

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses  
des Deutschen Bundestages



# **EFFEKT**

## **Entwicklung effizienter und kostensparender Technolo- gien für CFK-Rumpf-Strukturen**

**LuFo V-2**

**11/2015 – 09/2019**

**Förderkennzeichen 20W1526E**

## **Schlussbericht**

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie unter dem Förderkennzeichen 20W1526E gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autoren.

Titel	EFFEKT Schlussbericht
Förderprogramm	Luftfahrtforschungsprogramm LuFo V-2
Laufzeit	01.11.2015 – 30.09.2019
Zuwendungsempfänger	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Förderkennzeichen	20W1526E
Berichterstatter	Dr.-Ing. Markus Kleineberg  Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik Abteilung Faserverbundtechnologie Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig
Beitragende Autoren	R. Kaps, E. Kappel, N. Liebers, S. Opitz, , R. Hein, S. Azeem
Ort, Datum	Braunschweig, 05.08.2020
Unterschrift:	
Stempel:	

## Inhaltsverzeichnis

1.	Einleitung .....	10
1.1.	Aufgabenstellung.....	10
1.1.1.	AP 1.1 NCF Spant für Türumgebung.....	12
1.1.1.1.	SAP 1.1.1 Preformqualitätssicherung.....	12
1.1.1.2.	SAP 1.1.2 4-Punkt-Biege-Tests (4PB gerade Spante).....	12
1.1.1.3.	SAP 1.1.4 Qualitätssicherung Infusion NCF Bulk-Door-Frame ( <i>Aufstockung I</i> ) .....	12
1.1.1.4.	SAP 1.1.5 "4-Punkt-Biege"-Tests gebogene NCF-Spante ( <i>Aufstockung II</i> ) .....	13
1.1.2.	AP 1.2 Integralspant (Prepreg) .....	13
1.1.2.1.	SAP 1.2.5 Aushärtetechnologie und neuartige Werkzeugkonzepte .....	13
1.1.2.2.	SAP 1.2.7 4-Punkt-Biege-Tests gebogene Prepreg-Spante (Curved 4PB Test) .....	13
1.2.	Voraussetzungen unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde .....	14
1.2.1.	Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn des Vorhabens.....	14
1.2.2.	Planung und Ablauf des Vorhabens .....	26
1.2.3.	Bisherige Projekte der Partner mit Themenbezug .....	27
1.2.4.	Bekannte Konstruktionen, Verfahren und Schutzrechte .....	28
1.2.5.	Zusammenarbeit mit anderen Stellen .....	29
2.	Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse .....	30
2.1.	Vorgegebene Ziele und Verwendung der Zuwendung .....	30
2.2.	Erzielte Ergebnisse AP1.1 - Improved NCF Door Frame .....	31
2.2.1.	SAP 1.1.1 Preformqualitätssicherung.....	31
2.2.1.1.	Qualitätssicherung für kontinuierliches Preforming mittels der COPRO Technologie.....	31
2.2.1.2.	Prüfkonzeption und Anpassung.....	37
2.2.1.3.	Erprobung Prüfverfahren.....	42
2.2.1.4.	Auswertung .....	45
2.2.1.5.	Erprobung technologischer Grundlagen AR/MR Qualitätssicherungssystem ..	47
2.2.2.	SAP 1.1.2 4-Punkt-Biege-Tests (4PB gerade Spante).....	58
2.2.2.1.	Anpassung der Versuchsvorrichtung.....	58
2.2.2.2.	Geometrievermessung (ATOS) .....	60
2.2.2.3.	Versuchsdurchführung statische Bruchtests 4PB .....	61
2.2.2.4.	Untersuchung der Eignung von NCF-Spanten für weitere Anwendungsbereiche im Rumpf.....	65
2.2.3.	SAP 1.1.4 Qualitätssicherung Infusion NCF Bulk-Door-Frame.....	66
2.2.3.1.	Prozessdatenerfassung für NCF Infusionsformwerkzeuge.....	66
2.2.3.2.	Aufbereitung der Messergebnisse/Entwicklung eines User-Interfaces .....	73
2.2.3.3.	Patente und Veröffentlichungen .....	77

2.2.4.	SAP 1.1.5 "4-Punkt-Biege"-Tests gebogene NCF-Spante .....	77
2.2.4.1.	Anpassung des bestehenden 4-Punkt-Biegeversuchs-standes .....	77
2.2.4.2.	4PB-Tests an 5 gekrümmten NCF Spanten für Tension After Impact Allowables .....	78
2.2.4.3.	Validierung der Materialeigenschaften im realen Fertigungsprozess über Traveler-Coupons .....	80
2.3.	Ergebnisse AP 1.2 Integral Frame (Prepreg) .....	82
2.3.1.	SAP 1.2.5 Aushärtetechnologie und neue Werkzeug-konzepte .....	82
2.3.1.1.	Thermisch- und kostenoptimiertes Formwerkzeug-Konzept .....	82
2.3.1.2.	Sensorisch geregelter Aushärteprozess .....	96
2.3.1.3.	Thermomechanische Interaktion zw. Bauteil und Werkzeug .....	115
2.3.1.4.	Deformationskompensation der Formflächen .....	115
2.3.1.5.	Bereitstellung, Ausrüstung und Erprobung des Aushärtewerkzeugs .....	115
2.3.1.6.	CTE Anomalie Orthotroper Lamine .....	115
2.3.2.	SAP 1.2.7 4-Punkt-Biege-Tests gebogene Prepreg-Spante (Curved 4PB Test).. .....	115
2.3.2.1.	Umbau der 4PB-Prüfvorrichtung .....	115
2.3.2.2.	Geometrievermessung ATOS (1 x 5 Spante) .....	118
2.3.2.3.	Durchführung der Versuche (1 x 5 Spante) incl. Ausrüstung (Impact, DMS) .....	118
2.3.2.4.	FE-Analyse 4PB-Vorrichtung und Validierung .....	119
2.3.2.5.	27 zusätzliche 4-Punkt-Biegeversuche in 3 repräsentativen Konfigurationen .....	135
2.3.2.6.	Vier zusätzliche 4-Punkt-Biegeversuche an dünnwandigen Spantkonfi- gurationen .....	135

