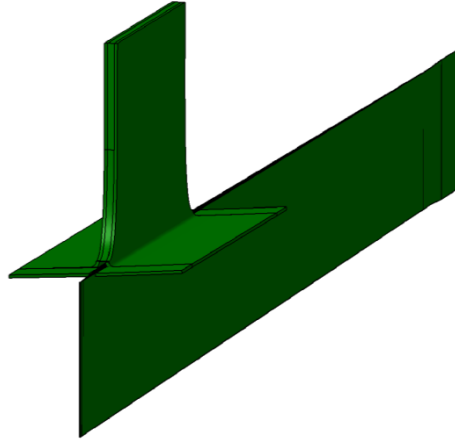


Abbildung 4-40: Detailansicht der Finne

Tabelle 4-1: Verkürzte Übersicht der definierten Qualitätsanforderungen

Name	Beschreibung	Betroffene Maße	Wert
ANF_01	Winkelmaße (Profilquerschnitt)	W1, W2, W3, W4	+/- 10°
ANF_01	Winkelmaße (Längsachse)	W5	+/- 3°/m
ANF_02	Längenmaße (Profilquerschnitt)	L1, L2, L3, L4, L5, L6	+/- 2 mm
ANF_02	Längenmaße (Längsachse)	L7	+/- 2 mm/m
ANF_03	Radien	R1, R2, R3, R4	+/- 1 mm
ANF_04	Lagenposition		+/- 3 mm
ANF_05	Lagenaufbau/Material		* verbal
ANF_06	Finnenposition		+/- 3 mm
ANF_06	Finnenwinkel		+/- 1°
ANF_07	Materialschädigung		* verbal
ANF_08	Preformstabilität		* verbal
ANF_09	Prozessgeschwindigkeit		300 mm/min

* verbal: Festlegungen, die nicht durch einen numerischen Wert erfasst sind, sondern in Form einer textlichen Beschreibung erfolgt sind

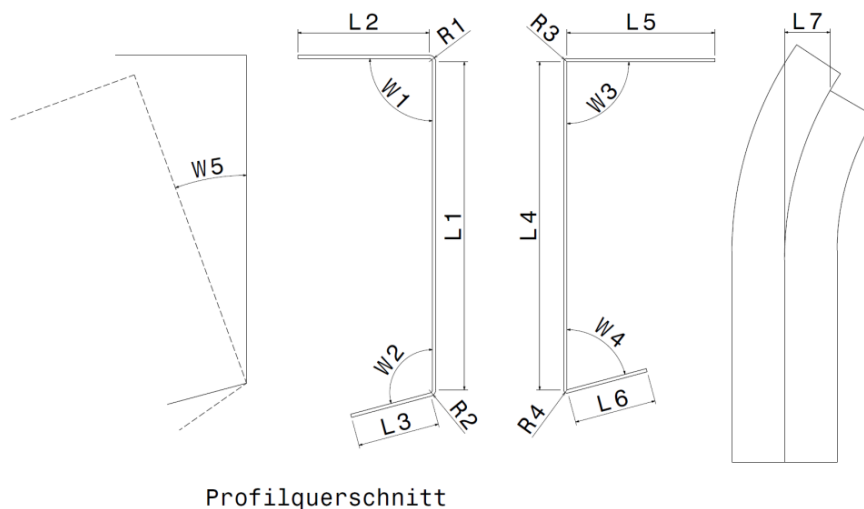


Abbildung 4-41: Skizzierte Lage der tolerierten Maße am Bauteil

Die in Abstimmung mit Airbus entwickelten Qualitätsanforderungen garantieren eine problemlose Verwendbarkeit der entstehenden Preform in nachgeschalteten Produktionsschritten, welche nicht Bestandteil der Untersuchungen innerhalb des Projektes sind. Durch das Pflichtenheft wird gewährleistet, dass die gemachten Untersuchungen und Ergebnisse hinsichtlich einer kontinuierlichen Preformfertigung sowie die daraus entstehenden Probekörper reibungslos in Folgeprozesse (RTM, Montage) integriert werden können.

4.2.1.2 Entwicklung Fertigungskonzept Holmpreform mit Finne

Für die Fertigung der Holmpreform wird die am DLR-FA entstandene COPRO-Technologie weiterentwickelt und um eine kontinuierliche Finnenintegration erweitert. Dabei kommt eine materialschonende Verarbeitung der Faserhalbzeuge durch Rollumformung zum Einsatz. Durch separate Lagerung und Ansteuerung der einzelnen Rollenpaare kann mittels Geschwindigkeitsdifferenzmethode einer Bildung von Falten und Verwerfungen im Material aktiv entgegen gewirkt werden.

Die Fertigung der in Abbildung 4-39 dargestellten Geometrie innerhalb eines kontinuierlichen Preformprozesses ist aufgrund der gekrümmten Oberflächen der Stegbereiche und die Integration der Lasteinleitungsfinne anspruchsvoll und komplex. Der Gesamtprozess wird deshalb aufgebrochen und untergliedert. Dies ermöglicht die Entwicklung von Teilkonzepten für einzelne, voneinander getrennte Aufgaben. Diese sind bisher die Formgebung (Schaffung der Geometrie aus dem ursprünglich ebenen Halbzeug), das Handling (Handhabung der Preform nach der Formgebung und Transfer in folgende Prozesse) sowie Untersuchungen zu möglichen Verschnitt-Variationen mit dem Ziel von Materialeinsparungen.

Die Formgebung ist in Abwandlung der COPRO-Technologie basierend auf einer Rollumformung zu realisieren. Bedingt durch den erforderlichen Lagenaufbau entsteht die Notwendigkeit, mehrere Materiallagen unterschiedlicher Orientierung in die gewünschte Geometrie zu formen. Dafür mögliche Teilkonzepte sind in Abbildung 4-42 skizziert. Die Umformung einzelner Halbzeuge (Abbildung 4-42, links) und ein anschließendes Stacking zum benötig-

ten Lagenaufbau bietet Vorteile durch eine bessere Kontrolle der Formgebung der einzelnen Lagen inklusive der Möglichkeit, auf Abweichungen gezielt eingehen zu können. Nachteilige Merkmale dieses Konzeptes sind erhöhter Raumbedarf sowie eine hohe Komplexität der Anlage.

Die Umformung mehrerer Halbzeuge in einem einzigen Schritt (Abbildung 4-42, rechts) ermöglicht eine effiziente sowie zeit- und platzsparende Alternative, bedingt allerdings komplexe Lagen-Interaktionen (Gleiten zueinander, Auffaltungen im Radiusbereich) ohne eine Möglichkeit zur Einflussnahme auf einzelne Lagen. Die Mehrlagenumformung ist aus ökonomischer Sicht attraktiv, jedoch bezüglich der auftretenden physikalischen Effekte bisher wenig untersucht.

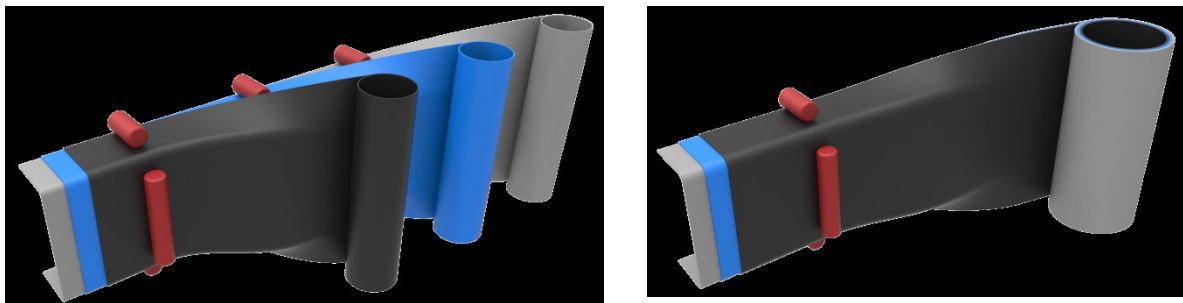
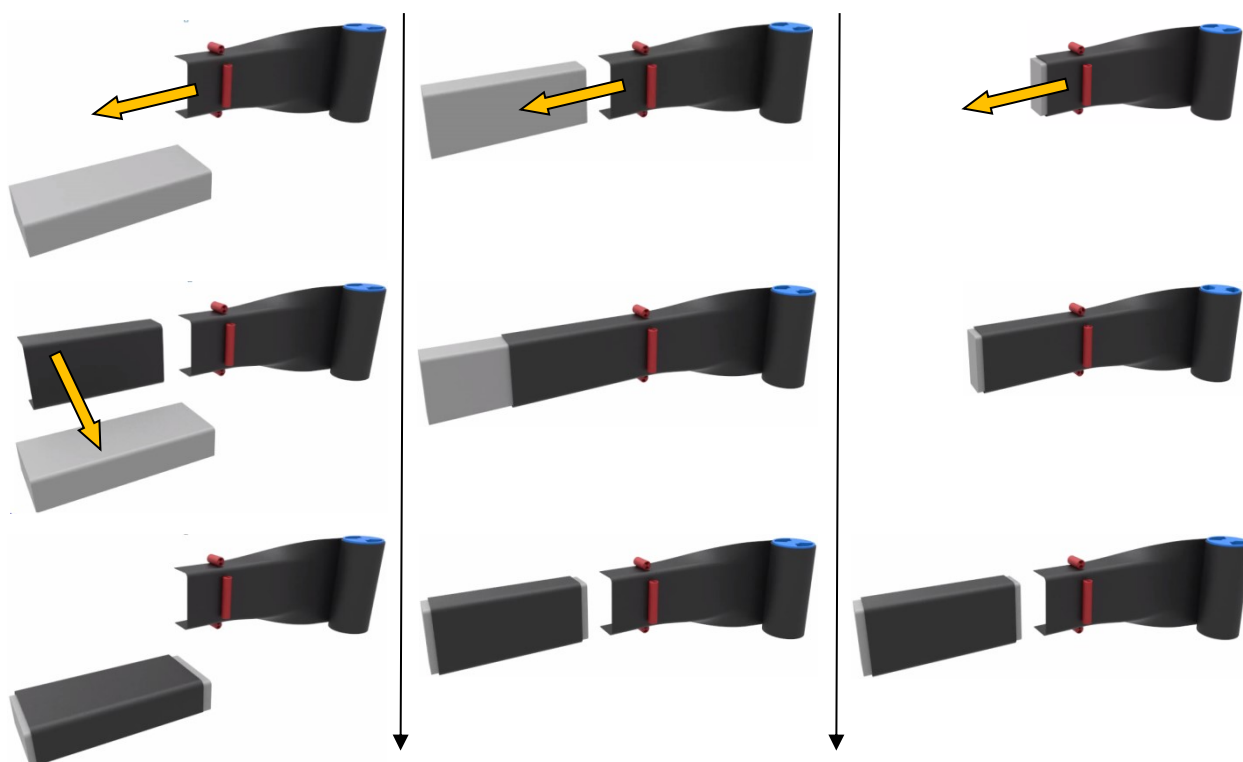


Abbildung 4-42: Teilkonzepte für eine Formgebung basierend auf Einzellagenumformung (links) und Mehrlagenumformung (rechts)

Die Handhabung der Preform nach der Formgebung ist kritisch. Um eine Verwendbarkeit der zu fertigenden Probekörper innerhalb eines Folgeprozesses zu gewährleisten, dürfen den mechanisch wenig belastbaren Bauteilen keine ungewollten Verformungen aufgepresst werden. Besonders der Transfer einer nicht formstabilen Preform auf einen im RTM-Prozess notwendigen Kern ist entscheidend, da dabei die endgültige Geometrie fixiert wird. Wichtig ist eine möglichst kraftfreie Übertragung auf den Kern, um Beschädigungen der Preform zu verhindern.

Drei mögliche Konzepte sind in Abbildung 4-43 skizziert. Die Formgebung bei anschließendem Transfer auf den Kern (Abbildung 4-43, links) bietet ebenso wie das „Überfahren“ des Kerns (Abbildung 4-43, mittig) hohe Flexibilität, da die Umformung ausschließlich durch Rollenpaare stattfindet. Nachteilig ist für erstere die komplexe Handhabung der sehr großen, flexiblen Preformen und für letztere das Risiko von Materialschäden beim Gleiten auf dem Kern. Eine Formgebung durch direktes Ablegen des Materials auf einem „laufenden“ Kern (Abbildung 4-43, rechts) bietet weniger Flexibilität durch ein teilweise festes Werkzeug, ermöglicht aber eine deutlich vereinfachte Anordnung der Rollen sowie die exakte Abbildung der Kerngeometrie.



**Abbildung 4-43: Mögliche Konzepte zur Preform-Handhabung:
Formgebung und anschließender Transfer auf Kern (links),
Formgebung und „Überfahren“ des Kerns (mittig)
und Formgebung auf laufendem Kern (rechts)**

Der infolge der Preformfertigung entstehende Verschnitt von Fasermaterial ist ein wirtschaftlich ausschlaggebendes Entscheidungskriterium. Der kontinuierliche Prozess unterscheidet sich von anderen Fertigungsverfahren, weil Lagenzuschnitte nicht entsprechend der benötigten Faserorientierung auf dem Material platziert werden, sondern aus einem laufenden Band geschnitten werden müssen. Ein gleichmäßiger Querschnitt ist daher vorteilhaft.

Abbildung 4-44 (links) zeigt die, für die Finnenintegration nötigen, ungünstig exponierten Bereiche der Holmzuschnitte. Für eine kontinuierliche Fertigung sind die mittig im Bauteil gelegenen, orthogonal orientierten Konturen schwer darstellbar, weil Schnitte senkrecht zur Förderrichtung kaum realisierbar sind. Eine Änderung der Zuschnittsgeometrie und Substitution durch „Rampen“ ist hier zielführend (siehe Abbildung 4-44, rechts). Dennoch entstehen durch die räumlich begrenzten, exponierten Bereiche große Verschnittmengen, weil sich die Breite des zu verwendenden Rollenmaterials nach der größten benötigten Bauteilbreite definiert. Eine Anpassung der Zuschnittsgeometrie hin zu einer rechteckigen Kontur kann enormes Einsparpotential bieten. Abbildung 4-45 (links) stellt die nötige Materialbreite bei aktueller Zuschnittsgeometrie sowie den entstehenden Verschnitt dar. Alternative Zuschnitte ohne das Finnensegment (mittig) oder mittig entlang der ursprünglichen Kontur (rechts) sind ebenfalls skizziert. Derartige Anpassungen ermöglichen zwar eine Optimierung der Verschnittmengen, erfordern aber mindestens eine neuerliche Prüfung der strukturmechani-

schen Auslegung und gegebenenfalls ein zusätzliches Patchen von Material zur Erreichung der geforderten Festigkeiten.

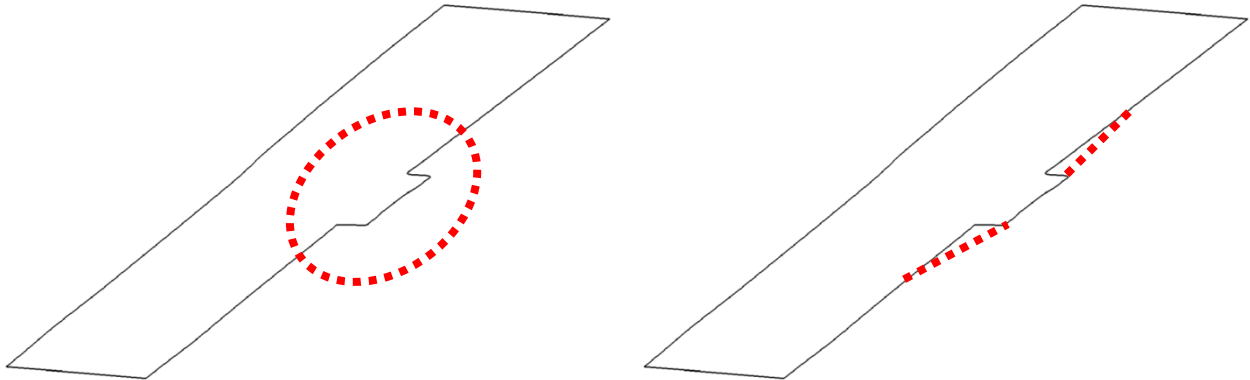


Abbildung 4-44: Für kontinuierliche Fertigung ungünstige Bereiche der Holmgeometrie (links) und mögliche Substitution (rechts)

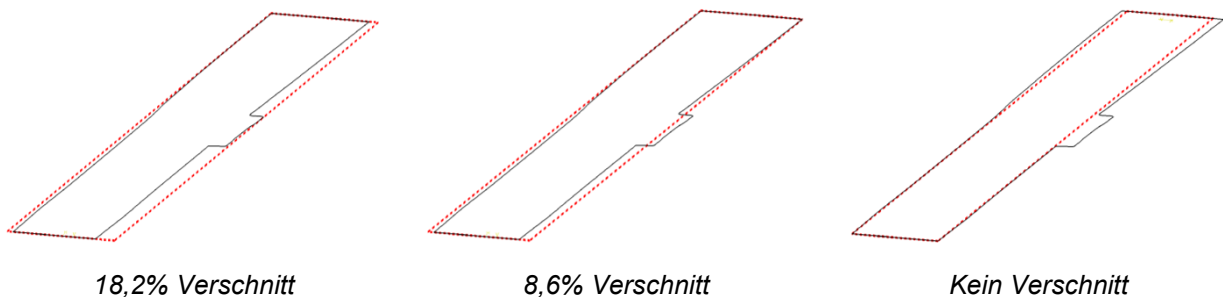


Abbildung 4-45: Notwendige Materialbreite bei aktuellem Zuschnitt (links), Zuschnitt ohne Finne (mittig) und mittlerer Zuschnitt (rechts)

Für eine Entscheidung bezüglich der dargestellten Teilkonzepte und die Kombination zu einem favorisierten Gesamtkonzept wird in Abstimmung mit Airbus eine Wichtung der Bewertungskriterien vorgenommen, die dann ein Ranking zulässt. Die derart ermittelten, favorisierten Lösungsansätze werden zu einem globalen Konzept der Preforming- und Finnenintegrationseinheit kombiniert. Das Design des Gesamtfunktionsdemonstrators wird mithilfe der kommerziellen Software CATIA V5R21 als detailliertes CAD-Modell konstruiert.

Eine Bewertung der Teilkonzepte findet basierend auf den in Tabelle 4-2 aufgeführten Kriterien statt, welche in die Kategorien „Betriebliche Faktoren“, „Prozesskennwerte“ und „wissenschaftliche Aspekte“ untergliedert sind, um eine Berücksichtigung der unterschiedlichen Ausrichtungen der Projektpartner Airbus und DLR zu erleichtern. Auf diese Weise werden die Konzepte sowohl bezüglich ihres technischen Potenzials als auch ihres ökonomischen Nutzens vergleichbar. Die Wichtung der Kategorien erfolgt als Anteil zu 100 % und die Wichtung der Kriterien gesondert auf einer Skala von null bis fünf. Bezüglich der Kriterien werden die Konzepte lediglich im Verhältnis relativ zueinander bewertet. Somit entstehen vorerst keine absoluten Werte in Form von Noten, sondern Tendenzen der Einzelkonzepte innerhalb ihrer Teilbereiche. In Korrespondenz zum verhältnismäßig geringen Detaillierungsgrad er-

möglicht dies eine einfache Abschätzung des durch das jeweilige Konzept zu erwartenden Potenzials sowie dessen Schwierigkeiten innerhalb der Vorauslegung. Zur besseren Verständlichkeit wird die Bewertung der Konzepte innerhalb ihres Teilbereichs abschließend auf 100 % normiert.

Tabelle 4-2: Bewertung der einzelnen Teilkonzepte durch Airbus und DLR

	Kriterien	Wichtung		Lagenaufbau		Formgebung			Binderaktivierung		
		Airbus	DLR	MLU	ELU	Transfer	über Kern	mit Kern	Optisch	Induktiv	Ohmsch
A1	Betriebliche Faktoren	50%	20%	K1.1	K1.2	K2.1	K2.2	K2.3	K3.1	K3.2	K3.3
A1.1	geringe Kosten der Anlage	3	5	+	-	-	+	0	0	-	+
A1.2	geringe Größe der Anlage	2	3	+	-	0	+	-	-	0	+
A1.3	Materialersparnis	0	4	-	+	0	0	0	0	0	0
A1.4	Bedienungsfreundlichkeit	4	2	+	-	-	+	0	+	0	-
A2	Prozesskennwerte	50%	40%								
A2.1	Stabilität	5	4	-	+	0	-	+	+	0	-
A2.2	Geschwindigkeit	4	2	-	+	0	-	+	-	+	0
A2.3	Flexibilität	0	3	0	0	+	-	0	0	-	+
A2.4	Qualität	5	4	-	+	0	-	+	-	+	0
A3	Wissenschaftliche Aspekte	0%	40%								
A3.1	Vorarbeiten	0	2	-	+	0	+	-	+	+	0
A3.2	Forschungspotential	0	4	+	-	+	-	0	-	0	+
A3.3	technische Reife	0	3	-	+	-	+	+	+	0	-
	Bewertung Airbus			39,13	60,87	23,19	26,09	50,72	30,43	42,03	27,54
	Bewertung DLR			36,21	63,79	33,91	25,29	44,25	31,61	36,21	36,78
	Bewertung Max.			41,67	58,33	29,37	30,16	42,86	31,75	35,71	35,71

Für die Schaffung des Lagenaufbaus innerhalb der Preform werden die bereits beschriebenen Verfahren der Mehrlagenumformung (MLU) sowie Einzellagenumformung (ELU) berücksichtigt.

Bezüglich der Formgebung der Preform werden die drei bereits vorgestellten Konzepte unter Verwendung eines Kerns miteinander verglichen. Die Transfer-Lösung sieht eine Geometrieschaffung ausschließlich durch Rollen vor, wonach die Preform mittels Greifer oder ähnlich passendem Mechanismus auf den Kern transferiert wird. Die Formgebung über einen Kern bedient sich ebenfalls der hauptsächlich rollenbasierten Geometrieschaffung, gefolgt von einem „Überfahren“ des stationären Kerns mit der Preform. Nachteilig ist für erstere die komplexe Handhabung der sehr großen, flexiblen Preformen und für letztere das Risiko von Materialschäden beim Gleiten auf dem Kern. Eine Formgebung durch direktes Ablegen des Materials auf einem „laufenden“ Kern bietet weniger Flexibilität durch ein teilweise festes Werkzeug, ermöglicht aber eine deutlich vereinfachte Anordnung der Rollen sowie die exakte Abbildung der Kerngeometrie, weshalb diese Lösung favorisiert wird.

Die Aktivierung, also das Aufschmelzen, des thermoplastischen Binders zur Stabilisierung der generierten Preformgeometrie ist optisch (durch Infrarot-Strahler), induktiv oder in Form der direkten Kontaktierung der Kohlenstofffasern und daraus resultierenden Verwendung als ohmscher Widerstand denkbar. Obwohl diese Konzepte, gemessen an vorhandenen Vorarbeiten und wissenschaftlichem Potenzial äußerst verschieden erscheinen, fällt die Bewertung vergleichsweise gleichmäßig aus. Die Einzelheiten und Ergebnisse dieser Bewertung sind in Tabelle 4-2 dargestellt. Als mögliche Zusammenfassung der einzelnen Teilkonzepte sind verschiedene globale Fertigungskonzepte entwickelt worden. Abbildung 4-46 skizziert

die favorisierte Lösung, welche im AP2320 in Form einer CAD-Konstruktion weiter detailliert wird.

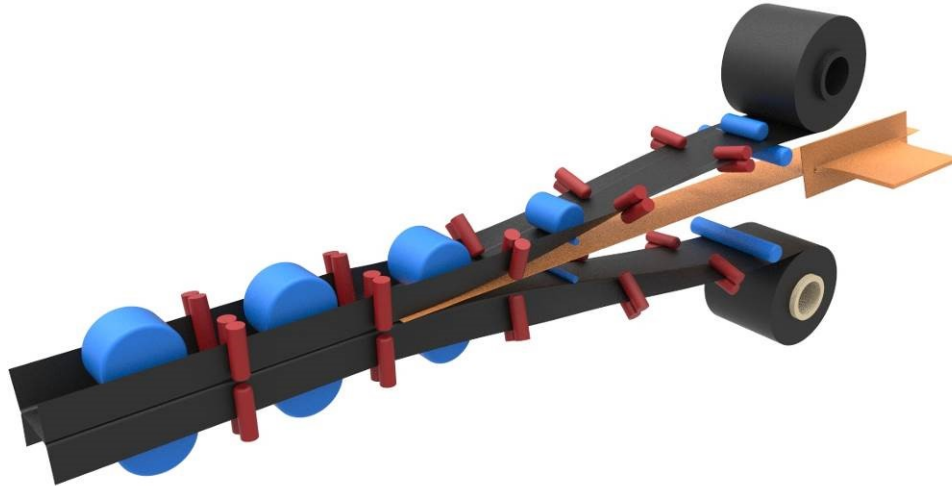


Abbildung 4-46: Skizzierte Realisierung des Fertigungskonzeptes (Finne, orange)

4.2.2 AP 2320 Analyse des Fertigungskonzeptes

4.2.2.1 Untersuchungen zu lokalen Querschnittsänderungen beim kontinuierlichen Preforming durch die Finnenintegration

Eine Integration der Lasteinleitungsfinne innerhalb des kontinuierlichen Prozesses ist zwingend von der Erreichung der in den CAD-Daten hinterlegten Geometrien (siehe Abbildung 4-39) abhängig. Abweichungen der Preformabmaße behindern eine Verbindung der Holme und die Finnenintegration. Aus diesem Grund wird bei der Erstellung des Lastenheftes gezielt auf die Definition der geometrischen Kriterien eingegangen (vgl. Tabelle 4-1).

Für die prinzipielle Erreichbarkeit der erforderlichen Geometrie werden kinematische Drapiersimulationen mittels der CAD-Software CATIA V5R21 an den durch Airbus bereitgestellten CAD-Datensätzen durchgeführt. Diese bieten Anhaltspunkte auf ein zu erwartendes Verscheren der trockenen Halbzeuge bei der Drapierung in die notwendige Geometrie infolge doppelter Krümmungen. Daraus resultieren abweichende Faserwinkel, welche die endgültige Festigkeit des Bauteils nachteilig beeinflussen und darüber hinaus Spannungen in die Fasern einbringen. Die dadurch entstehenden Rückstellkräfte wirken einer erfolgreichen Drapierung entgegen und behindern die Erreichung der gewünschten Zielgeometrie. Der in der Analyse errechnete Verscherwinkel ist dabei ein Maß für die Fertigbarkeit der Geometrie mit dem simulierten Halbzeug.

Da eine Fertigung der Lasteinleitungsfinne nicht Bestandteil des AP2300 ist, beschränken sich die Untersuchungen auf die Holmgeometrie. Eine Analyse der CAD-Daten zeigt über große Bereiche der Holme einen problemlos abwickelbaren C-Profil-Querschnitt ohne doppelte Krümmungen. Infolge der Querschnittsänderung durch die Finnenintegration sind Ab-

weichungen von dieser Querschnittsgeometrie lokal im Bereich der Finne allerdings unumgänglich. Abbildung 4-47 offenbart problematische Bereiche nahe der Mitte der Baugruppe. Durch die zu integrierende Finne werden sowohl Steg als auch Gurt beider Holme räumlich versetzt, woraus in den Übergangsbereichen doppelte Krümmungen folgen. Diese bilden den Ursprung für ungewollte Verscherwinkel, welche sich entlang des Bauteils bis zur nächstgelegenen Kante weiter fortsetzen (siehe Abbildung 4-48).

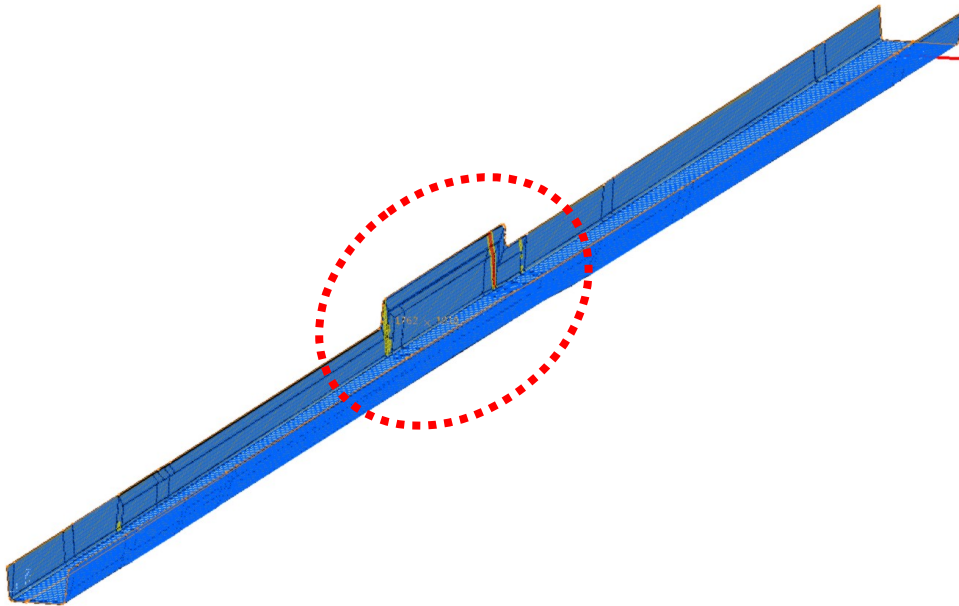


Abbildung 4-47: Verscherwinkel über gesamtem Holm (0°-Orientierung)

Für die Bewertung der Fertigbarkeit der Holmgeometrie innerhalb eines kontinuierlichen Preformprozesses sind Studien zu unterschiedlichen Drapierursprüngen und Drapierrichtungen durchgeführt worden. Die Simulation des kontinuierlichen Prozesses ist innerhalb CATIA nicht explizit vorgesehen und kann nur durch die gezielte Festlegung des Drapierursprunges jeweils am Ende der zu fertigenden Holmgeometrie abstrahiert dargestellt werden. Die Vorgabe der Drapierrichtung ist dann linear und entsprechend der geplanten Durchlaufrichtung des Materials durch die Fertigungsanlage festzulegen. Eine Variation dieser Eingaben macht deutlich, dass die variable Steghöhe der Holme in einer Vorzugsrichtung der Drapierung resultiert. Durch das Aufweiten des Holmes zur Flügelwurzel hin, wird in diesem Bereich mehr Material für den Steg benötigt. Es ist daher sinnvoll, die Drapierrichtung von Flügelwurzel zur Flügelspitze zu wählen, weil dann überschüssiges Material am schmalen Ende des Holmes auswandern kann. Dies hilft, die Verscherung der Fasern gering zu halten.

Für die Darstellung von Multi-Axial-Gelege sind Studien zu unterschiedlichen Faserorientierungen und Materialkennwerten durchgeführt worden. Abbildung 4-48 zeigt exemplarisch Ergebnisse für eine ursprüngliche Faserorientierungen von 0°, 45° sowie 90° bei gleicher Drapierrichtung und –ursprung und Verwendung eines NCF. Die Darstellung zeigt Verscherwinkel oberhalb 6° gelb (Warnung) und Verscherwinkel oberhalb 12° rot (Limit). Blaue Bereiche weisen Verscherwinkel unterhalb 6° auf. Trotz dieser optimistisch gewählten Grenzen

weisen besonders die ursprünglich mit 45° orientierten Fasern problematische Bereiche auf. Basierend auf diesen Ergebnissen wird das Preforming der Probekörper voraussichtlich im Mittelbereich der Holme anspruchsvoll. Eine Produzierbarkeit innerhalb eines kontinuierlichen Prozesses scheint dennoch materialeitig grundlegend möglich.

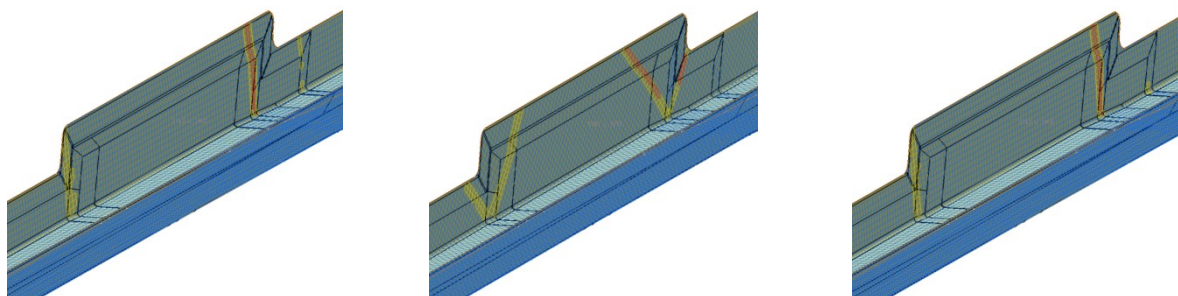


Abbildung 4-48: Detailansicht der Finnenumgebung bei einer Materialorientierung von 0° (unten links), 45° (unten mittig) und 90° (unten rechts)

Für besser qualifizierte Aussagen sind direkte Versichertests am endgültig zu verwendenden Material notwendig. Die so gewonnen Ergebnisse werden als Input für weitere Iterationen und zur Qualitätssteigerung der Drapiersimulation benötigt. Weiterhin besitzt die verwendete Simulationssoftware keine Möglichkeit, eine Interaktion zwischen den Lagen abzubilden, wie sie beispielsweise durch die Vernähung der NCF-Lagen entsteht. Darüber hinaus besitzt der kontinuierliche Umformprozess Eigenheiten, die ebenfalls nicht berücksichtigt werden.