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	Vereinfachte Kennwertbestimmung durch 4-Punkt-Biegeversuch .....	11
Abbildung 2:	Übersicht der durchgeführten 4-Punkt-Biegeversuche .....	11
Abbildung 3:	Preforming Konzeptdemonstratoren DLR-FA (2007-2013); Links: gerades H-Profil aus Multiaxialgelege; Mitte: Variables TT-Profil aus Gewebe; Rechts: Gekrümmtes C-Profil aus Multiaxialgelege .....	15
Abbildung 4:	4-Punkt-Biegevorrichtung (links), Impactkanone (rechts) .....	16
Abbildung 5:	Demonstratorspante aus komplexen Preformingstrategien in NCF .....	17
Abbildung 6:	Probabilistische Simulation eines L-Profil : Häufigkeitsverteilung des Spring-in bei variierenden Materialparametern (links), Mittelwert und Standardabweichung (rechts) ....	17
Abbildung 7:	Gegenüberstellung von gemessenen Spring-in Deformationen von UD Probekörpern die auf Invar und Aluminium Werkzeugen gefertigt wurden .....	18
Abbildung 8:	Experimentelles Ergebnis einer Studie zum Fertigung einfach gekrümmten C-Profilen auf einem Aluminium positiv Werkzeug. Bilder a-c zeigen die Geometrie des Bauteils während Abbildung d die resultierende Bauteildeformation zeigt, welche auf die thermische Inkompatibilität zwischen Bauteil und Werkzeug zurückzuführen ist .....	19

Abbildung 9:	Gegenüberstellung von gemessenen Deformationen zweier gefertigter, integraler, nominal identischer CFK Boxstrukturen. Oben ist der Stringerabstand entlang der Probenlänge dargestellt, wobei deutliche Deformationen von ca. 1.6 mm zu erkennen sind. Die auf einem, mittels des P-approach kompensierten, Werkzeugs hergestellte Box zeigt nahezu keine Deformationen und liegt damit sehr gut innerhalb der typischen AIRBUS Toleranzen. .... 20
Abbildung 10:	Prepregwerkzeug mit Anschlüssen für eine Hochdruckwasserheizung für den Betrieb in einem Autoklav ..... 21
Abbildung 11:	Illustration des Aufbaus der 4-Punkt-Biegeversuche der Z-Profil-Spante ..... 21
Abbildung 12:	Illustration des Strukturverhaltens (Dehnung E11) des Z-Profil Spantes in Folge der 4-Punkt-Biegung..... 22
Abbildung 13:	Beispielbild aus dem MRO-Szenario zur Inspektion auf Oberflächenschäden des Airbrake-Demonstrators. .... 23
Abbildung 14:	Erste Versuch zu kooperativen Arbeiten mit der HoloLens und der Projektion von Details auf der Werkzeuoberfläche. .... 24
Abbildung 15:	Beobachtete Differenzen zwischen berechneten und an Spantlaminaten gemessenen Wärmeausdehnungskoeffizienten. SAi sind verschiedene Lamine des IMPULS Spants mit unterschiedlichem Orthotropiegrad..... 25
Abbildung 16:	Zeit- und Meilensteinplan des durchgeführten Vorhabens EFFEKT ..... 30
Abbildung 17:	Ergebnisbild nach Beleuchtungstest ..... 33
Abbildung 18:	Messsetup mit Beleuchtung und Kameratechnik ..... 33
Abbildung 19:	(links) Kamerabild Naht unterhalb Referenz; (rechts) Rollenpaar negativ angestellt für „Aufwärts“-Förderrichtung ..... 34
Abbildung 20:	Anlagensteuerung mit Zugriff auf die implementierte Kantenerkennungsfunktionalität ..... 35
Abbildung 21:	Modell des Haltewinkels (links) inkl. Kamera und Beleuchtung (rechts) ..... 35
Abbildung 22:	Kameras und Beleuchtungen installiert im Prüfstand ..... 36
Abbildung 23:	Preforming-Stationen „Pick-and-Place“ mit einem Roboter zur Fertigung des C84 NCF Bulk Door Frame..... 37
Abbildung 24:	Umformung eines rechteckigen Faserzuschnitts aus bi- oder triaxialen Gelegen in eine gebogen C-Spant-Form (aus [3])..... 38
Abbildung 25:	Bulk-Cargo-Door-Frame C84 im A350 in NCF der Fa. Premium Aerotec Augsburg..... 39
Abbildung 26:	Kontur des Innenflansches vom Preformwerkzeug des NCF Bulk-Cargo-Door Frame C84. .... 39
Abbildung 27:	Konzept zum multifunktionalen Endeffektors zum Greifen und Ablegen von vorgeformten Spantpreformen und zur Führung des Applikationseinheit für die UD-Flanschlagen..... 40
Abbildung 28:	Manuelles Drapieren einer UD-Lage von rechts nach links - Beginn der der Anlage des Fasermaterials an die Werkzeuggeometrie ohne Drapiereffekt (rechts), Ende der Drapierung am linken Ende des Werkzeugs (links) ..... 41
Abbildung 29:	Applikationseinheit für die UD-Flanschlagen mit Abrolleinrichtung, Drapierwalzensystem und Binderaktivierung. .... 41
Abbildung 30:	Preformwerkzeug für Vorversuche zur Entwicklung einer automatisierten UD-Band-Ablage für Spante im konischen Rumpfbereich ..... 42
Abbildung 31:	Übersicht zum Funktionsprinzip des Drapierschlittens mit grader Führung und schrägen Rollen (oben); automatischer Vorschub (Vortrieb) durch die schräge Anordnung der Rollen beim Ablaufen einer Bahn auf dem Preform (unten) ..... 43

Abbildung 32:	Preformwerkzeug mit einer am oberen Rand fixierten Lage UD-Band des Halbzeugs A (links); Positionierung der Drapiereinheit am rechten Rand des Werkzeugs (rechts).....	44
Abbildung 33:	Drapiereinheit nach ca. 40% der Wegstrecke auf dem Preformwerkzeug mit nachfolgendem manuellem Andrücken und der Binderaktivierung (Halbzeug B) .....	44
Abbildung 34:	Beginnender Faltenwurf des UD-Geleges ab ca. 50% der Wegstrecke.....	45
Abbildung 35:	Links: Anleitung und Führung eines manuellen Ablegeprozesses; Rechts: Überwachung und Dokumentation eines automatisierten Prozesses. ....	48
Abbildung 36:	Prozesskette bei der Herstellung von Composite-Bauteilen in überwiegend manueller Fertigung; Prozessschritte, die über virtuelle Assistenzsysteme direkt geführt werden können, sind blau markiert, während die restlichen Schritte in den Assistenzsystemen protokolliert werden. ....	49
Abbildung 37:	Die virtuelle grüne Linie zeigt einen Versatz zur realen Kontur auf dem Formwerkzeug; Ansatz mit konventionellem Bildmarker von PTC Vuforia .....	50
Abbildung 38:	Microsoft HoloLens mit einem 3D-Koordinatensystem mit ihrer aktuellen Pose als Ursprung.....	51
Abbildung 39:	(links) Ein idealer Bildmarker mit kontrastreichen Regionen, die über das gesamte für die Posenschätzung ausgewählte Bild verteilt sind; (rechts) Markerbild mit Pfeilen, die das Koordinatensystem des Markers anzeigen. ....	52
Abbildung 40:	Durchführung einer Kalibrierung der Lage und Ausrichtung eines C-Spant-Werkzeugs im 3D-Raum von HoloLens und IR-Trackingsystems .....	52
Abbildung 41:	Faserorientierung: Die Faserorientierung kann durch Überlagerung der idealen Ausrichtung direkt auf dem Bauteil überprüft werden (Bild: Screenshot HoloLens). Objektorientierung: Objekte, die mit IR-Reflektoren versehen sind, können in Echtzeit verfolgt und auf der HoloLens visualisiert werden (Bild: Screenshot HoloLens). ....	53
Abbildung 42:	SMARTTRACK-Tracking-System zur Verfolgung eines Objekts, an dem eine Anordnung von Infrarot-Reflexionsmarkern angebracht ist.....	54
Abbildung 43:	Aufbau zur Demonstration des Informationsflusses in der Verfolgungseinrichtung .....	55
Abbildung 44:	Beispiel für eine indirekte Führungsanweisung in der HoloLens zum Setzen einer Bohrung mit einer handgeführten, IR-getrackten Bohrmaschine.....	56
Abbildung 45:	Das gleichzeitige Tracken und Visualisieren; Lösung: externes IR-Tracking-System + HoloLens .....	56
Abbildung 46:	Schematische Darstellung der Prüfvorrichtung (1u/1o: unterer/oberer Anschluss Prüfmaschine, 2u/2o: unterer/oberer Träger, 3u/3o: untere/obere Befestigungskonsole, 4: Spantkoppellemente (grau), 5: Spant (grün), 6: Abstützvorrichtung des Stags, 12: gelenkige Lagerung oberer Träger) .....	59
Abbildung 47:	Detailansicht Spantkoppellemente (grau: Rahmen, grün: Spant, orange: Lasteinleitungsblock) .....	59
Abbildung 48:	ATOS-Vermessung eines geraden NCF-Spants.....	60
Abbildung 49:	Exemplarische Analyse der geometrischen Abweichungen eines gekrümmten NCF-Spants .....	61
Abbildung 50:	Exemplarischer Ultraschallbefund eines ungeschädigten geraden NCF-Spants (Rückwandecho).....	62
Abbildung 51:	Exemplarischer Dehnungsverlauf während der DFEM-correlation .....	62
Abbildung 52:	Einbringen eine Impact-Schadens in einen geraden Spant (links), typischer Schlagschaden mit angezeichneter Delaminationsfläche (rechts), Beispielhafte Ultraschallbefunde, Scan und Handprüfung (unten) .....	63
Abbildung 53:	Instrumentierter Prüfkörper eines geraden NCF-Spants nach dem Versagen .....	64

Abbildung 54:	Bruchlasten der Spante beider Konfigurationen mit unterschiedlichen Schäden .....	64
Abbildung 55:	Getestete Travellerprüfkörper (Zugproben aus Steg) .....	65
Abbildung 56:	Unterseite der Sensoren nach Entfernen vom Formwerkzeug.....	66
Abbildung 57:	Schematische Darstellung der elektrischen Kontaktierung .....	67
Abbildung 58:	Ergebnisse der Langzeituntersuchung über 20 Temperzyklen mit RTM6 zur Sensorapplikation (oben Temperatur, unten Schallamplitude ausgewählter Sensorkanäle)	68
Abbildung 59:	Ergebnisse der Langzeituntersuchung über 31 Temperzyklen mit RTM6 und Sensoren mit Kupfer-Nickel-Elektroden zur Sensorapplikation (oben Temperatur, unten Schallamplitude ausgewählter Sensorkanäle) .....	69
Abbildung 60:	Prinzip der ultraschallsensorgestützten Fließfrontdetektion im Impuls-Echo- und Transmissionsbetrieb.....	70
Abbildung 61:	Amplitudenverläufe der Impuls-Echo- und Transmissionsignale während dem Vorbeifließen der Fließfront.....	71
Abbildung 62:	Unterscheidung des Fließfrontprofils über der Dicke anhand der beiden Impuls-Echo- und der Transmissionsamplitude (schematisch).....	71
Abbildung 63:	Fließfrontankunftszeiten aus Ultraschall- und Druckmessung [PAG] .....	72
Abbildung 64:	Sich ergebende Fließfrontform mit möglichen Einschluss in der Bauteilmitte (unten rechts) .....	72
Abbildung 65:	Darstellung der Rohdaten zur ultraschallbasierten Fließfrontüberwachung .....	74
Abbildung 66:	Zweidimensionale Darstellung der gemessenen Fließfrontankunftszeiten an den jeweiligen Sensorpositionen als Übersicht auf dem Formwerkzeug und Bauteil .....	74
Abbildung 67:	Programmoberfläche zur Darstellung und Analyse der Messdaten.....	75
Abbildung 68:	Ausgewertete Impuls-Echo-Signal-Amplitude über der Messzeit .....	76
Abbildung 69:	Ausgewertete Laufzeit über der Messzeit .....	76
Abbildung 70:	Anleitung zur Bedienung der Software .....	76
Abbildung 71:	Gekrümmter NCF-Spante nach dem Versagen .....	78
Abbildung 72:	Überarbeitete NCF-Spante .....	79
Abbildung 73:	Exemplarischer Kraft-Weg-Verlauf für Spant 1064-CONF1-F2A .....	79
Abbildung 74:	Dehnungsmesswerte im außenliegenden Gurt (rot) und innenliegenden Gurt (blau).....	80
Abbildung 75:	Beispielhafter Auszug aus einem LDS für Fertigung eines Traveler-Coupons.....	81
Abbildung 76:	Exemplarisches Foto eines geprüften Satzes Traveler-Zugproben und zugehörige Kraft-Weg-Verläufe .....	81
Abbildung 77:	IMPULS Spantgeometrie in Integralbauweise mit integrierten Mouseholes. Farbei deuten Laminatzonen an (Darstellung oben), FE Bild zeigt Verformung durch Spring-in.....	82
Abbildung 78:	Ergebnisse der experimentellen L-Winkel Studie inkl. berechneter Spring-in Referenzkurven .....	87
Abbildung 79:	Idee der Spring-in-reference-curve im Zusammenhang mit Spantstrukturen.....	88
Abbildung 80:	Einseitige und zweiseitige Werkzeuge für die L-Profilherstellung .....	88
Abbildung 81:	Prozessgrenzen für M21E .....	89
Abbildung 82:	L-Winkel Fertigungsaufbau .....	89
Abbildung 83:	Normierte Ergebnisse der L-Winkelstudie zeigen Effekte des Werkzeugkonzepts und der Prozessführung .....	90
Abbildung 84:	Globale Spantvermessungen des CTC im Unterauftrag des Partners Airbus.....	90