Aufbauend auf den zuvor durchgeführten Drapiersimulationen, werden Materialtests zur Validierung der Umformbarkeit in die erforderliche Geometrie durchgeführt. Diese umfassen zum einen statische Versuche zur Bestimmung des Einflusses der Faserorientierung auf einem dafür entwickelten Prüfstand mittels passend zugeschnittener NCF-Proben. Und zum anderen dynamische, kontinuierliche Fertigungstests auf Bauteillevel mithilfe der vorhandenen Umformanlage und dem Einsatz von Rollenmaterial. Diese Kombination ermöglicht die Darstellung von industrienahen Arbeitsabläufen in Laborumgebung. Die Aufnahme von prozessrelevanten Größen wie Wärmesignatur und Preformgeometrie erlaubt dabei eine frühzeitige Bewertung der erreichbaren Bauteilqualität. Alle kontinuierlichen Versuche erfolgen mit den in Tabelle 4-3 aufgelisteten Materialien, welche in Abstimmung mit Airbus gewählt und im Lastenheft dokumentiert sind.

Tabelle 4-3: Material für Preformfertigung

NCF Trockenfaser Material	
Triax +	582 g/m ² - 1270 mm Breite
Triax -	582 g/m ² - 1270 mm Breite
Biax +	388 g/m ² - 1270 mm Breite
Biax -	388 g/m ² - 1270 mm Breite
UD	194 g/m ² - 1270 mm Breite

Besonders der Binderaktivierung kommt im Bereiche des Preformens eine hohe Bedeutung zu, da diese eine Versteifung der geschaffenen Geometrie und somit erst die nachfolgende Handhabung der Preform ermöglicht. Der Binder sollte daher möglichst homogen verflüssigt werden und unmittelbar nach Formgebung wieder erstarren. Die Aktivierung des thermoplastischen Binders wird innerhalb der Versuchsanlage über Infrarot-Heizstrahler realisiert. Abbildung 4-49 (links) zeigt die im Versuchsaufbau untenliegenden Heizstrahler. Diese werden durch ein weiteres Paar auf der Oberseite ergänzt. Das Resultat dieser Wärmeeinbringung ist in Abbildung 4-49 (rechts) in Form von Wärmebild-Aufnahmen der kontinuierlichen Fertigung zu sehen. Es ist eine ausreichende Temperatur des Materials bei Eintritt in die Umformung zu erkennen, welche dann zwischen den Walzenpaaren stark abnimmt und ein Erstarren des thermoplastischen Binders zur Folge hat.

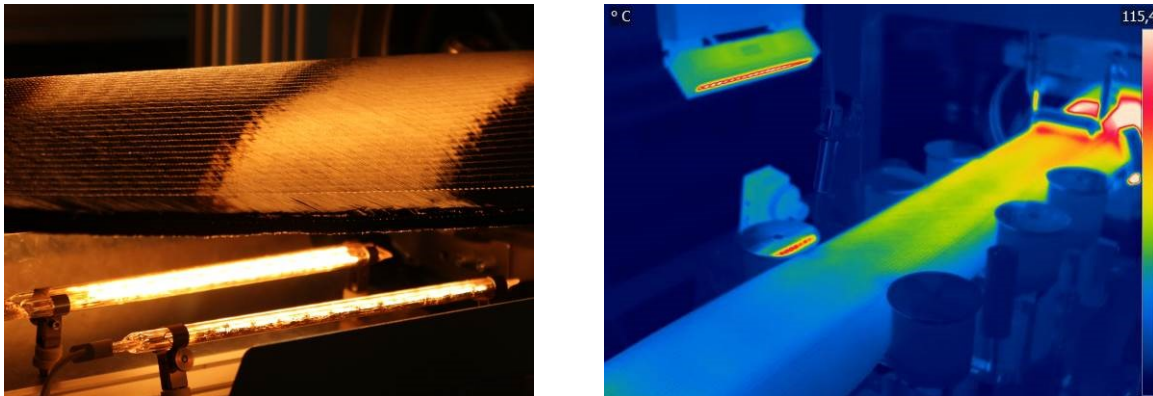


Abbildung 4-49: Infrarot-Strahler bei Materialerwärmung (links) und IR-Aufnahme des aufgeheizten Materials (rechts) im kontinuierlichen Versuch

Die Binderaktivierung ist in diesem Prozess nur das Mittel zur Erreichung der gewünschten Geometrie, weshalb innerhalb der kontinuierlichen Versuche auch Aufnahmen des entstandenen Preform-Profiles angefertigt werden. Mittels eines Laserschnittsensors kann der Querschnitt des verhältnismäßig flachen Bauteils erfasst werden. Dieser wird als kontinuierliche Messung zu einem 3D-Bauteilabbild zusammengesetzt. Abbildung 4-50 (links) zeigt die Ergebnisse einer solchen Messung. In Abbildung 4-49 (rechts) ist der Laserschnittsensor dargestellt. Auch diese Daten lassen Rückschlüsse auf die Qualität der Binderaktivierung zu, da Spring-Back-Effekte bei unzureichender Aktivierung deutlich stärker ausfallen.

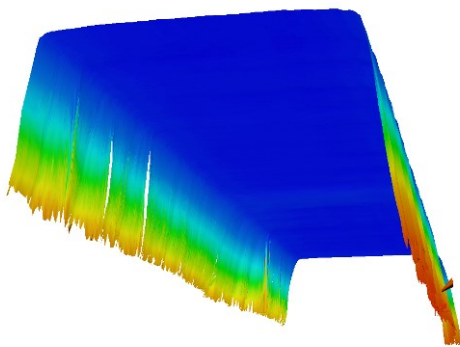


Abbildung 4-50: Bauteilabbild (links) und Laserschnittsensor (rechts)

Weiterhin lässt sich am Profilschnitt innerhalb der Mehrlagenumformung die Wirkung der umgeformten Lagenzahl auf die finale Preformgeometrie beobachten. Mit steigender Lagenanzahl treten Spring-Back-Effekte in den Hintergrund und die erreichte Querschnittsform nähert sich dem eingestellten Umformprofil an. Auf diese Weise ist auch dies ein Maß für die Qualität der Binderaktivierung, da nur ausreichend temperierter Binder dazu in der Lage ist, die verschiedenen Lagen ordnungsgemäß zu verbinden und so die Steifigkeit entsprechend zu erhöhen. Abbildung 4-51 zeigt exemplarisch eine Messung des erreichten Gurtwinkels bei der Umformung von zwei Triax-Lagen NCF.

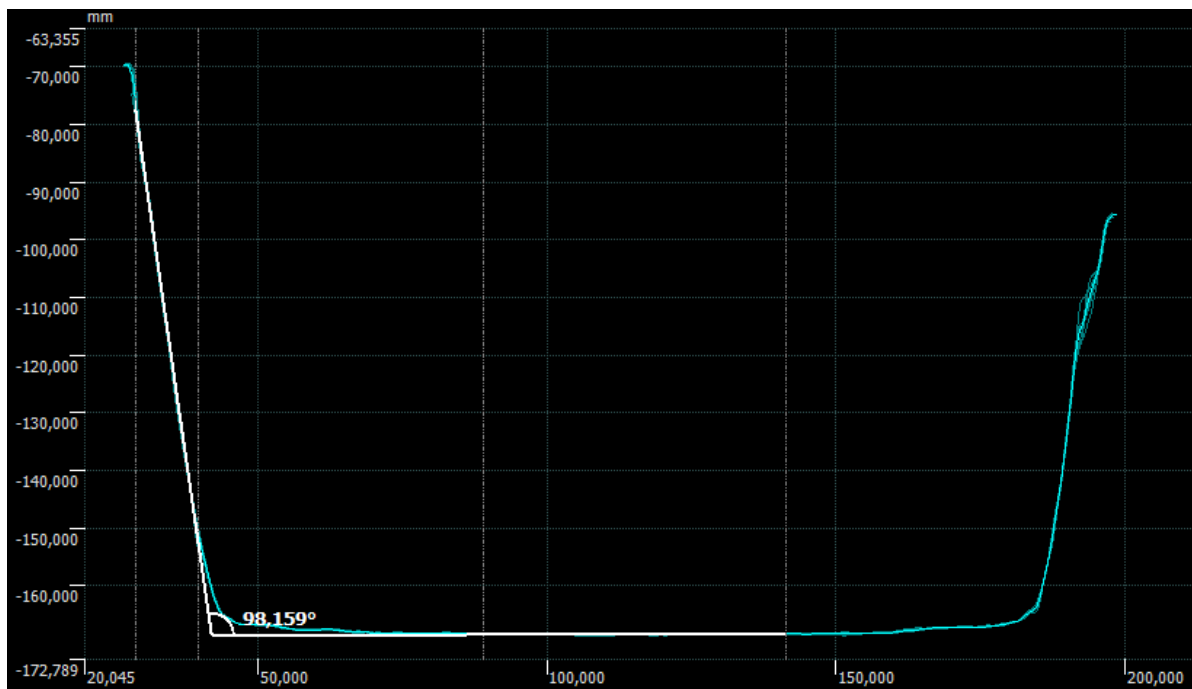


Abbildung 4-51: Winkelmessung an Laserschnittbild

4.2.2.2 Untersuchung der Thermalcharakteristik von trockenen Mehrlagenpreformen

Die für die kontinuierliche Fertigung geplante, kontaktlose Temperaturmessung wurde in stationären Coupon-Versuchen auf Übereinstimmung mit kontaktbehafteten Messverfahren untersucht. Bei der Verwendung von auf das Preformmaterial gerichteten Infrarot-Messmitteln (Pyrometer und IR-Kamera) und in das Material eingebrachten Thermodraht-Elementen wurden dabei keine nennenswerten Abweichungen ermittelt (siehe Abbildung 4-52). Die im Fertigungsprozess vorteilhafte kontaktlose Messung der Preformtemperatur kann somit wie geplant durch den Einsatz von Pyrometern stattfinden. Für die Verwendung im Funktionsdemonstrator wurden entsprechende Messmittel der Firma Optris GmbH beschafft und untersucht.

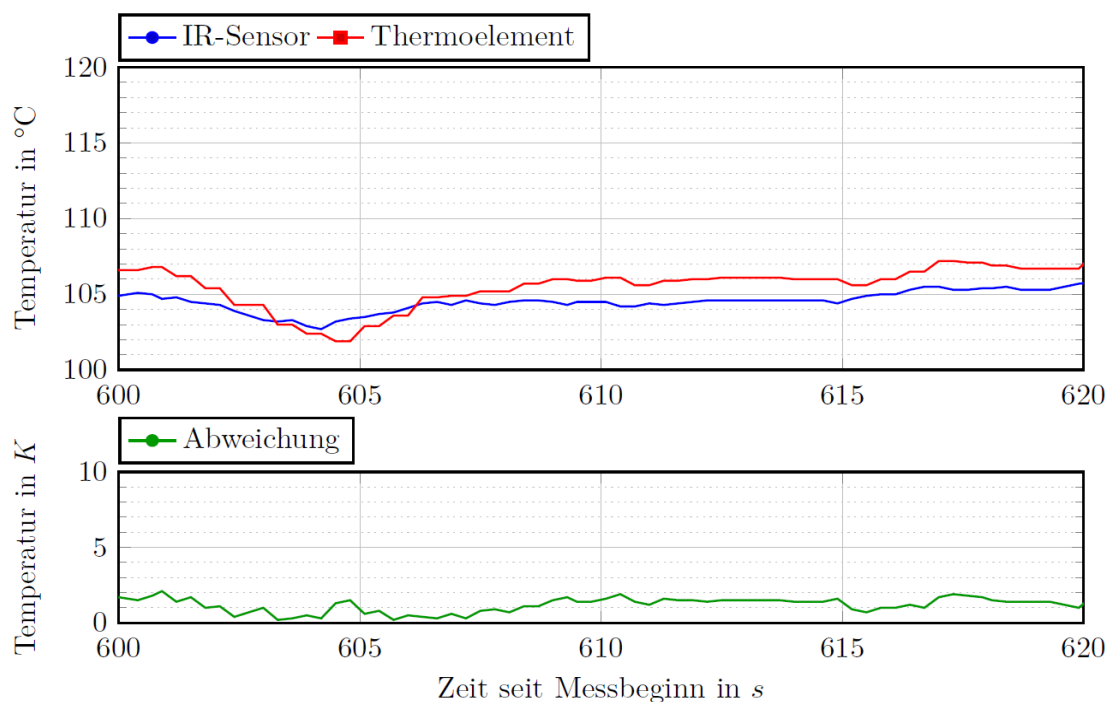


Abbildung 4-52: Gemessene Oberflächentemperatur

Darüber hinaus wurde die Eignung von ebenfalls kontaktloser und für den Fertigungsprozess vorteilhafter Erwärmung der Preformen mittels Infrarotstrahlung untersucht. Augenmerk liegt dabei auf Erreichung der für die Binderaktivierung erforderlichen Temperatur von ca. 100°C. Untersucht wurde dazu der Temperaturverlauf innerhalb der Preformen bei einseitiger sowie beidseitiger Bestrahlung (siehe Abbildung 4-53 und Abbildung 4-54). Die Ergebnisse decken sich dabei mit Angaben aus der Literatur und bestätigen die Verwendbarkeit von IR-Strahlern im kontinuierlichen Prozess. Eine einseitige Bestrahlung der Preform im späteren Fertigungsprozess ist basierend auf diesen Messdaten (lineare Abnahme der Temperatur in Dickenrichtung) nicht sinnvoll und wird bei der weiteren Detaillierung des Funktionsdemonstrators verworfen. Die Ergebnisse zeigen darüber hinaus eine unerwartet hohe Empfindlichkeit des Preformmaterials zum Wärmeverlust mittels Konvektion, welche in Abbildung 4-54

an der stark verminderten Oberflächentemperatur zu erkennen ist. Auf diesen Umstand wird im endgültigen Demonstrator mit geeigneten konstruktiven Maßnahmen (beispielsweise teilweise Einhausung) reagiert.

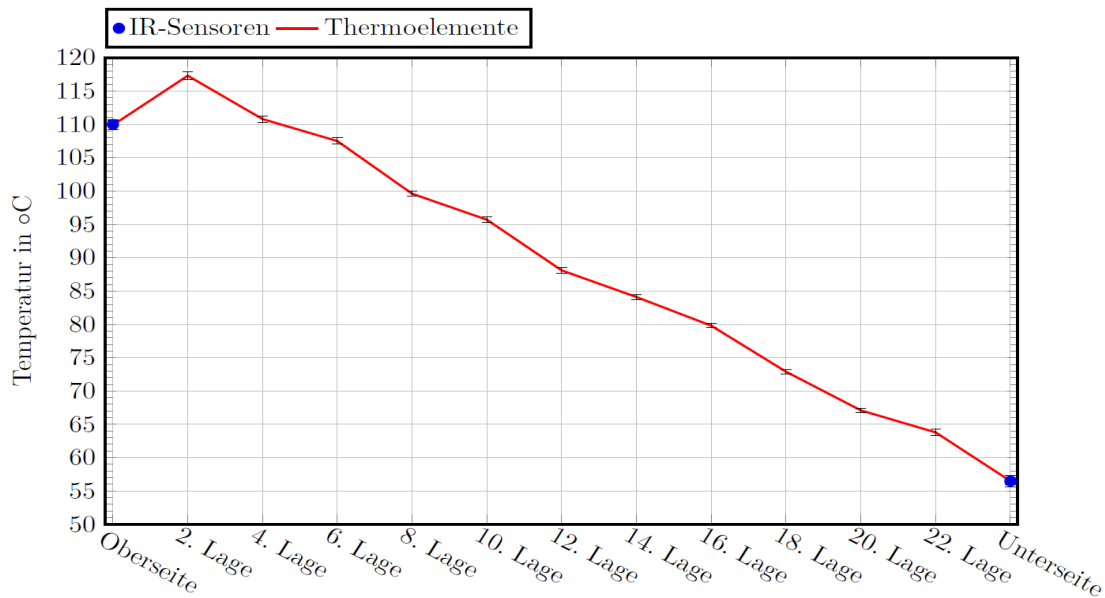


Abbildung 4-53: Temperaturverlauf bei einseitiger Bestrahlung

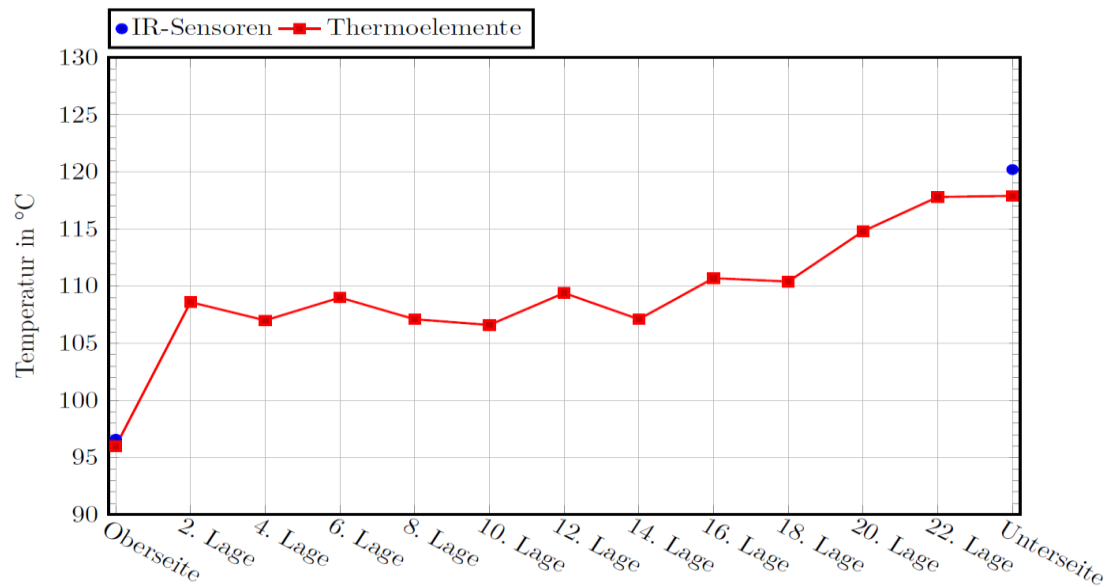


Abbildung 4-54: Temperaturverlauf bei beidseitiger Bestrahlung

Weiterhin wurden Materialkennwerte wie Faserorientierung und Bebinderung sowie Prozessgrößen wie Kompaktierung auf ihren Einfluss auf die Temperaturentwicklung untersucht. Einzig bei der Kompaktierung konnte eine Änderung des Temperaturkoeffizienten von Ober- zu Unterseitentemperatur von ca. 15 % nachgewiesen werden.