Abbildung 85:	Laminatkonfigurationen des Impulsspans (+ Zeichen) mit zugehörigen Steifigkeits- und Wärmeausdehnungszahlverhältnissen .....	94
Abbildung 86:	TMA Probekörperextraktion sowie Testvorrichtung.....	95
Abbildung 87:	Studienergebnisse. Deutliche Diskrepanz zwischen Berechnung und Messungen nachgewiesen .....	95
Abbildung 88:	Kostengünstige Ultraschallsensoren zur Prozessüberwachung .....	97
Abbildung 89:	Verfügbare Sensortypen von Synthesites .....	97
Abbildung 90:	Integration des wiederverwendbaren Sensors [Synthesites].....	98
Abbildung 91:	Ausgewählte Temperatursensoren von TE-Wire .....	98
Abbildung 92:	Druckdichte Kabeldurchführungen und Flanschdeckel als Schnittstelle in den Autoklav ..	99
Abbildung 93:	Ablage der Tapes mittels AFP-Verfahren .....	99
Abbildung 94:	Integration der optischen Sensoren in Lage 5 (0° Faserorientierung, links: Detailaufnahme im Innenflansch; rechts: Herausführung der Glasfaser) .....	100
Abbildung 95:	Integration der DEA-Sensoren auf Lage 15 und 29 (0° Faserorientierung) .....	100
Abbildung 96:	Positionen aller verwendeten Sensoren .....	101
Abbildung 97:	Spant auf Werkzeug mit Vakuumsack im Autoklaven mit angeschlossenen Sensoren ....	101
Abbildung 98:	Übersicht über alle Messdaten (erster Versuch).....	102
Abbildung 99:	Messdaten während des Druckaufbaus und der ersten Heizphase (erster Versuch).....	103
Abbildung 100:	Messdaten während den beiden Temperaturhaltestufen (erster Versuch) .....	105
Abbildung 101:	Übersicht aller Messergebnisse (zweiter Versuch).....	108
Abbildung 102:	FE-Modell für die Aushärtensimulation.....	110
Abbildung 103:	Verwendete Wärmeübergangskoeffizienten als thermische Randbedingung.....	110
Abbildung 104:	Berechnete Entwicklung des Aushärtegrads und der Glasübergangstemperatur in Abhängigkeit von der Temperatur und Zeit .....	111
Abbildung 105:	Mechanische Randbedingungen während des Aushärteprozesses .....	111
Abbildung 106:	Mechanische Randbedingungen während des Besäumens.....	112
Abbildung 107:	Simulierte Masterkurve für den E-Modul in Faserquerrichtung für M21E in Abhängigkeit von der Temperatur und Zeit.....	112
Abbildung 108:	Berechnete Verformung [mm] des Spants nach dem Entformen .....	113
Abbildung 109:	Berechnete Eigenspannungen [MPa] nach dem Entformen in Faserlängsrichtung .....	113
Abbildung 110:	Verformungsänderung des Spants beim Besäumen .....	114
Abbildung 111:	Spannungen [MPa] in Faserrichtung nach dem Besäumungsprozess .....	114
Abbildung 112:	Detailansicht des Lasteinleitungselementes nach der Anpassung .....	115
Abbildung 113:	Gekrümmte Spante in der Prüfvorrichtung für beide Belastungsrichtungen.....	116
Abbildung 114:	Impact-Vorrichtung für den Gurt .....	117
Abbildung 115:	Impact-Vorrichtung für den Steg .....	117
Abbildung 116:	Optische Vermessung eines gekrümmten Prepreg-Spantes .....	118
Abbildung 117:	Instrumentierter gekrümmter Spant im 4-Punkt-Biegetest.....	119
Abbildung 118:	Benennungen der Probekörperzonen.....	119
Abbildung 119:	Belastungszustände des 4-Punkt Biegeversuchs .....	120
Abbildung 120:	Skriptbasiert erzeugtes Spantmodell mit Mouseholes .....	121
Abbildung 121:	Integralspantdarstellung aus Patent US2010/0308165 A1 .....	121
Abbildung 122:	Probekörper mit vernietet Aluminiumversteifung.....	122

Abbildung 123: Einfluss des Aluminiumstreifens auf das mechanische Spantverhalten .....	122
Abbildung 124: Randbedingungen im FE Modell der Struktur .....	123
Abbildung 125: Step-Definition im ABAQUS FE Modell .....	123
Abbildung 126: Probekörpermodell mit visualisierten Materialdicken.....	124
Abbildung 127: Definition der Nietverbindungen in ABAQUS .....	124
Abbildung 128: Kurven der Beulfaktoren für unterschiedliche Randbedingungen .....	125
Abbildung 129: Bestimmung der Beulspannung.....	125
Abbildung 130: Erster linearer Beulmode des Integralspantes mit Aluminiumplatte (rechts) und ohne Aluminiumplatte (links) .....	125
Abbildung 131: Spannungszustand der Spantes beim ersten Stabilitätsversagen .....	126
Abbildung 132: Spannungszustand des Spants mit Aluminiumplatte beim ersten Stabilitätsversagen ...	126
Abbildung 133: Zug- (links) und Druckproben (rechts).....	127
Abbildung 134: Zug- (blau) und Druck (rot) E-Moduln für die Konfigurationen 1-3 (v.l.n.r) .....	128
Abbildung 135: Aus den Zugproben ermittelte Poisson Zahlen für die Lamine der Konfiguration 1-3 (v.l.n.r).....	128
Abbildung 136: Belastungsszenario des durchgeführten Tests .....	129
Abbildung 137: Kraft-Weg Diagramm des Tests.....	129
Abbildung 138: Momentaufnahmen während des Tests .....	129
Abbildung 139: Lastbedingtes Beulen der Struktur im Bereich des Webs. Detaildarstellung unten zeigt Kippbewegung des Flansches .....	130
Abbildung 140: Verformungscharakteristik (vektoriell) des Tests .....	130
Abbildung 141: Simulationsergebnisse mit verschiedenen Materialkennwerten .....	131
Abbildung 142: Verschiedene skalierte Simulationsergebnisse .....	132
Abbildung 143: Diskrepanz zwischen FE Modell Randbedingungen und realem Versuch .....	133
Abbildung 144: Prinzipskizze zum Einfluss der gelenkigen Lagerung .....	133
Abbildung 145: Beispiel mit skaliertes Wegaufzeichnung .....	134
Abbildung 146: Im DFEM-Korrelationsversucht versagter C3-Spant .....	135

### Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Preformmerkmale und geeignete Messmethoden .....	32
Tabelle 2: Eignung von reinem Inside-out-Tracking (HoloLens) und hybrider Systeme mit externem Tracking für verschiedene Aufgaben in der manuellen Fertigungs-Prozesskette .....	57
Tabelle 3: Konfiguration der Klebeverbindung .....	68
Tabelle 4: Konfiguration der Klebeverbindung .....	69
Tabelle 5: Eigenschaften für die gebräuchlichen metallischen Werkzeugmaterialien .....	83
Tabelle 6: Zeitpunkt des Erreichens von 100°C an den Messstellen .....	103
Tabelle 7: Laminatbereiche und Zonen der Probekörperkonfigurationen.....	120
Tabelle 8: Zonenspezifische Lamineigenschaften.....	120
Tabelle 9: Laminatkonfigurationen für mechanische Tests .....	127
Tabelle 10: Probendimensionen der CFK Probekörper .....	127

### *Literaturverzeichnis:*

- [1] Synthesites; [www.synthesites.com](http://www.synthesites.com); 2016
- [2] Voggenreiter, H., Nieberl, D.; „Automatisierung zukunftsweisender industrieller Methoden und Technologien für CFK-Rümpfe" (AZIMUT-ZLP) : Abschlussbericht des Verbundvorhabens im Rahmen von LUFOIV-2; Augsburg 2015; <https://doi.org/10.2314/GBV:859757269>
- [3] Malecha, M., Kaps, R.; „Robuste CFK-Gesamtprozesskette (ROCK-ZLP)“; Abschlussbericht des Verbundvorhabens im Rahmen von LUFOIV-4; Augsburg 2016; <https://doi.org/10.2314/GBV:871038706>
- [4] Wiedemann, J.; „Leichtbau: Elemente und Konstruktion“; 3. Auflage, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2007; <https://doi.org/10.1007/978-3-540-33657-0>
- [5] Utzig, S., Kaps, R., Azeem, M., Gerndt, A.; 2019 IEEE Aerospace Conference; „Augmented Reality for Remote Collaboration in Aircraft Maintenance Tasks“; <https://doi.org/10.1109/AERO.2019.8742228>

## 1. Einleitung

### 1.1. Aufgabenstellung

Eines der wesentlichsten Ziele des Verbundvorhabens IMPULS, in dem das Vorhaben „EFFEKT“ integriert ist, ist die Reduzierung von Fertigungskosten („Recurring Cost’s = RC’s) bei gleichem oder niedrigerem Gewicht der betrachteten Bauteile und Komponenten, oder die Möglichkeit zur Generierung eines zu erlösenden Produkt-Mehrwerts im Sinne eines größeren Kunden-Nutzens. Als Maßstab dafür werden die in der A350XWB angewandten CFK-Technologien und Bauweisen als Ausgangspunkt verwendet.

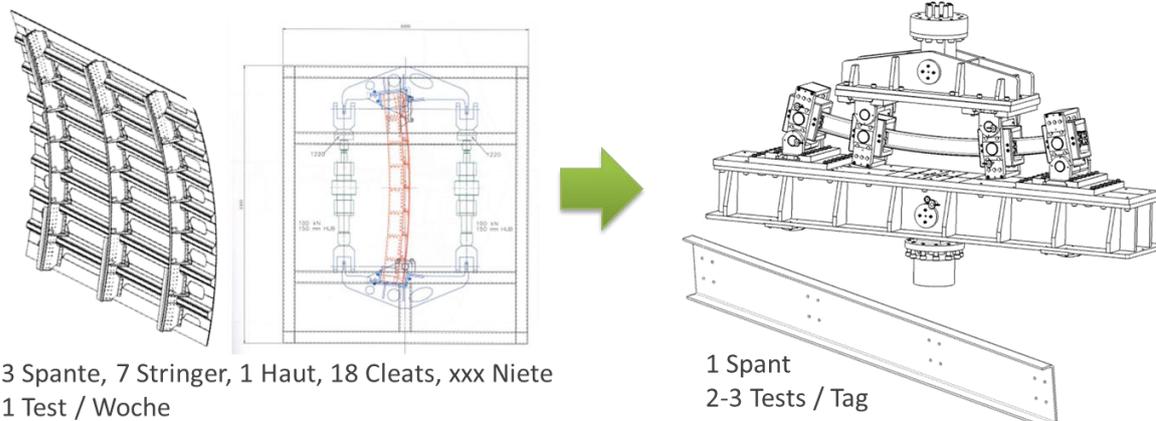
Das Technologievorhaben „EFFEKT“ richtet sich mit seinen zwei Arbeitspaketen an die Optimierung der Rumpfspantproduktion, die in ihrer aktuellen Ausformung einen erheblichen Bedarf an Kosteneinsparung besitzt. Die Anforderungen an die Kosten und Performance zukünftiger CFK-Rumpfstrukturen sind mit aktuellen Technologien nicht erfüllbar. Es wird ein integrierter Ansatz entlang der Prozesskette von CFK Bauteilen erforderlich, welcher Design, Auslegung, Fertigung und Qualitätssicherung umschließt. Hierbei liegt das Hauptaugenmerk auf der Umsetzung von vorliegenden Potenzialen zur inkrementellen Verbesserung aktueller Technologien zur signifikanten Reduktion von Recurring und Non-Recurring Costs (RC + NRC). Dies erfolgt über die Entwicklung und Bereitstellung kostengünstiger und dennoch hoch leistungsfähiger Anlagentechnologien und Werkzeuge für die Produktion von CFK-Rumpf-Strukturen (wie z.B. kostengünstige Stahlwerkzeuge für Spante und Schalen). Mittels energieeffizienterer Werkzeuge, innovativer Prozessführungen und hoher Automatisierungsgrade wird darüber hinaus eine deutliche Verringerung des Ressourcenverbrauchs (Zeit, Materialverschnitt und Energie) in der Produktion angestrebt.

Weiteres Projektziel ist die Weiterentwicklung und Integration von neuartigen Berechnungsmethoden zur Vorhersage des strukturmechanischen Verhaltens im industriellen Umfeld. Diese ermöglichen in der Entwicklungsphase eine genauere und effizientere Bewertung von innovativen Strukturkonzepten sowie eine zielorientierte und multidisziplinäre Optimierung von Bauteil- und Prozessparametern. Außerdem werden Technologien zur effizienten Qualitätssicherung weiterentwickelt. Über die Bereitstellung der beschriebenen Technologien (Fertigungs-technologien, Manufacturing Engineering, strukturmechanische Berechnungsmethoden und Qualitätssicherung) soll eine hohe strukturelle Robustheit der Bauteile bei minimalen Kosten und minimalem Strukturgewicht gewährleistet werden.