Die entstandenen Ergebnisse ermöglichen die weitere Verbesserung des Fertigungsprozesses und fließen in das finale Design des Fertigungsdemonstrators ein.

4.2.2.3 Änderung von Probekörper- und Werkzeuggeometrie sowie Anpassung des Lagenaufbaus

In Abstimmung mit Airbus Bremen wird die ursprünglich geplante Geometrie des zu fertigenden Probekörpers an eine bestehende Werkzeuggeometrie angepasst, wodurch nachträglich erfolgende Tests an diesen Probekörpern besser mit bereits durch Airbus erarbeiteten Ergebnissen vergleichbar sind. Im Detail wird statt der verhältnismäßig komplexen Finalgeometrie des „AMF Design“ die in Abbildung 4-55 dargestellte Geometrie des „Fin 3 Design C3“ verwendet, welche ohne die Verwendung mehrfach gekrümmter Oberflächen auskommt. Auf eine vergleichende, detaillierte Darstellung der „AMF Design“-Geometrie wird an dieser Stelle mit Verweis auf Geheimhaltungsinteressen der Firma Airbus verzichtet. Entscheidende Unterschiede sind in Abbildung 4-56 vereinfacht dargestellt.

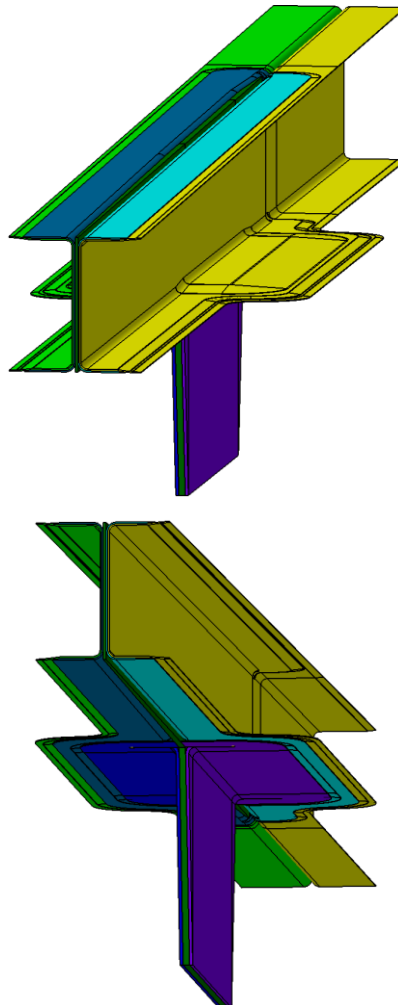


Abbildung 4-55: Geometrie des „Fin 3 Design C3“

Abbildung 4-56 zeigt beide Bauteile schematisch im Schnitt. Durch diese Änderung ist es möglich, das durch Airbus bereitgestellte Preform-Tooling (passend zu „Fin 3 Design C3“) auch für die am DLR Braunschweig zu fertigenden Preformen zu verwenden. Eine Konsolidierung der kontinuierlich zu fertigenden Bauteile wäre ohne dieses Werkzeug nicht in gleichem Maße wie bei den von Airbus zuvor händisch gefertigten Preformen realistisch gewesen. Die Bewertung der Ergebnisse wird auf diese Art besser vergleichbar. Abbildung 4-56 macht deutlich, dass im „Fin 3 Design C3“ die obere und untere Haut parallel verlaufen. Dies ist für den kontinuierlichen Prozess von sekundärer Bedeutung, vereinfacht das Werkzeugkonzept aber erheblich. Darüber hinaus ändert sich die lokal mehrfach gekrümmte Oberfläche von oberer und unterer Haut aus dem „AMF Design“ zu einer ebenen Oberfläche, was in Abbildung 4-55 zu erkennen ist. Die aufgeführten Veränderungen haben teilweise Einfluss auf die Bauteildicke der einzelnen Subpreformen. So gestalten sich im „AMF Design“ die C-Profil-Holme und lokalen C-Profil-Verstärkungen zu jeweils 1,2 mm respektive 0,8 mm. Die gleichen Bauteile werden im „Fin 3 Design C3“ mit jeweils 1,0 mm ausgeführt, wodurch die Verbindung beider Teile zur C-Holm-Geometrie unverändert eine Dicke von 2,0 mm aufweist. Die Wandstärke von Lasteinleitungsfinne, Ober- und Unterhaut sowie L-Profil-Finnen bleibt dagegen unverändert.

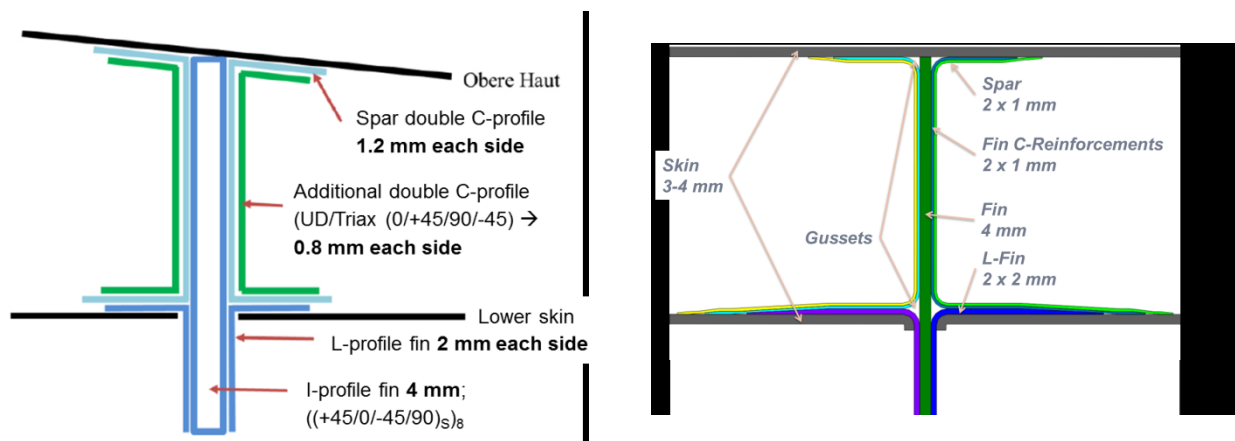


Abbildung 4-56: Schnittdiagramm von „AMF Design“ (links) und „Fin 3 Design C3“ (rechts)

Diese Anpassungen stellen keine Behinderung der am DLR Braunschweig geplanten Preforming-Tätigkeiten dar, erfordern allerdings eine Revision der bereits erstellten Tooling-Geometrie, um im Zusammenspiel mit dem von Airbus überlassenen Tooling die Konsolidierung aller Subpreformen zu ermöglichen.

Tabelle 4-4: Material für Preforming

NCF Trockenfaser Material (Hersteller: Toho Tenax)	
Triax +	582 g/m ² - 300 mm Breite
Triax -	582 g/m ² - 300 mm Breite
Biax +	388 g/m ² - 300 mm Breite

Biax -	388 g/m ² - 300 mm Breite
UD	194 g/m ² - 300 mm Breite

Für die Verwendung des vereinbarten und durch das DLR beschafften Materials (siehe Tabelle 4-4) sind daher Anpassungen am Lagenaufbau der einzelnen Subpreformen des Probekörpers erforderlich. Hintergrund ist die ursprüngliche Verwendung von quadraxialem NCF Gelege mit 125 g/qm² je Einzellage bei der händischen Fertigung des Probekörpers durch Airbus. Dieser Aufbau ist nun durch das neu definierte biaxiale und triaxiale NCF mit 196 g/qm² je Einzellage abzubilden.

Tabelle 4-5 zeigt die erforderlichen Änderungen für alle Subpreformen. Bei der Anpassung wurde darauf geachtet, dass infolge gleicher Bauteildicke die gewünschte Werkzeugkompatibilität und durch Einbringung gleicher Faserorientierungen möglichst gleiche Bauteileigenschaften sichergestellt werden. Es ist zu sehen, dass durch die Verwendung des schwereren Materials insgesamt weniger Einzellagen notwendig sind. Die Anzahl der erforderlichen Materialzuschnitte nimmt dagegen für die Bauteile Lasteinleitungsfinne (Fin) sowie L-Profil-Finne (LFinFWD und LFinAFT) zu.

Tabelle 4-5: Notwendige Anpassungen des Lagenaufbaus aller Subpreformen

Fin						LFinFWD & LFinAFT						CFinFWD & CFinAFT								
ursprünglicher Lagenaufbau			neuer Lagenaufbau			ursprünglicher Lagenaufbau			neuer Lagenaufbau			ursprünglicher Lagenaufbau			neuer Lagenaufbau					
Mat.	Orient.	Thick	Mat.	Orient.	Thick	Mat.	Orient.	Thick	Mat.	Orient.	Thick	Mat.	Orient.	Thick	Mat.	Orient.	Thick			
Quad	+45	0,5	BiaxTT	+45	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	+45	0,4	Quad	+45	0,5	TriaxTT	-45	0,6			
	0		BiaxTT	-45			0		BiaxTT	-45			90					+45		0
	-45		BiaxTT	0		0,4			90		0		0,4			90		0		0,4
	90		BiaxTT	90		0,4			0		0		0,4			0		90		0,4
Quad	90	0,5	BiaxTT	-45	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	-45	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	0	0,4			
	-45		BiaxTT	+45			0,4			0			+45					0,4		0
	0		BiaxTT	90		0,4			-45		0		0,4			-45		0		0,4
	+45		BiaxTT	0		0,4			90		90		0,4			90		90		0,4
Quad	+45	0,5	BiaxTT	+45	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	-45	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	-45	0,4			
	0		BiaxTT	-45			0,4			0			+45					0,4		0
	-45		BiaxTT	-45		0,4			-45		0		0,4			-45		0		0,4
	90		BiaxTT	+45		0,4			90		90		0,4			90		90		0,4
Quad	90	0,5	BiaxTT	90	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	-45	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	0	0,4			
	-45		BiaxTT	0			0,4			0			+45					0,4		0
	0		BiaxTT	90		0,4			-45		0		0,4			-45		0		0,4
	+45		BiaxTT	-45		0,4			90		90		0,4			90		90		0,4
Quad	+45	0,5	BiaxTT	90	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	-45	0,4	Quad	+45	0,5	BiaxTT	0	0,4			
	0		BiaxTT	0			0,4			0			+45					0,4		0
	-45		BiaxTT	-45		0,4			-45		0		0,4			-45		0		0,4
	90		BiaxTT	+45		0,4			90		90		0,4			90		90		0,4
Quad	90	0,5				Quad	+45	0,5				Quad	+45	0,5						
	-45								0							0				
	0								-45											
	+45								90											
Quad	+45	0,5				Quad	+45	0,5				Quad	+45	0,5						
	0								0							0				
	-45								-45											
	90								90											
Quad	90	0,5				Quad	+45	0,5				Quad	+45	0,5						
	-45								0							0				
	0								-45											
	+45								90											
Gesamtdicke:				4						2						1				

4.2.3 AP 2330 Aufbau des Funktionsdemonstrators

4.2.3.1 Design der Preforming- und Integrationseinheit

Der entscheidende Einfluss auf das Design der Preforming- und Integrationseinheit ist die Geometrie der Landeklappenholme. Aufgrund der von Airbus fest vorgegebenen Preformgeometrie entsteht ein klar definierter Bauraum für diese Komponenten. Die bisherige Umformanlage, welche auch für die kontinuierlichen Materialtests (siehe Absatz 4.2.2.1) verwendet wird, ist nicht für eine derart filigrane und gleichzeitig komplexe Struktur entwickelt worden. Sie ermöglicht das rollenbasierte Preformen von rechtwinkligen C-Profilen. Die im Projekt Next.Move erforderliche, kontinuierliche Steghöhenänderung ist allerdings nicht vorgesehen und eine Änderung des Gurtwinkels sowie die Integration von Subpreformen nicht möglich. Damit ergibt sich die Notwendigkeit einer entsprechenden Weiterentwicklung der formgebenden Baugruppen sowie einer grundlegenden Neukonstruktion der benötigten Finnenintegrationseinheit. Für die bereits in Abbildung 4-46 angedeuteten Materialspeicher und

Übergangsbereiche können vorhandene Konstruktionen ähnlicher Baugruppen angepasst werden.

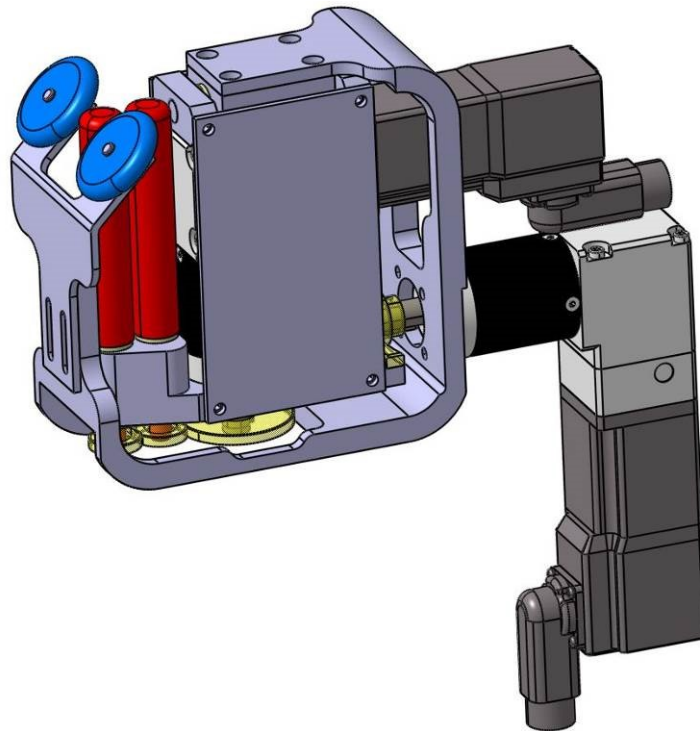


Abbildung 4-57: Neue Walzeinheit mit: Umformwalzen (rot), Radiusrollen (blau) und Antrieben (anthrazit)

Speziell die geringe Steghöhe von minimal nur ca. 65 mm macht ein radikal verkleinertes Design der Walzeinheiten erforderlich. Dennoch müssen diese Baugruppen Funktionen wie den Walzenpitch bieten, damit korrigierendes Positionieren sowie ein Straffen des Materialbandes überhaupt möglich sind. Abbildung 4-57 zeigt die neu entwickelte und vergleichsweise platzsparende Walzeinheit mit federnd gelagerten Radiusrollen (blau) zum Ausprägen der erforderlichen Querschnittsgeometrie. Das umfassende Rechteckprofil hat die Abmaße 150 mm x 1250 mm und ist somit bedeutend kleiner als vorherige Entwicklungen. Dies ermöglicht den problemlosen Eingriff der Rollen im Inneren des Holmprofils und ist auch auf noch kleinere Geometrien anwendbar. Die Positionierung zweier Einheiten an einem beispielhaften Querschnitt ist in Abbildung 4-58 dargestellt.

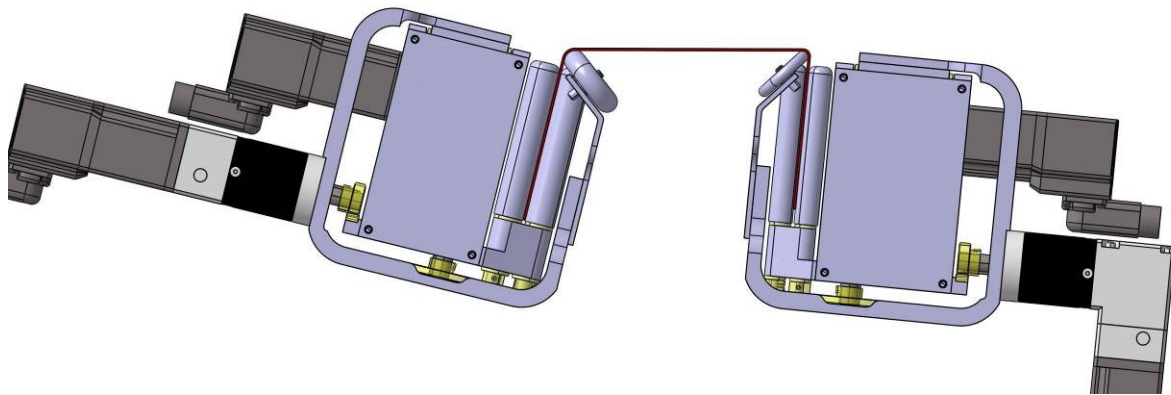


Abbildung 4-58: Anordnung zweier Walzenpaare am Profil (rot)

Für die Änderung der Steghöhe sind die Walzeneinheiten linear verschiebbar gelagert. Die Anpassung des Gurtwinkels erfolgt über eine rotatorische Lagerung mit Drehpunkt im Kontaktpunkt der Radiuswalzen. Für eine Verbindung der Stege beider C-Holme sorgen separate Anpresswalzen, welche beiderseits der Stege montiert und federnd gelagert sind.