Um das Potential neuer Faserverbundmaterialien und -fertigungsweisen beurteilen zu können werden Materialkennwerte für die Auslegung benötigt. Da sich beim Faserverbund Schäden im Material nicht immer von außen erkennen lassen, erfolgt die Bestimmung der Belastungsgrenzen des Materials am bereits geschädigten Material. Bei diesem ohnehin schon vergleichsweise aufwendigen Vorgehen muss zusätzlich noch die Geometrie und der Fertigungsprozess des späteren Bauteils berücksichtigt werden, da beide Faktoren die Versagenslast und das Versagenverhalten beeinflussen. Dies führte in der Vergangenheit zu aufwendigen und kostenintensiven Spant-Biegeschalenversuchen. Durch die Etablierung eines neuen Prüfverfahrens sollen die aufwendigen Tests durch einfachere und kostengünstigere 4-Punkt-Biegeversuche an einzelnen Spanten substitu-

iert

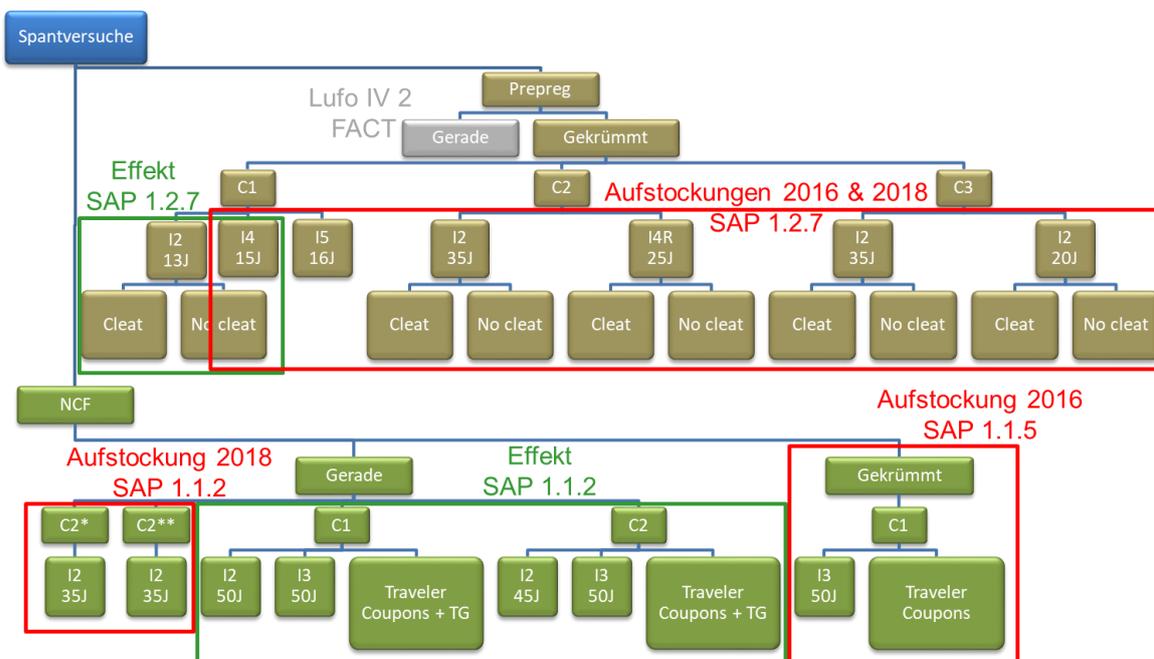
werden.



**Abbildung 1: Vereinfachte Kennwertbestimmung durch 4-Punkt-Biegeversuch**

Abbildung 1 zeigt wie der bisherige Spant-Biegeschalenversuch mit dem neuen Prüfansatz vereinfacht und beschleunigt werden soll. Durch die Isolation einzelner Effekte können die verwendeten Berechnungstools gezielt validiert werden. Die geringere Komplexität des Aufbaus erlaubt eine Verkürzung von Testzeiten und Entwicklungszyklen sowie die effiziente Untersuchung vieler Varianten (Material, Geometrie, Lagenaufbau, Schäden,...).

Das neue Verfahren wird im Rahmen des Verbundvorhabens Impuls auf eine Vielzahl von untersuchten Spannten angewendet, um das Verfahren zu validieren bzw. die Einsatzgrenzen auszuloten. Die folgende Abbildung 2 gibt eine Übersicht über die im Vorhaben durchgeführten 4-Punkt-Biegeversuche und die zugehörigen Couponprüfprogramme.



**Abbildung 2: Übersicht der durchgeführten 4-Punkt-Biegeversuche**

Im Einzelnen ergeben sich folgende Arbeitsinhalte des DLR bei der Entwicklung von Spanttechnologien in enger Zusammenarbeit mit Airbus, PAG und Cotesa unter Beachtung industrieller Anforderungen:

### **1.1.1. AP 1.1 NCF Spant für Türumgebung**

Die Herstellung von Spanten in einem Infusionsverfahren bietet das Potential die Kosten der Herstellung im Vergleich zu heute verwendeten Prepreg-Materialien deutlich zu reduzieren. Neu entwickelte zähmodifizierte NCF-Materialien versprechen gleichzeitig eine vergleichbare mechanische Performanz. Zielbauteile sind die Türumgebungsstrukturen, zu deren Herstellung in früheren Projekten Einzeltechnologien zur Preformherstellung entwickelt worden sind. Für den Nachweis einer qualitätsgesicherten, kontinuierlichen Preformfertigung werden im Vorhaben EFFEKT Qualitätssicherungsmethoden prozessspezifisch entwickelt. Dafür werden relevante Störgrößen im Prozess identifiziert, die einen Einfluss auf die Qualität der Preforms haben und geeignete Konzepte zur quantitativen Erfassung und zur Vermeidung dieser Einflüsse entwickelt. Gleichzeitig werden am DLR die Prüfspante aus den zur Anwendung kommenden neuartigen Faserhalbzeugen unter realistischen Belastungen und Versuchsanordnungen im 4-Punkt-Biegetest geprüft, um die Absicherung der Materialkennwerte wie Festigkeit und Schadenstoleranz zu erhalten.

#### **1.1.1.1. SAP 1.1.1 Preformqualitätssicherung**

Im Rahmen dieses Arbeitspakets sollen Technologien entwickelt werden, die in einem weiten Bereich von Verfahren zur Umformung von trockenen Faserhalbzeugen effiziente und robuste Qualitätssicherungskonzepte zur Herstellung von Faserpreformen von Rumpfspanten ermöglichen. Im Wesentlichen sollen die Konzepte eine hohe Reproduzierbarkeit der Qualität durch einen erhöhten Grad an Automatisierung der Umformprozesse mit integrierter Sensorik zur Qualitätskontrolle herstellen. Ziel ist die Bereitstellung eines Preforms (kontinuierlich und sequenziell hergestellte Spantpreformen) für Türumgebungsspante (Pax-door und Cargo-door), die in begrenzter Stückzahl pro Flugzeug benötigt werden.

#### **1.1.1.2. SAP 1.1.2 4-Punkt-Biege-Tests (4PB gerade Spante)**

Die für die Auslegung der Türrahmenspante benötigten Festigkeitskennwerte werden im 4-Punkt-Biegeversuch ermittelt. Die Beurteilung der Schadenstoleranz erfolgt in diesem Arbeitspaket zunächst über die Bestimmung der Restfestigkeit von geraden Spanten mit verschiedenen Impact-Schäden. Wie aus Abbildung 1 ersichtlich erfolgt die Untersuchung für eine dicke und eine dünne Konfiguration (C1 und C2) mit dem zugehörigen Travelercoupon-Prüfprogramm. Im Rahmen der Projektaufstockung aus dem Jahr 2018 konnten 4-Punkt-Biegeversuche an zwei weiteren dünnen Spantkonfigurationen durchgeführt werden, um die Eignung für den Einsatz an anderen Rumpfpotionen bewertbar zu machen.

#### **1.1.1.3. SAP 1.1.4 Qualitätssicherung Infusion NCF Bulk-Door-Frame (Aufstockung I)**

Durch das Preforming kommt es zu variablen Fließeingenschaften des Fasermaterials, die den Infusionsprozess stark beeinflussen. Es besteht das Risiko, dass Fließfronten ungünstig zusammenfließen, Luft einschließen und letztendlich nicht imprägnierte Bereiche entstehen können. Sind diese Bereiche zu groß oder in einem kritischen Bereich, kann das Bauteil nicht verwendet werden. Eine weitere Herausforderung ist die Bauteildicke, die abhängig der Infusion auch über das Bauteil variiert. Durch den Einsatz von integrierter in-situ-Qualitätssicherung sollen solche Abweichungen

erkannt werden, sodass diese durch die Prozessführung korrigiert werden können. Dadurch werden Kosten durch Reparaturen oder nicht verwendbare Bauteile vermieden und der Automatisierungsgrad erhöht.

#### **1.1.1.4. SAP 1.1.5 "4-Punkt-Biege"-Tests gebogene NCF-Spante (Aufstockung II)**

Zwar stellt die Untersuchung gerader Spante den ersten Schritt in der Bewertung des neuen Materialsystems dar, jedoch können die Versuche an geraden Spanten das Verhalten gebogener Spante nur bedingt wiedergeben. So hat beispielsweise der Drapierprozess des NCF-Materials Auswirkungen auf die Bauteilperformanz. Im Rahmen der Versuche in diesem Arbeitspaket soll auch das Versagen des geschädigten Spantgurtes unter Zugbelastung erfolgen.

#### **1.1.2. AP 1.2 Integralspant (Prepreg)**

Ziel des AP 1.2 ist eine Demonstrationslinie zur Herstellung von Prepreg-Integralspanten zu schaffen und deren Prozessfähigkeit auf Basis von TRL-Kriterien zu validieren. Die angestrebte Technologie zielt auf die quasiebene, gekrümmte Ablage des kompletten Laminatpakets mit einem Standard-AFP-Legekopf, welches anschließend besäumt und durch einen einfachen Warmumformschritt in die Profilgeometrie gebracht wird (Partner Cotesa). Aufgabenanteil des DLR ist die Entwicklung qualitätsgesicherter Aushärtewerkzeuge die durch ihre speziell angepasste Geometrie die bei der Aushärtung entstehenden Verformungen (wie beispielsweise Spring-In) in der Art vorweg nehmen, dass die abgekühlten und aus der Werkzeugform entnommenen Bauteile der geforderten Qualität und Toleranzansprüchen genügen.

Ein weiteres Ziel des AP 1.2 ist die Weiterentwicklung des in AP1.1 bereits für Türspante eingesetzten Prüfstandes auf gekrümmte typische Spante. Gelingt dies, können sowohl konstruktive Änderungen in Spantgeometrie oder Lagenaufbau als auch neue Materialien schnell und kostengünstig auf deren Einfluss hinsichtlich der Restfestigkeit geschädigter Spante bewertet werden. Im modifizierten Versuchstand können die für die Auslegung benötigten Druck- und Zugfestigkeitskennwerte ermittelt werden. Gleichzeitig dient die im Versuch gewonnene Datenbasis der Validierung der entwickelten Berechnungsmethoden.

##### **1.1.2.1. SAP 1.2.5 Aushärtetechnologie und neuartige Werkzeugkonzepte**

Ziel dieses Arbeitspaketes ist es, zusammen mit dem Partner COTESA GmbH die Kompetenz zur effizienten und wettbewerbsfähigen industriellen Produktion von Rumpfspanten maßgeblich zu erweitern. Die enge Kooperation mit dem Partner Airbus garantiert die Ausrichtung der Konzepte und Technologien an die Bedürfnisse des zukünftigen potenziellen Auftraggebers.

##### **1.1.2.2. SAP 1.2.7 4-Punkt-Biege-Tests gebogene Prepreg-Spante (Curved 4PB Test)**

Ziel des Unterarbeitspaketes ist es die ursprünglich für den Türspant entwickelte Prüfung für die Untersuchung gebogener Prepregspante anzupassen. Mit Hilfe der angepassten Vorrichtung und des angepassten Versuchs soll dann der Einfluss verschiedener Impact-Schäden auf die Restfestigkeit der Spante untersucht werden. Mit den Aufstockungen des Arbeitspaketes in den Jahren 2016 und 2018 konnte eine breite Datenbasis geschaffen werden, die eine statistisch abgesicherte Beurteilung unter Berücksichtigung des Einflusses des Fertigungsprozesses ermöglicht.

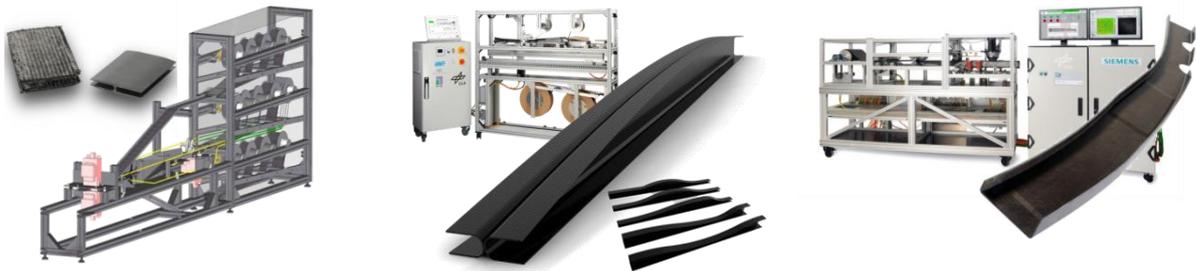
## 1.2. Voraussetzungen unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

### 1.2.1. Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn des Vorhabens

#### Zu AP 1.1

Die Firma Brötje-Automation hat, zusammen mit dem Faserinstitut Bremen und anderen Instituten, eine Anlage zum Preforming gekrümmter Spantpreforms mit C- und Z-Querschnitten aus trockenen Kohlenstofffasermultiaxialgelegten für Luftfahrtanwendungen entwickelt. Diese Fertigungseinrichtung basiert auf festen formgebenden Elementen und passiver Rollen und ist limitiert auf konstante Profilquerschnitte. Weitere Verfahren basieren z. B. auf der Flechttechnologie. EADS IW hat mit SGL-Kümpers eine UD-Flechthanlage entwickelt, mit der Flugzeugspant-Preforms hergestellt werden können. Für Z-förmige Spanten muss die geschlossene rechteckige Preform aufgeschnitten werden und die halben C-förmigen Preforms zu einer Z-Form umgeformt werden. Dieser Prozessschritt birgt viele Ungenauigkeiten, die Faserausrichtung betreffend und kann Falten im Radienbereich erzeugen. Die roboterbasierte Fertigung im AFP Verfahren wird von diversen Fraunhofer Instituten untersucht. Untersuchungen laufen dabei unter anderem hinsichtlich der Ablegekopfentwicklung. Die Firmen ATK, COTESA und Duqueine sind zum Beispiel Lieferanten für Spante aus Composite Materialien für Airbus. ATK setzt das AFP-Verfahren ein, bei dem einzelne Streifen aus vorimprägniertem Fasermaterial per Roboter sequenziell auf einer gekrümmten Werkzeugform abgelegt werden. Duqueine und COTESA setzen auf warmverformte Prepreg-Halbzeuge und -Lagenaufbauten. Neuere Ausgründungen aus dem Umfeld der TU-München beschäftigen sich hauptsächlich mit den bereits angesprochenen Technologien des Flechtens und der roboterbasierten Faserablage.