Die Integration der Finne stellt Herausforderungen aufgrund der Beschaffenheit der Subpreform dar. Diese wird als biegeeweiche Textilstruktur, nur durch thermoplastischen Binder verstärkt, dem Prozess zugeführt. Für diesen Handhabungsschritt ist daher eine ausreichende Unterstützung des Bauteils erforderlich. Die Konstruktion der Finnenintegrationseinheit berücksichtigt dies, durch die Verwendung von angetriebenen Zahnriemen, welche die Subpreform bis zum Eingriff der eigentlichen Umformeinheiten transportieren und zusätzlicher PTFE-Leisten, welche die Struktur stützen. Die Integrationseinheit ist in Abbildung 4-59 dargestellt. Abbildung 4-60 zeigt den Aufbau der verschiedenen Baugruppen gemäß dem Gesamtkonzept.

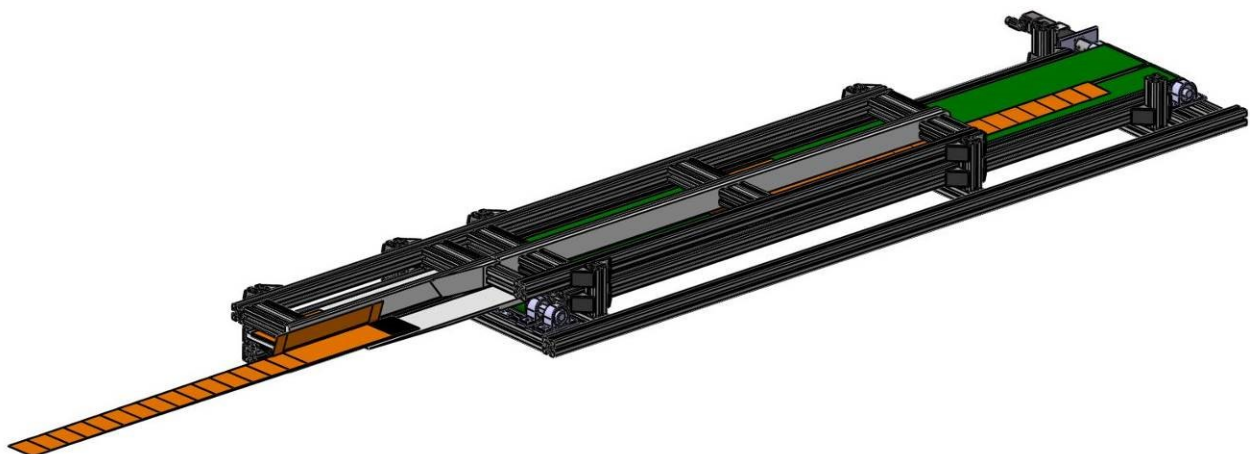


Abbildung 4-59: Finnenintegrationseinheit mit Finne (orange) und Zahnriemen (grün)

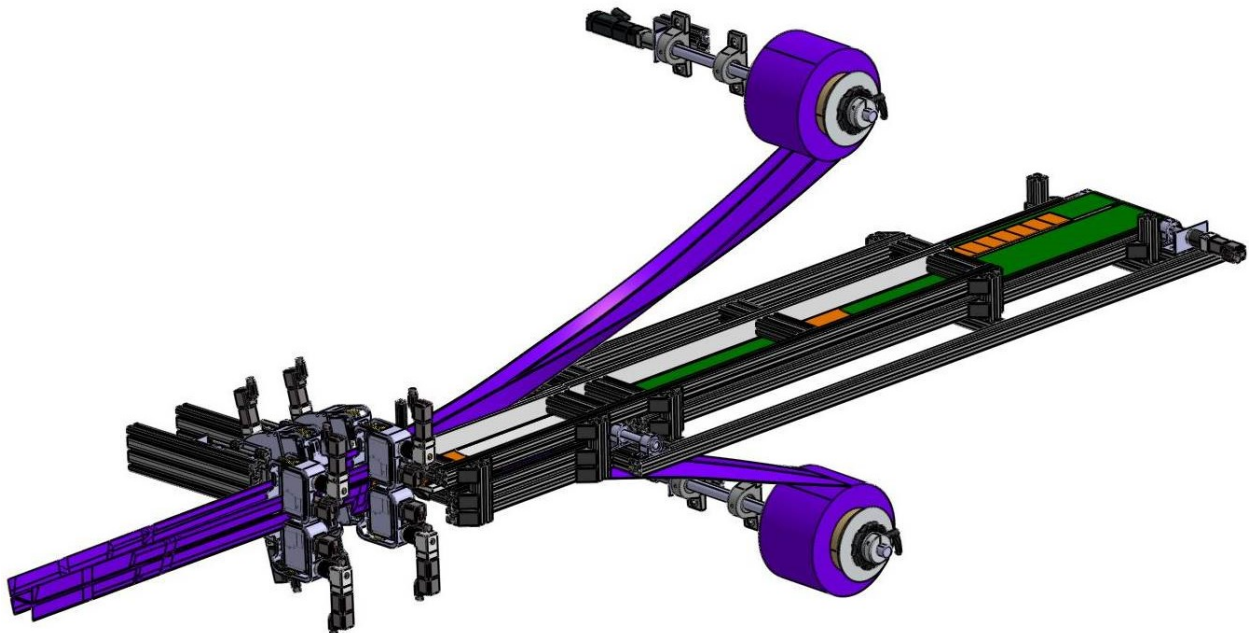


Abbildung 4-60: Konfiguration mit Finnenintegration und acht Walzenpaaren

4.2.3.2 Gesamtkonstruktion

Der Abschluss der Gesamtkonstruktion des Funktionsdemonstrators ist Resultat und Kombination der bereits entstandenen und dokumentierten Einzelkonstruktionen von Walzeneinheit sowie Speicher- und Integrationsmodul. Diese Baugruppen wurden umfassend angepasst und überarbeitet, um die bereits gemachten Erkenntnisse zu berücksichtigen.

Die finale Konstruktion (siehe Abbildung 4-61) ermöglicht das Formen der beiden Holme über bewährte Walzenmodule, welche das auf Rollen bereitgestellte Material innerhalb des Prozesses transportieren. Die Zuführung der vorkonsolidierten Finnenpreform in den Prozess erfolgt mittels Transportband und Zwangsführung, um den erforderlichen Aufwand zur Prozessüberwachung gering zu halten und mögliche Fehlerquellen zu reduzieren. Die komplexe Geometrie der Preform nahe der Lasteinleitungsfinne und die Anbindung von Finne und Holmen wird durch eine „fliegende Presse“ sichergestellt. Diese Lösung ist direktes Resultat der Vorversuche zur Formgebung und die sicherste Möglichkeit, die geforderte Geometrie innerhalb der Toleranzen zu fertigen und gleichzeitig einen kontinuierlichen Prozess darzustellen. Die gemachten Erfahrungen zur Binderaktivierung spiegeln sich in der Verwendung von Infrarot-Heizstrahlern wider.

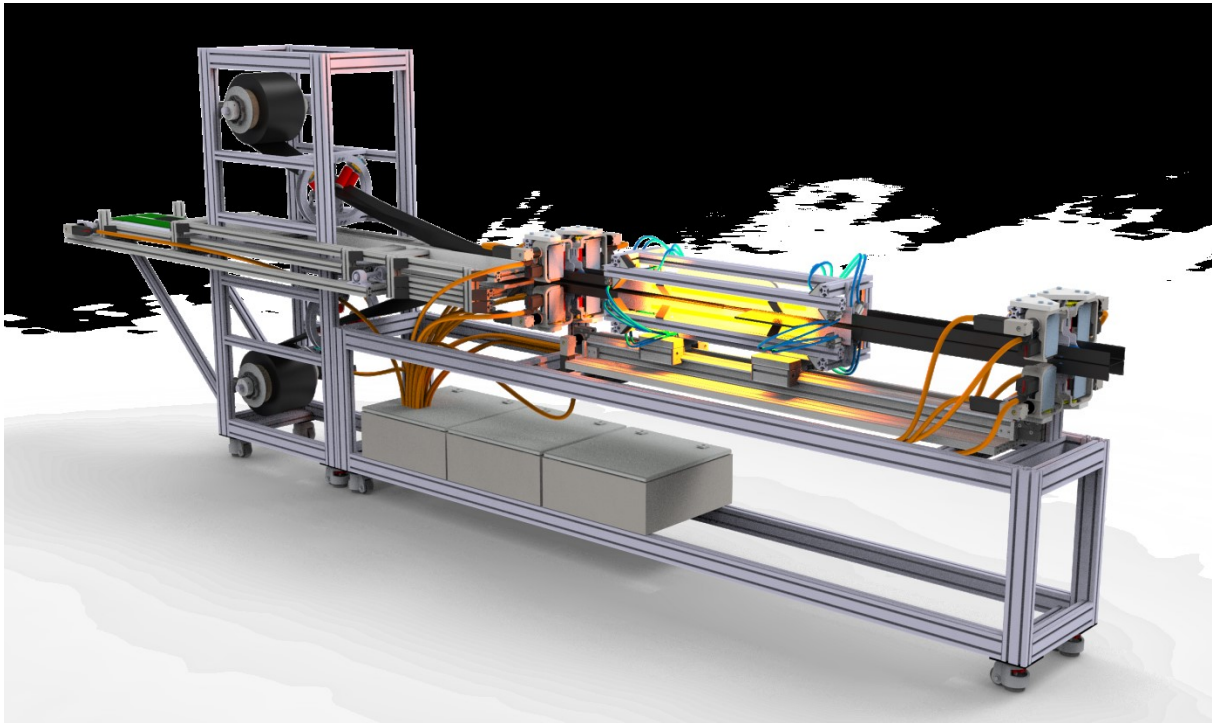


Abbildung 4-61: Gesamtkonstruktion mit Speicher- und Integrationsmodul sowie beweglichem Pressenwagen und doppelt ausgeführter Walzenkulisse

Die Walzenkulissen zur Förderung und Formgebung der Holme (siehe Abbildung 4-62) bietet in ihrer finalen Form weniger Flexibilität, aber gleichzeitig höhere Prozesssicherung. Dies ist ein Ergebnis der, in Abstimmung mit Airbus durchgeführten, Geometrieanpassung. Die Walzenkulisse wird doppelt ausgeführt und findet sich sowohl vor, als auch nach dem Pressenwagen, um während des gesamten Prozesses das Material sicher handhaben zu können.

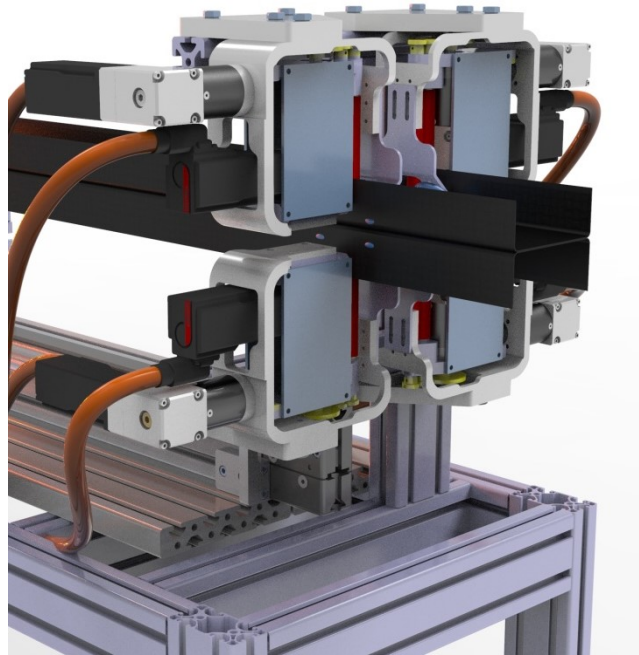


Abbildung 4-62: Walzenkulisse zur Förderung und Formgebung der Holme

Der entwickelte, bewegliche Pressenwagen (Abbildung 4-63) ermöglicht die Verwendung von Infrarot-Heizstrahlern für eine bessere und tiefergehende Binderaktivierung.

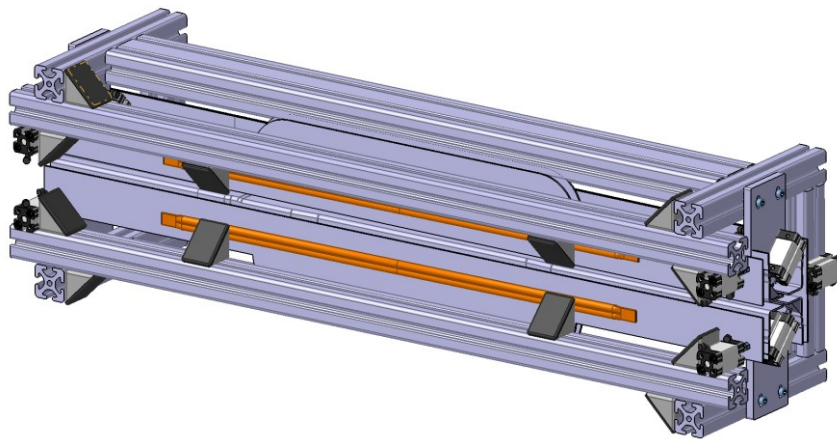


Abbildung 4-63: Pressenwagen

Untersuchungen haben gezeigt, dass im kontinuierlichen Prozess auf diese Weise ein ausreichend großes Zeitfenster zur Erwärmung aller Einzellagen realisiert werden kann. Abbildung 4-64 zeigt den Pressenwagen einmal nahe der Anfangs- sowie in seiner Endposition.

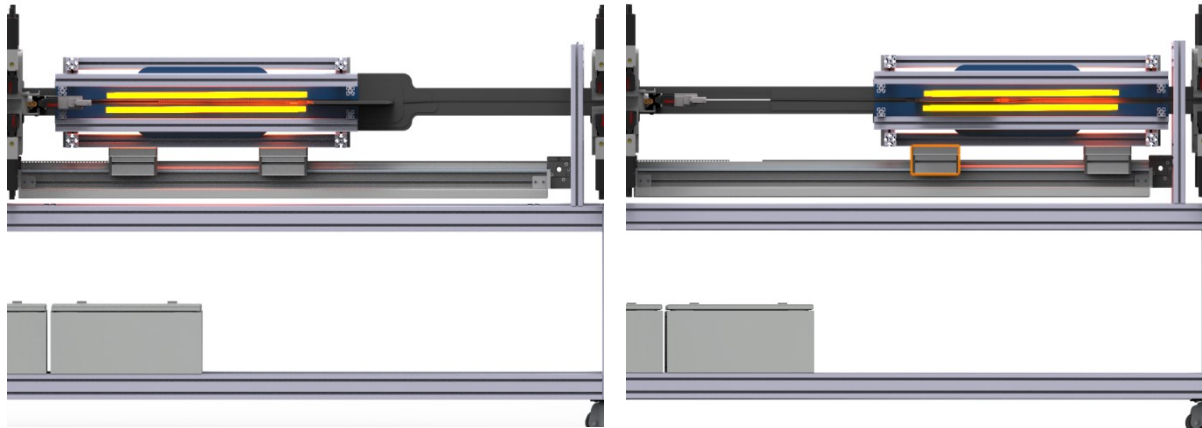


Abbildung 4-64: Anfangs- (links) und Endposition (rechts) des Pressenwagens

Mit dem Abschluss dieser Gesamtkonstruktion sind die Arbeiten im Paket AP2320 („Entwicklung des Funktionsdemonstrators“) beendet.

4.2.3.3 Wahl von Material und Anlagenkomponenten

Wie in Abschnitt 4.2.2.3 dargestellt, ist die Wahl von geeignetem Fasermaterial für alle Fertigungsversuche durch die mit Airbus zuvor abgestimmten Anforderungen bestimmt. Aufgrund von Änderungen von Produktbezeichnungen im Portfolio des Halbzeug-Lieferanten erfolgen auch im Projekt entsprechende Anpassungen bei der Benennung der Materialien. Die Bezeichnungen der zu verwendenden Materialien ändern sich somit von den in Tabelle 4-6 aufgeführten zu den in Tabelle 4-7 aufgeführten Produktnamen und werden dementsprechend im Lastenheft aktualisiert.

Tabelle 4-6: Materialbezeichnungen gemäß ursprünglicher Planung

<i>NCF Trockenfaser Material</i>	
Triax +	582 g/m ² - 1270 mm Breite (Typ V2)
Triax -	582 g/m ² - 1270 mm Breite (Typ V2)
Biax +	388 g/m ² - 1270 mm Breite (Typ V2)
Biax -	388 g/m ² - 1270 mm Breite (Typ V2)
UD	582 g/m ² - 1270 mm Breite (Typ V2)

Tabelle 4-7: Aktualisierte Materialbezeichnungen

<i>NCF Trockenfaser Material</i>	
Triax +	582 g/m ² - 300 mm Breite (Typ V8)
Triax -	582 g/m ² - 300 mm Breite (Typ V8)
Biax +	388 g/m ² - 300 mm Breite (Typ V8)
Biax -	388 g/m ² - 300 mm Breite (Typ V8)
UD	194 g/m ² - 300 mm Breite (Typ V8)

Für Fertigungsversuche wurden die in Tabelle 4-7 aufgeführten Materialien jeweils zu vier 50 m-Rollen mit einer für den kontinuierlichen Prozess angepassten Materialbreite von 300 mm bestellt. Bei der Wahl der Maschinenkomponenten wird auf Produkte eines regionalen Automatisierungsherstellers zurückgegriffen, um die Kompatibilität mit vorhandener Anlagentechnik sicherstellen zu können. Die Beschaffung umfasst dabei die in Tabelle 4-8 aufgeführten Hauptposten (sich automatisch ergebende Positionen wie Tragschienen und Anschlusskabel werden der Übersichtlichkeit halber nicht gesondert aufgeführt).

Tabelle 4-8: Anlagentechnik

Maschinenkomponenten	
Produkt	Anzahl
Sonderschaltschrank (Rittal, Typ AE 1339.500)	1
Servomotor (AM8113-0F20-0000)	6
Planetengetriebe (AG2250-+PLE40-M02-25-1B1-AM811x)	6
Servomotorklemme mit OCT (EL7201-0010)	10
8-Kanal-Digital-Eingangsklemme (EL1808)	2
2-Kanal-Analog-Einspeiseklemme (EL3152)	2
Industrie-PC Intel® Core™ i7 4700EQ mit Win7 Pro + Lizenz zur Nutzung von TC3 PLC	1

Die in Tabelle 4-8 aufgeführten Komponenten sind vollständig mit der bereits dargestellten Anlagentechnik des COPRO-Technologie-Prüfstandes kompatibel und sollen im Verbund mit diesem die Fertigung der Preform-Probekörper ermöglichen. Die Basiskomponenten (PC und Schaltschrank) sind dabei erweiterbar ausgelegt, um bei Bedarf zusätzlicher Motoren oder Messkomponenten einen Engpass zu vermeiden.

Bei ersten Arbeiten im Teilpaket „Testlauf“ (AP 2330) wurde ein Bedarf weiterer Pneumatikzylinder für den Einsatz innerhalb der beschriebenen „fliegenden Presse“ (siehe Abschnitt 4.2.3.2) identifiziert. Für diesen Zweck wurden ISO-Druckluft-Kompaktzylinder mit entsprechenden Spezifikationen gewählt. Wichtiges Kriterium bei der Auswahl war eine möglichst kleine Bauform bei Gewährleistung der notwendigen Druckkräfte und eine Kompatibilität zu bereits vorhandenen Komponenten. Konstruktiv bedingt wurde dadurch auch eine Anpassung beim Einsatz der IR-Strahler nötig, um der veränderten spezifischen Leistung der neuen Bauteile Rechnung zu tragen (siehe Tabelle 4-8).

Tabelle 4-9: Anpassungen der Heizstrahler

Bisherige IR-Komponenten			
Bezeichnung	elektr. Spezifikation	Länge	spez. Leistung
kurzwelliger Zwillingsrohr-Infrarotstrahler	1500 Watt, 230 V	200 mm	75 W/cm
aktualisierte IR-Komponenten			
Bezeichnung	elektr. Spezifikation	Länge	spez. Leistung
kurzwelliger Zwillingsrohr-Infrarotstrahler	1000 Watt, 400 V	400 mm	25 W/cm
kurzwelliger Zwillingsrohr-Infrarotstrahler	1600 Watt, 230 V	400 mm	40 W/cm

Die jeweiligen Änderungen sind Resultat der vorangegangenen und bereits beschriebenen Untersuchungen zur Optimierung aus dem Teilpaket „Optimierungsarbeiten“ (AP 2340).

4.2.4 AP 2340 Überprüfung und Optimierung

4.2.4.1 Fertigung von Subpreformen

Basierend auf dem in Tabelle 4-5 dargestellten Lagenaufbau und der in Abbildung 4-55 gezeigten Probekörpergeometrie wurden mittels CATIA V5R21 Schnittdaten generiert. Weil die originalen CAD-Daten zum Lagenaufbau in Form von Composite Part Designs nicht mehr zur Verfügung stehen, ist eine entsprechende Rekonstruktion der betreffenden Datensätze mittels Reverse Engineering erforderlich. Alle benötigten Schnittkonturen der Subpreformen wurden dazu aus den von Airbus bereitgestellten Volumenmodellen extrahiert. Die dafür notwendige Ableitung von passenden Flächendaten sowie deren Abwicklung wurde mittels Routinen aus dem Modul Generative Shape Design unmittelbar innerhalb CATIA realisiert. Die, bei der Ableitung von Flächen aus Volumenmodellen, entstehenden Abweichungen gegenüber den originalen Composite Part Designs wird als äußerst gering eingeschätzt, da es sich ausschließlich um dünnwandige Bauteile mit nur kleinflächig lokal mehrfach gekrümmter Geometrie handelt. Um Differenzen zu den von Airbus im händischen Prozess genutzten Schnittdaten auszuschließen, wurden die generierten Geometriedaten mit Dokumentationsfotos vom ursprünglichen Fertigungsprozess abgeglichen. Abbildung 4-65 zeigt die entstandenen Schnittdaten in Form von Einzelkonturen. Erforderliche Lagenausläufe zur Erreichung der laut Volumendaten geforderten Bauteildicke wurden entsprechend berücksichtigt und sind bei den Zuschnitten der Lasteinleitungsfinne (Fin) sowie der C-Profil-Verstärkungslagen (CFinFWD & CFinAFT) zu erkennen.

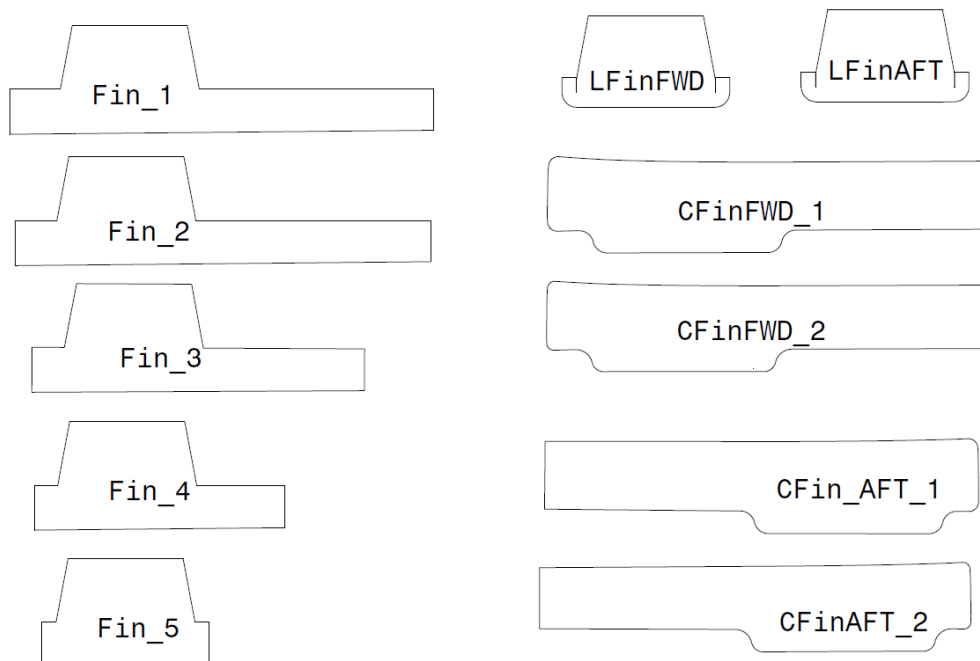


Abbildung 4-65: Generierte Schnittdaten

Der Zuschnitt des Materials findet gemäß Tabelle 4-5 statt. Dafür kommt ein am DLR Braunschweig zur Verfügung stehender, digitaler Flachbettcutter zum Einsatz. Durch die damit mögliche vollautomatische Fertigung aller Schnitte wird höchste Wiederholgenauigkeit und ein Minimum an Verschnitt gewährleistet. Abbildung 4-66 zeigt im Hintergrund den Schnittprozess und vorne die generierten Schnittmuster bei optimaler Materialausnutzung.

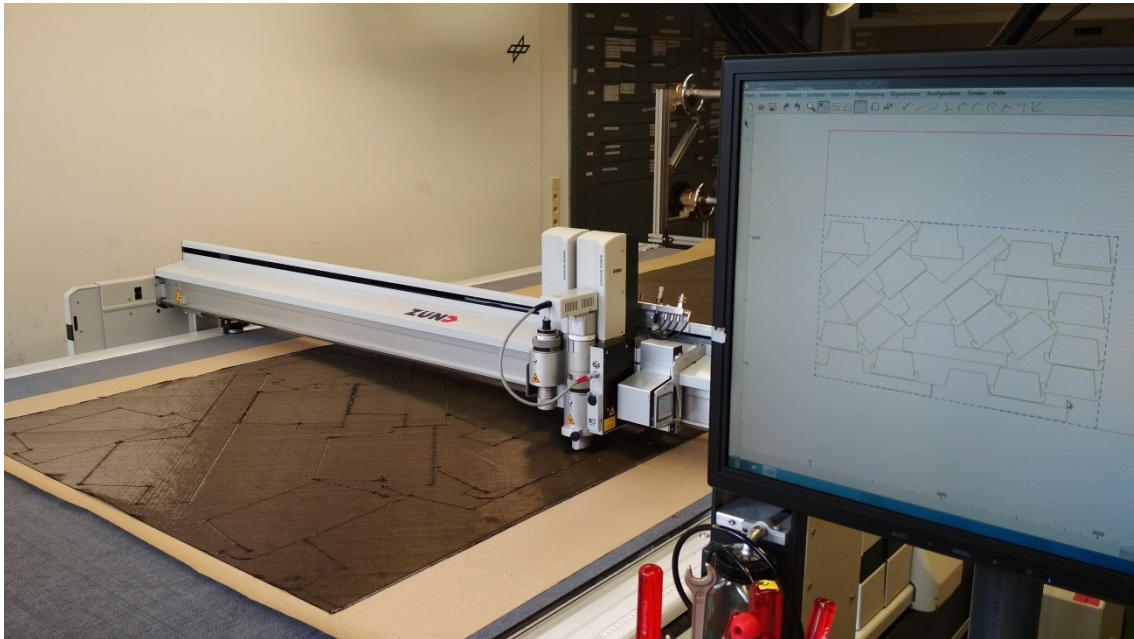


Abbildung 4-66: Zuschnitt des Fasermaterials auf Flachbettcutter

Abbildung 4-67 zeigt die auf diese Weise gefertigten Zuschnitte für die C-Profil-Verstärkungslagen (CFinFWD & CFinAFT) vor dem darauffolgenden Preformingprozess. Die so entstandenen Subpreformen werden anschließend zu der in Abbildung 4-55 (rechts) dargestellten Baugruppe kombiniert und mittels des von Airbus bereitgestellten Toolings gemeinsam konsolidiert, bevor sie als Input für den kontinuierlichen Fertigungsprozess dienen.

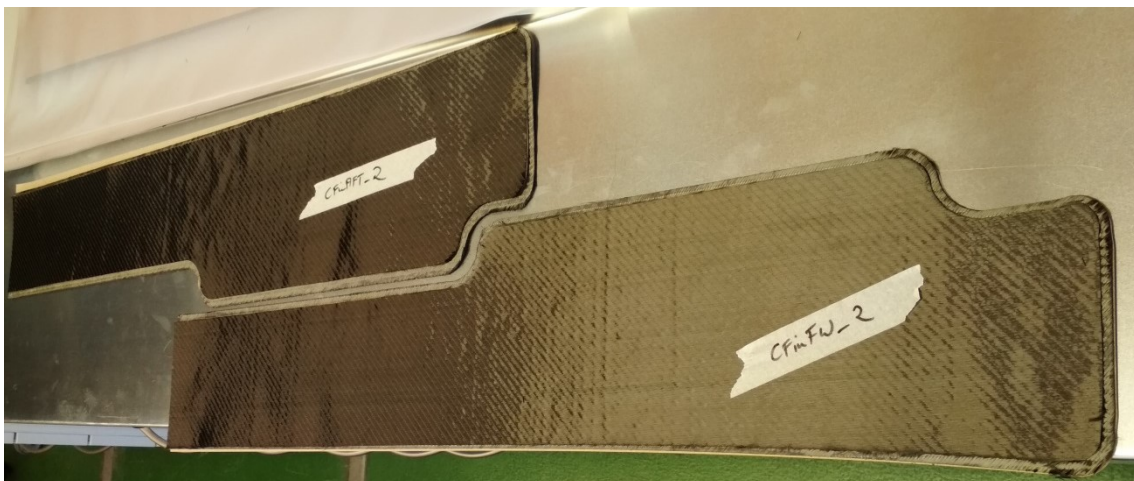


Abbildung 4-67: Kombinierte Zuschnitte für CFinFWD und CFinAFT

Basierend auf den entstandenen und dokumentierten Lagenzuschnitten wurden die, für den kontinuierlichen Integrationsprozess erforderlichen, Subpreformen gefertigt und zu mehrteiligen Preformen zusammengefügt. Die entstandenen Geometrien sind in Abbildung 4-65 skizziert. Diese Bauteile repräsentieren das beschriebene „Fin3 Design C3“ und dienen somit im Fertigungsprozess als direkter Input. Die Baugruppe umfasst die eigentliche Lasteinleitungsfinne („Fin“) sowie jeweils zwei daran angelegte C-Profil-Verstärkungspreformen („CFinFWD“ & „CFinAFT“) und jeweils zwei L-förmige Verbindungspreformen nahe dem Lasteinleitungsbereich („LFinFWD“ & „LFinAFT“). Um Kompatibilität in den nachfolgenden Fertigungs- und Handhabungsschritten zu gewährleisten, wurde diese Baugruppe unter Zuhilfenahme des von Airbus bereitgestellten Toolings geformt und konsolidiert. Mittels des entwickelten Fertigungsdemonstrators (siehe Abschnitt 4.2.3) werden diese mehrteiligen Preformen mit den beiden zu preformenden Holmen zusammengeführt und erneut konsolidiert.

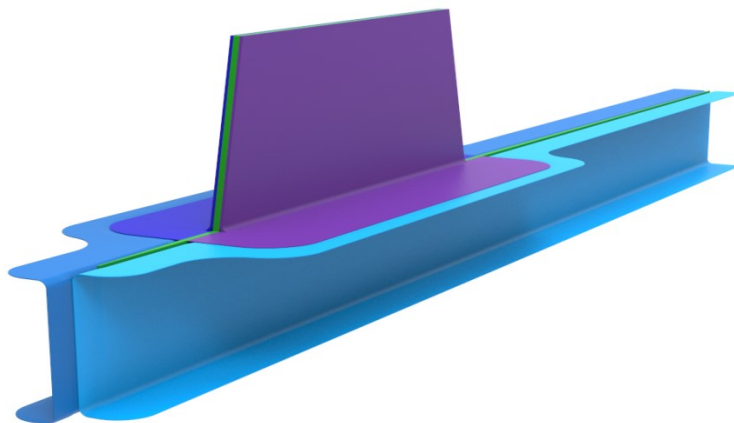


Abbildung 4-68: Geometrie der mehrteiligen Preformen

Für die Fertigung wurden nach Bedarf entsprechende Hilfskonstruktionen entwickelt (siehe Abbildung 4-69, links), um reproduzierbare Ergebnisse sicherzustellen und komplexe Geometriemerkmale, wie die Querschnittsänderung infolge der Finnenintegration, fehlerfrei realisieren zu können. Beobachtete Schwierigkeiten wurden dokumentiert und evaluiert. Als Vergleich dienten dabei erneut Dokumentationsfotos aus dem Fertigungsprozess von Airbus.

Basierend auf den dargestellten Erkenntnissen aus Vorversuchen wurde die Temperatur während der Preformfertigung mit bildgebenden Messmitteln (IR-Kamera) überwacht (siehe Abbildung 4-69, rechts). Da es sich bei den gefertigten Preformen auch innerhalb eines Serienprozesses um händisch zu produzierende Bauteile handelt, wurden innerhalb der Laborfertigung ausschließlich Techniken und Hilfsmittel der händischen Produktion verwendet. Dies umfasst im konkreten Fall die Formgebung mit einem von Airbus bereitgestellten Tooling sowie einigen speziell angefertigten Negativformen basierend auf den überlassenen CAD-Geometriedaten und weiterhin die Binderaktivierung mittels Konduktion (Bügeleisen)

für kleinteilige und detaillierte Merkmale sowie Wärmestrahlung (IR-Strahler) für großflächige Bereiche.

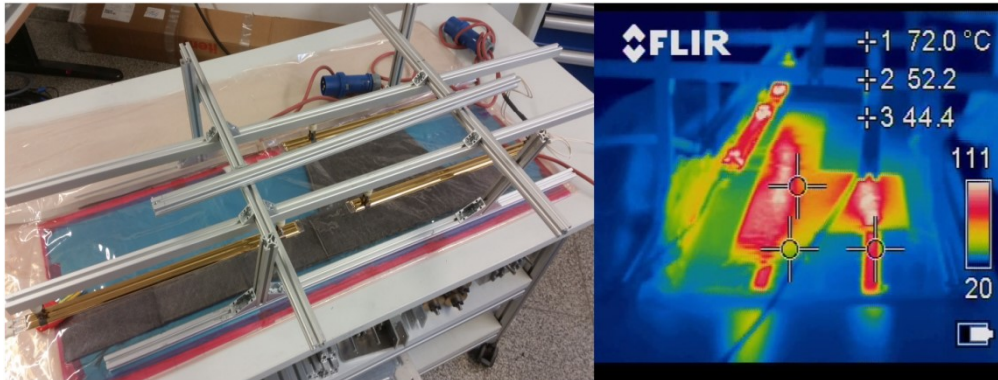


Abbildung 4-69: Hilfskonstruktion für Preformfertigung (links) und Überwachung der Binderaktivierung mittels IR-Kamera (rechts)

Die Fertigung von Subpreformen als Input für den kontinuierlichen Prozess war aufgrund unerwarteter Herausforderungen deutlich komplexer und zeitaufwendiger als in der Planung angenommen. Dennoch konnte das Verfahren optimiert und ausreichend Probekörper generiert werden. Im Rahmen dieser Arbeiten wurde ein deutlich höherer Aufwand in Bezug auf die Kombination der Einzelteil-Preformen zur vollständigen und mehrteiligen Input-Geometrie identifiziert als ursprünglich erwartet.

Grund für diese Komplikationen sind zum einen die komplexe Geometrie der zusammengesetzten Preformen selbst („Fin3 Design C3“), als auch die Dicke der zu kombinierenden Einzelteile. Darüber hinaus erweist sich das mit Airbus abgestimmte und ausgewählte Material in seiner Handhabung und Verarbeitung ungünstiger als im Voraus angenommen. Speziell zeigte sich das Material unerwartet eigensteif und verscherbeständig, was eine formgetreue Drapierung erheblich erschwerte. Dennoch konnten mit erhöhtem zeitlichem Aufwand die für die spätere Integration erforderlichen Probekörper präzise gefertigt werden (siehe Abbildung 4-72).

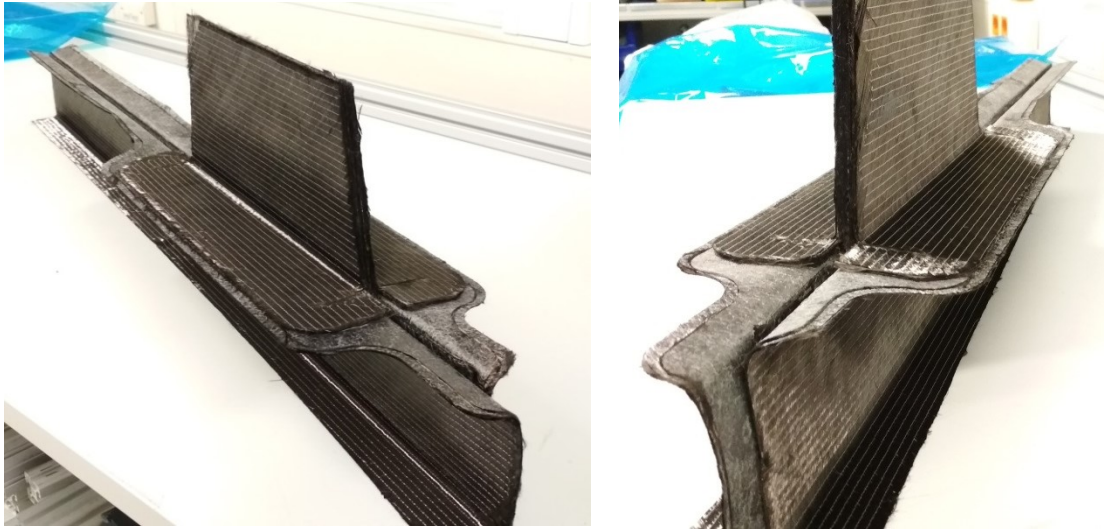


Abbildung 4-70: Fertig konsolidierte Preformen in Input-Geometrie („Fin3 Design C3“)

Konkret war dabei die Konsolidierung der zusammengesetzten Preformen anspruchsvoll und somit im Fokus mehrerer Optimierungsläufe. Da das von Airbus in vorangegangenen Versuchen verwendete Preforming-Werkzeug für die manuelle Fertigung der finalen Holmstruktur inklusive Lasteinleitungsfinne und Verstärkungslagen entwickelt wurde, erwies sich dessen Verwendung für jene Probekörper mit Input-Geometrie nach ersten Versuchen als nicht optimal. Das Fehlen der, im kontinuierlichen Prozess erst nachfolgend anzufügenden, Holmlagen führt dabei zu einer unzureichenden Kompaktierung und das erforderliche Nennmaß kann nicht erreicht werden. Darüber hinaus stellt das von Airbus verwendete Werkzeug eine enorme thermische Masse im Verhältnis zur Preformstruktur dar (siehe Abbildung 4-71), wodurch eine Binderaktivierung mittels der geplanten IR-Strahler kaum möglich war.

In Reaktion darauf wurde auf eine Aktivierung mittels Heizofen ausgewichen, um erste Ergebnisse zu generieren. Da dieses Verfahren aber nicht im Einklang mit den später verfügbaren Anlagenkomponenten ist, wurden keine weiteren Preformen damit gefertigt.

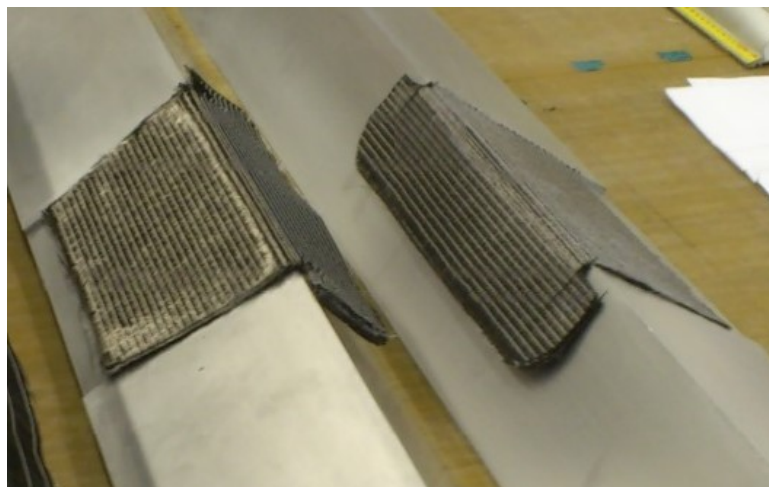


Abbildung 4-71: Ursprünglich verwendetes Werkzeug im Verhältnis zu LFin-Preformen

Eine Kompaktierung der gesamten Struktur mittels Vakuumaufbau erwies sich wiederum aufgrund der unregelmäßigen Geometrie als nicht zielführend. Deshalb wurden die bereits detaillierten Einzelpreformen von Finne (Fin), L-förmigen Verbindungslagen (LFinFWD & LFinAFT) sowie C-Profil-Verstärkungslagen (CFinFWD & CFinAFT) separat in entsprechend passenden Vakuumaufbauten kompaktiert. Für diesen Zweck wurden weitere Hilfswerkzeuge konstruiert (siehe Zwischenbericht 1. Halbjahr 2018; Abschnitt 2.2.4). Mittels dieser Weiterentwicklungen und dem Einsatz neuer IR-Strahler mit geänderter spezifischer Leistungsdichte (siehe Tabelle 4-8) konnte eine signifikante Verbesserung der Konsolidierung erreicht werden. Besonders die Binderaktivierung bleibt im Bereich der Verbindung von Lasteinleitungsfinne und L-förmigen Verbindungslagen aufgrund der zu beheizenden Gesamtdicke von 8 mm weiterhin anspruchsvoll. An diesen Stellen entsteht, bedingt durch die 4 mm dicke Finne, ein unerwünscht großer Wärmeabfluss, wobei eine Erhöhung der in das System eingehenden Energie nicht problemlos möglich ist. Temperaturen oberhalb 130°C schädigen das Material (vgl. Zwischenbericht 1. Halbjahr 2018; Abbildung 2-11) und sind unbedingt zu vermeiden. Für die zuverlässige Aktivierung dieser Bereiche ist deshalb ein präzise geregelter Heizprozess etabliert worden.

Infolge dessen konnten Binderaktivierung und Formtreue der Preformen insgesamt gesteigert werden, wodurch in nachfolgenden Integrationsversuchen eine bessere Handhabbarkeit sowie Gesamtqualität möglich wird.

4.2.4.2 Untersuchung und Bewertung der Preformqualität (AP2330)

Da die in Abschnitt 4.2.4 beschriebenen Preformen als Input für den entwickelten kontinuierlichen Prozess innerhalb der konstruierten Vorrichtung dienen, müssen diese strikten geometrischen und handhabungstechnischen Qualitätsansprüchen genügen. Unzulässige Abweichungen würden den Ablauf des automatisierten Integrationsprozesses gefährden und einen erheblichen Mehraufwand in der Prüfstandkonstruktion bedeuten, um diese Abweichungen sicher tolerieren zu können. Aus diesem Grund werden die gefertigten Preformen detailliert untersucht und hinsichtlich ihrer Qualität bewertet. Die dokumentierten Beobachtungen ermöglichen eine Verbesserung des Subpreform-Fertigungsprozesses und stellen die Kompatibilität der Bauteile im kontinuierlichen Prozess sicher. Untersucht wurden geometrische Toleranzen wie Winkel, Lagenposition und Radienform sowie materialtechnische und prozessbedingte Auffälligkeiten wie Faltungen, Faserausrisse oder Schäden infolge thermischer Überlastung bei der Binderaktivierung (siehe Abbildung 4-72).

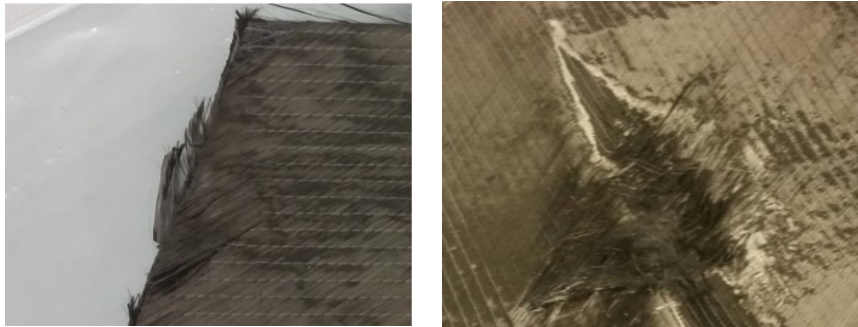


Abbildung 4-72: Typische Schäden wie Faserausrisse (links) und Verbrennung (rechts)

Die Bewertungskriterien der gefertigten Preformen orientieren sich dabei an den im Lastenheft definierten Merkmalen und Toleranzen. Insgesamt sind nach ersten Iterationen die Ergebnisse der händischen Preformfertigung gleichbleibend hoch, sodass bei der Bereitstellung der benötigten Finnenpreformen keine Komplikationen erwartet werden. Abbildung 4-73 und Abbildung 4-74 zeigen beispielsweise die Dickenverteilung innerhalb mehrerer Finnenpreformen beziehungsweise deren prozentuale Abweichung vom Idealwert. Die Abweichungen aller gefertigten Preformen sind innerhalb der zulässigen Toleranz und die erforderliche Geometrie kann mit Labormitteln reproduzierbar bereitgestellt werden.

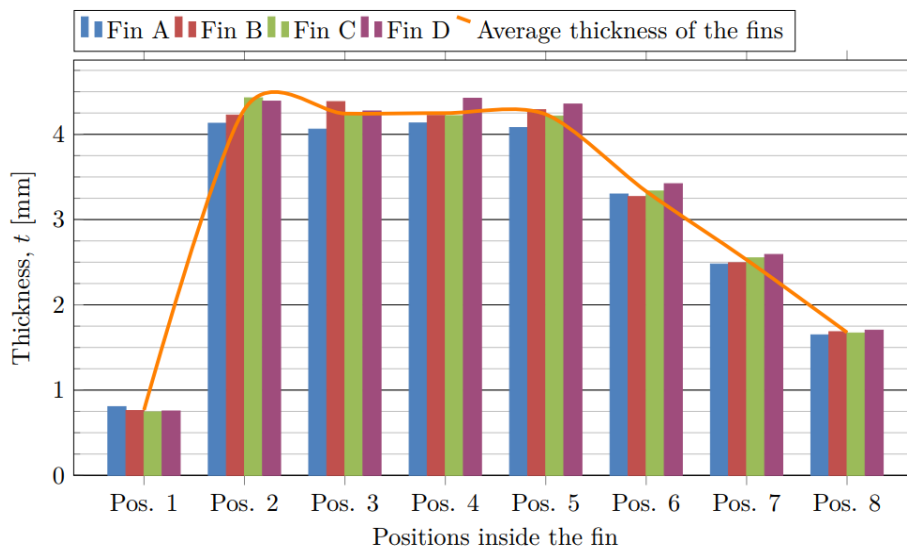


Abbildung 4-73: Dickenverteilung der Finnenpreform

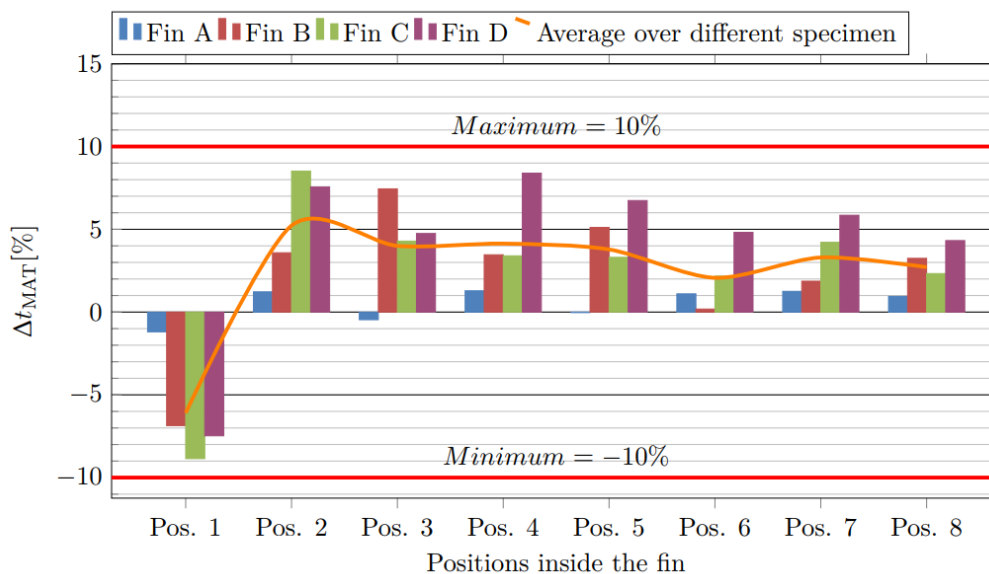


Abbildung 4-74: Prozentuale Abweichung der Dicke vom Idealwert

4.2.4.3 Aufbau eines Rollenprüfstandes für Fertigungsversuche

Als Erweiterung des bestehenden Materialspeichers wurde ein einfacher Rollenprüfstand entwickelt und montiert, der Versuche zu einzelnen Aspekten der kontinuierlichen Fertigung ermöglicht. Da die Ausrichtung des Fasermaterials im bisherigen Prozess eine mittels Regelkreis zu überwachende Teilaufgabe darstellt, erfordert die Erweiterung des Materialspeichers zur Mehrlagenumformung eine entsprechend umfangreiche Anlagentechnik und Sensorik. Diese kostenintensive und stör anfällige Komplexität kann verhindert werden, wenn es

gelingt, den aktuell geregelten Teilprozess durch rein konstruktive Maßnahmen zu substituieren. Bedingung hierfür ist die sichere und wiederholgenaue Ausrichtung des zu verarbeitenden Materialbandes beim Einlaufen in den Umformprozess. Für die Schaffung möglicher Lösungsansätze zur rein konstruktiven und unregelmäßigen Bewältigung dieser Problemstellung wurde der in Abbildung 4-75 abgebildete Rollenprüfstand realisiert. Dieser ermöglicht es, das Verhalten des Materialbandes bei der gewünschten Zentrierung mittels mehrerer Umlenkrollen zu untersuchen.

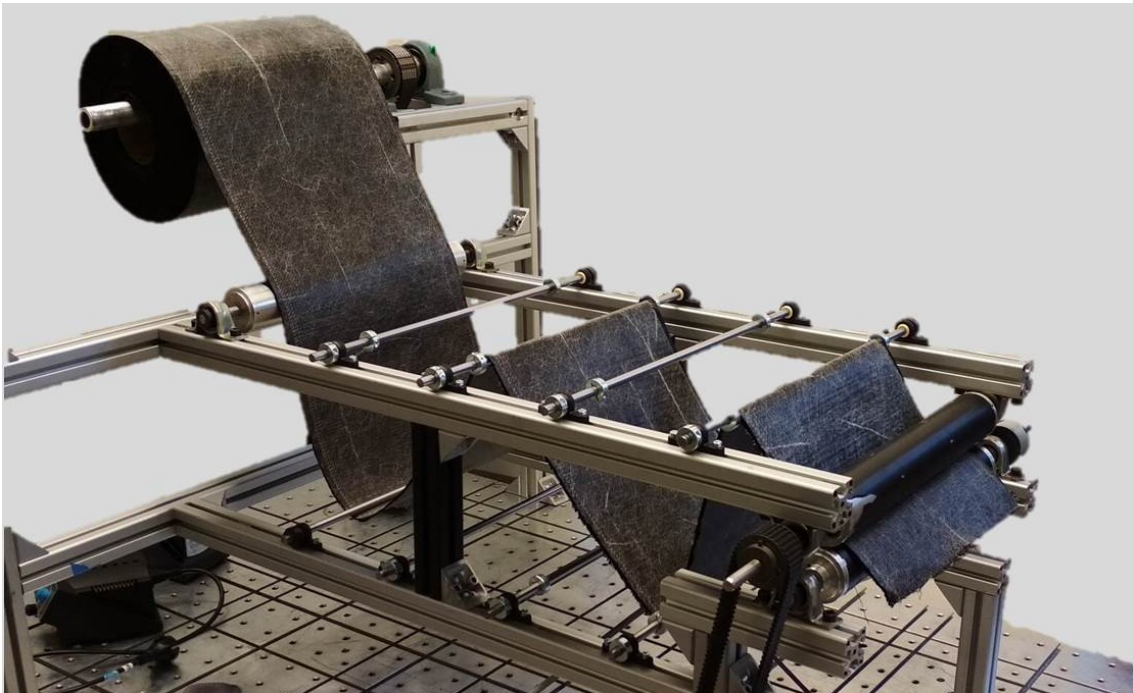


Abbildung 4-75: Rollenprüfstand für Fertigungsversuche

5 Zusammenfassung

Die Arbeiten im Projekt Next.Move – AuProH können als erfolgreich bezeichnet werden. In AP1300 wurden Automatisierungskonzepte entwickelt, die einen vielversprechenden Ansatz für die automatisierte Herstellung des AFS-Preforms zeigen. In Abbildung 5-1 sind die Versuchsergebnisse in Abhängigkeit von den verwendeten Faserhalbzeugen dargestellt. Es konnte gezeigt werden, dass die automatisierte Drapierung mithilfe des am DLR Augsburg entwickelten Funktionsträgers zuverlässig und wiederholbar durchgeführt werden kann. Basierend auf dieser Toolinggeometrie konnte das 0°/90° NCF problemlos verarbeitet werden, wobei sich beim +/-45° NCF, insbesondere in Verbindung mit dem Bindervlies, kleinere Falten im den doppelt gekrümmten Bereichen gebildet haben. Wie beschrieben, lassen sich die Effekte mithilfe von automatisierten Druckstempeln verhindern. Das Preforming zweier oder mehrerer Faserlagen ist möglich, wobei das Greifsystem zum Materialtransport überarbeitet werden muss.

	ABS_5657 0°/90° NCF	ABS_5657 0°/90° NCF + Spunfab	ABS_5660AB +/-45°	ABS_5660AB +/-45° + Spunfab	ABS_5657 + ABS_5660AB
Material transport	★★★★★	★★★★★	★★★★★	★★★★★	★★★★★
Deep drawing	★★★★★	★★★★★	★★★★★	★★★★★	★★★★★
Final draping	★★★★★	★★★★★	★★★★★	★★★★★	★★★★★
Binder activation	Couldn't be investigated				

Abbildung 5-1: Bewertung der Versuchsergebnisse in Abhängigkeit der verwendeten Faserhalbzeuge

Im AP2300 wurde ein Fertigungskonzept entwickelt, mit dem eine automatisierte Preformfertigung von komplexen Holmgeometrien mit integrierten Lasteinleitungsfinnen möglich ist. Das Konzept beruht auf einem kontinuierlichen Verfahren für die Fertigung der C-Profil-Holme und der parallelen Integration einer differentiell gefertigten Lasteinleitungsfinne. Das Konzept wurde in einem detaillierten CAD-Design auskonstruiert. Die Komponententechnologien wurden in Versuchen validiert. Hierzu zählt insbesondere die Temperaturführung mit Infrarotstrahlern. In unterschiedlichen Optimierungsphasen wurden z. B. Kosteneinsparpotenziale identifiziert, welche vor allem durch Materialeinsparungen, basierend auf einer fertigungsangepassten Bauweisen-Modifikation, realisierbar wären.

Besonders hervorzuheben war die sehr gute Zusammenarbeit aller Partner im Projekt, insbesondere mit dem Konsortialführer Airbus. Tiefe Einblicke in die Fertigung machten es möglich, Optimierungspotenziale zu identifizieren, was maßgeblich zum Erfolg des Projektes beigetragen hat.

6 Anhang

6.1 Veröffentlichungen, Vorträge

Tabelle 6-1: Veröffentlichungen und Vorträge im Berichtszeitraum

Nr.	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[1]	AP2320		T. Kronemeyer; <i>Entwicklung einer Vorrichtung zur Integration von Subpreformen in einen kontinuierlichen Prozess</i> ; Bachelorarbeit; TU Braunschweig; 2017
[2]	AP2320		D. Lähn; <i>Untersuchung der Thermalcharakteristik von trockenen Mehrlagenpreformen</i> ; Bachelorarbeit; TU Braunschweig; 2017
[3]	AP2330		A. Ochotorena; <i>Fertigung, Untersuchung und Bewertung von mehrteiligen Preformen</i> ; Studienarbeit; TU Braunschweig; 2018
[4]	AP1300	Elib: 121288	M. Körber, M. Endrass, G. Braun, V. Saravanam, <i>Manufacturing Process for Automated Preforming of Complex, Double-Curved Components Based on the Diaphragm Method</i> TRA2018, Wien, 2018
[5]	AP1300	Elib: 123860	M. Endrass, M. Körber, G. Braun, <i>An Approach for the Automated Production of Dry Textile Carbon Fiber Non-Crimp Fabric Preforms using an Adapted Diaphragm Forming Process</i> ECCM18, Athen, 2018
[6]	AP1300		V. Saravanam, M. Körber, M. Endraß, <i>Finite Element Method Based Simulation and Validation of Draping Strategies for the Development of an Automated Preforming Process</i> , Masterarbeit, Hochschule Augsburg University of Applied Sciences, 2017

6.2 Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur

Tabelle 6-2: Verwendete Fachliteratur im Berichtszeitrum

	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[7]			Beispiel: Autor (Name, Akad. Grad Vorname,); Projekt, Titel des Dokumentes oder der Veröffentlichung; ggf. Firma/Institution, Version, Art (Technischer Bericht, Zwischenbericht, Proceeding, o.ä.); Datum, Ort

6.3 Liste der erstellten Dokumentation

Tabelle 6-3: Erstellte Dokumentation im Berichtszeitrum

	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[8]			Beispiel: Autor (Name, Akad. Grad Vorname,); Projekt, Titel des Dokumentes oder der Veröffentlichung; ggf. Firma/Institution, Version, Art (Technischer Bericht, Zwischenbericht, Proceeding, o.ä.); Datum, Ort

7 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1: Aero-Flap-Support (AFS), zu preformende Außenhaut in Gelb dargestellt.....	4
Abbildung 1-2: Darstellung der Landeklappe	5
Abbildung 1-3: Seitenansicht der Landeklappe.....	6
Abbildung 3-1: Projektstruktur und Arbeitspakete der Partner	13
Abbildung 4-1: Schematische Darstellung des manuellen Preformingprozesses	17
Abbildung 4-2: Durchführung der manuellen Drapierversuche.....	19
Abbildung 4-3: Beispielergebnisse der manuellen Drapierversuche	20
Abbildung 4-4: Auswahl an erarbeiteten Konzeptideen	21
Abbildung 4-5: Konzeptidee zur Ablage von Faserhalbzeugen auf dem Tooling	22
Abbildung 4-6: Aufbereitung des AFS-Tooling	23
Abbildung 4-7: Konstruktion und Aufbau des Tooling-Unterbaus.....	24
Abbildung 4-8: Druckstück zur Unterstützung des Drapierprozesses.....	25
Abbildung 4-9: Aufbau des Kompaktierungsversuches.....	26
Abbildung 4-10: Ergebnisse der Kompaktierungsversuche.....	26
Abbildung 4-11: Auswahl unterschiedlicher Seed-point	27
Abbildung 4-12: Drapiersimulationsergebnis der Durchgangslagen.....	28
Abbildung 4-13: Drapiersimulationsergebnis der Verstärkungslagen(Butterfly-Plys).....	28
Abbildung 4-14: Darstellung der verwendeten seed-points.....	29
Abbildung 4-15: Ergebnisse der Drapiersimulationen auf Basis der FishNet-Methode. Links: Zuschnittsgeometrien, Rechts: Verscherungsintensität über die Bauteilgeometrie	30
Abbildung 4-16: Prozessablaufes des Automatisierungskonzeptes	31
Abbildung 4-17: Roboter mit Aufnahmeendeffektor (Version als Wendegreifer mit Haubenintegration).....	32
Abbildung 4-18: Flächige Auflage der Zuschnitte mit geführter Absenkmechanik.....	33
Abbildung 4-19: Testverlauf der Zuschnittsklemmfunktion	33
Abbildung 4-20: Anwendungsfall der Drapierhaube am Wendegreifer.....	34
Abbildung 4-21: Steuerbare Preformeinrichtung (links: Querschnitt, rechts: Draufsicht)	35
Abbildung 4-22: Verfahrensverlauf zur Drapierung und Kompaktierung mithilfe der Preformeinrichtung	36
Abbildung 4-23: Greif- und Transport-Endeffektor	37

Abbildung 4-24: Ablagemechanik (halbseitige Darstellung)	38
Abbildung 4-25: Drapier- und Kompaktiereinheit	39
Abbildung 4-26: Heißluftsystem der Firma Leister	39
Abbildung 4-27: Transportgreifer mit Zuschnitt	40
Abbildung 4-28: Absenkbare Ablagefläche	40
Abbildung 4-29: Fixierung des Zuschnittes und Drapierung des oberen Bereichs	41
Abbildung 4-30: Aufbau der Drapier- und Kompaktierhaube	42
Abbildung 4-31: Drapier- und Kompaktierhaube im Einsatz	42
Abbildung 4-32: Versuchsaufbau mit drucksensitiver Matte von XSENSOR	43
Abbildung 4-33: Druckverteilung auf das Preform in drei Stufen	44
Abbildung 4-34: Digitalisierung der manuell ermittelten Zuschnittgeometrie	45
Abbildung 4-35: Funktionsdemonstrator mit Darstellung des Prozessverlaufes	45
Abbildung 4-36: Ergebnis der Drapierversuche mit Saertex ABS5657 – 0°/90° NCF	47
Abbildung 4-37: Drapierversuche mit Saertex ABS5660AB – +/-45° NCF	48
Abbildung 4-38: Ergebnis der Drapierversuche mit ABS_5657 + ABS_5660AB	49
Abbildung 4-39: Vereinfachte Darstellung der Holmpreform mit integrierter Lasteinleitungsfinne (blau), und Holmlagen (orange)	51
Abbildung 4-40: Detailansicht der Finne	52
Abbildung 4-41: Skizzierte Lage der tolerierten Maße am Bauteil	53
Abbildung 4-42: Teilkonzepte für eine Formgebung basierend auf Einzellagenumformung (links) und Mehrlagenumformung (rechts)	54
Abbildung 4-43: Mögliche Konzepte zur Preform-Handhabung: Formgebung und anschließender Transfer auf Kern (links), Formgebung und „Überfahren“ des Kerns (mittig) und Formgebung auf laufenden Kern (rechts)	55
Abbildung 4-44: Für kontinuierliche Fertigung ungünstige Bereiche der Holmgeometrie (links) und mögliche Substitution (rechts)	56
Abbildung 4-45: Notwendige Materialbreite bei aktuellem Zuschnitt (links), Zuschnitt ohne Finne (mittig) und mittlerer Zuschnitt (rechts)	56
Abbildung 4-46: Skizzierte Realisierung des Fertigungskonzeptes (Finne, orange)	58
Abbildung 4-47: Verscherwinkel über gesamtem Holm (0°-Orientierung)	59
Abbildung 4-48: Detailansicht der Finnenumgebung bei einer Materialorientierung von 0° (unten links), 45° (unten mittig) und 90° (unten rechts)	60

Abbildung 4-49: Infrarot-Strahler bei Materialerwärmung (links) und IR-Aufnahme des aufgeheizten Materials (rechts) im kontinuierlichen Versuch	61
Abbildung 4-50: Bauteilabbild (links) und Laserschnittsensor (rechts)	62
Abbildung 4-51: Winkelmessung an Laserschnittbild	62
Abbildung 4-52: Gemessene Oberflächentemperatur	63
Abbildung 4-53: Temperaturverlauf bei einseitiger Bestrahlung	64
Abbildung 4-54: Temperaturverlauf bei beidseitiger Bestrahlung	64
Abbildung 4-55: Geometrie des „Fin 3 Design C3“	65
Abbildung 4-56: Schnittansicht von „AMF Design“ (links) und „Fin 3 Design C3“ (rechts)	66
Abbildung 4-57: Neue Walzeneinheit mit: Umformwalzen (rot), Radiusrollen (blau) und Antrieben (anthrazit)	69
Abbildung 4-58: Anordnung zweier Walzenpaare am Profil (rot)	70
Abbildung 4-59: Finnenintegrationseinheit mit Finne (orange) und Zahnriemen (grün)	70
Abbildung 4-60: Konfiguration mit Finnenintegration und acht Walzenpaaren	71
Abbildung 4-61: Gesamtkonstruktion mit Speicher- und Integrationsmodul sowie beweglichem Pressenwagen und doppelt ausgeführter Walzenkulissee	72
Abbildung 4-62: Walzenkulissee zur Förderung und Formgebung der Holme	73
Abbildung 4-63: Pressenwagen	73
Abbildung 4-64: Anfangs- (links) und Endposition (rechts) des Pressenwagens	74
Abbildung 4-65: Generierte Schnittdaten	77
Abbildung 4-66: Zuschnitt des Fasermaterials auf Flachbettcutter	78
Abbildung 4-67: Kombinierte Zuschnitte für CFinFWD und CFinAFT	79
Abbildung 4-68: Geometrie der mehrteiligen Preformen	79
Abbildung 4-69: Hilfskonstruktion für Preformfertigung (links) und Überwachung der Binderaktivierung mittels IR-Kamera (rechts)	80
Abbildung 4-70: Fertig konsolidierte Preformen in Input-Geometrie („Fin3 Design C3“)	81
Abbildung 4-71: Ursprünglich verwendetes Werkzeug im Verhältnis zu LFin-Preformen	81
Abbildung 4-72: Typische Schädigungen wie Faserausritt (links) und Verbrennung (rechts)	83
Abbildung 4-73: Dickenverteilung der Finnenpreform	84
Abbildung 4-74: Prozentuale Abweichung der Dicke vom Idealwert	84
Abbildung 4-75: Rollenprüfstand für Fertigungsversuche	85

Abbildung 5-1: Bewertung der Versuchsergebnisse in Abhängigkeit der verwendeten Faserhalbzeuge.....86

8 Tabellenverzeichnis

Tabelle 4-1: Verkürzte Übersicht der definierten Qualitätsanforderungen52

Tabelle 4-2: Bewertung der einzelnen Teilkonzepte durch Airbus und DLR.....57

Tabelle 4-3: Material für Preformfertigung60

Tabelle 4-4: Material für Preforming66

Tabelle 4-5: Notwendige Anpassungen des Lagenaufbaus aller Subpreformen67

Tabelle 4-6: Materialbezeichnungen gemäß ursprünglicher Planung.....75

Tabelle 4-7: Aktualisierte Materialbezeichnungen.....75

Tabelle 4-8: Anlagentechnik76

Tabelle 4-9: Anpassungen der Heizstrahler.....76

Tabelle 6-1: Veröffentlichungen und Vorträge im Berichtszeitrum87

Tabelle 6-2: Verwendete Fachliteratur im Berichtszeitrum.....88

Tabelle 6-3: Erstellte Dokumentation im Berichtszeitrum.....88

Letzte Seite des Dokuments.