Im Bereich des kontinuierlichen Preformings hat das DLR weitreichende Erfahrung. Unterschiedliche Konzeptdemonstratoren zur COPRO-Technologie (Continuous Preforming for Composite Profiles) wurden in den letzten Jahren bis zum TRL 4 entwickelt und erfolgreich getestet (Abbildung 3). Im Jahr 2007 wurde durch das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (Institut FA) in Braunschweig die erste kontinuierlich arbeitende Preforminganlage aufgebaut und wirksam getestet. 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 Institut FA 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. Dieses Verständnis des Zusammenwirkens zwischen Umformprozess und Materialeigenschaften ist maßgeblich für die erfolgreiche Entwicklung eines Preformingprozesses und kann viel Zeit in der Entwicklungs- und Einrichtungsphase einer neuen Anlage einsparen. Das DLR Institut FA verfügt über das nötige Materialverständnis, die Kompetenzen und die nötigen Testeinrichtungen, um Materialparameter zu ermitteln, daraus Maschinenparameter abzuleiten und in den Fertigungsanlagen umzusetzen.



**Abbildung 3: Preforming Konzeptdemonstratoren DLR-FA (2007-2013); Links: gerades H-Profil aus Multiaxialgelege; Mitte: Variables TT-Profil aus Gewebe; Rechts: Gekrümmtes C-Profil aus Multiaxialgelege**

Das beantragte Vorhaben grenzt sich vom Stand der Technik durch die Verwendung von trockenen Halbzeugen (Multiaxialgelegen) und der auf dem Rollformverfahren basierenden kontinuierlichen Fertigungstechnologie zur Fertigung von Profilpreforms deutlich ab. Die Umformtechnologie wurde im Gegensatz zum Stand der Technik spezifisch für Türumgebungsspante mit veränderlichem C-Profil entwickelt. Sowohl eine Variation der Profilkrümmung als auch der Profilbreite ist mit dem DLR-Verfahren im laufenden Prozess materialschonend möglich. Weiterhin ermöglicht die Technologie eine Regelung der Materialposition und der Verformung im Prozess. Herstellungsbedingte Schwankungen der Materialeigenschaften, machen solch eine Regelung nötig, ohne die hochwertige und schädigungsfreie Preforms nicht herstellbar sind. Die für dieses Vorhaben vorgesehenen Technologien zum Rollformen werden durch Patente und Gebrauchsmuster, die vom DLR gehalten werden, geschützt.

Die Demonstratoren und „Proof-of-Concept“ Anlagen im DLR zeigen jeweils die Funktionsweisen der verschiedenen Mechanismen der Umformung von trocken Multiaxialgelegehalbzeugen und Geweben. Diese Demonstratoren wurden auf Messen präsentiert und 2008 mit dem JEC AWARD 2. Platz und 2008 / 2009 mit dem 1. sowie 3. Platz beim AVK Award ausgezeichnet. Die aktuelle Demonstrationsanlage wurde 2014 und 2015 auf der JEC Europe ausgestellt und mit großem Interesse vom Fachpublikum besichtigt. Die Grundlagen des aktuellen Entwicklungsstandes für die automatisierte Spant-Preformherstellung wurden in AZUR/AZIMUT entwickelt.

Zur Qualitätssicherung wurden vom DLR im LuFo Projekt RoCk die Grundlagen für eine Kontrolle der Faserwinkel als ein Qualitätsmerkmal der Preformqualität geschaffen. Dazu wurde das Messsystem FScan von Profactor eingesetzt, um großflächig Messwerte von Bauteilen aufzunehmen.

Das beantragte Vorhaben hat die Aufgabe Qualitätssicherungsmaßnahmen zu entwickeln, die eine effiziente Sicherstellung der Preformqualität von kontinuierlich hergestellten Preforms im Gesamtprozess ermöglichen. Ziel ist die Reduktion des Aufwandes bei der Vermessung und die Sicherstellung der Qualität trotz minimalen Messaufwandes.

Für die Auslegung von Strukturen aus neuen Faserverbundmaterialien müssen zunächst Kennwerte generiert werden. Da beim Faserverbund der Werkstoff erst im formgebenden Fertigungsprozess der Struktur entsteht, muss der Einfluss der Herstellung auf die ermittelten Kennwerte Berücksichtigung finden. Aus diesem Grund sind reine Coupon-Materialtests oft nicht ausreichend, um verlässlich die Steifigkeit aber insbesondere auch die Festigkeit der späteren Struktur vorhersagen zu können. Die Konsequenz dieser Erkenntnis war in der Vergangenheit der Trend zum Test großer und komplexer Strukturen. So werden z. B. die zulässigen Dehnungen von Spanten in einem auf-

wendigen Probekörper, der aus mehreren an eine Außenhaut befestigten Spanten besteht, in einem kostenintensiven Biegeversuch bestimmt. Der Test derart komplexer Strukturen verhindert die schnelle Untersuchung neuer, verbesserter Materialien. Ein Ansatz dieses Defizit zu beheben ist die Konzeption und Etablierung neuer Testmethoden, welche die Lücke zwischen einfachem Coupon-test und teurem Komponententest füllen. Die für solche Versuche verwendeten Probekörper müssen hinreichend komplex sein, um die Einflüsse des Fertigungsprozesses repräsentieren zu können und gleichzeitig so simpel wie möglich, um die kostengünstige Charakterisierung von neuen Materialien auf einer niedrigen Ebene der Testpyramide zu erlauben.

Im Teilvorhaben InteGro des Gesamtverbundvorhabens FACT (LuFoIV-2) wurde im Jahr 2011 ein Verfahren zur Charakterisierung von geraden Türspannten in einem 4-Punkt-Biegeversuch entwickelt (siehe Abbildung 4, links).

Das Ziel des Versuchs war die Bewertung des Schadenstoleranzverhaltens von C-Spanten aus unterschiedlichen Faserverbundmaterialien. Dazu werden im zu prüfenden Bereich der Probekörper an verschiedenen Stellen mittels einer mobilen Impactkanone Schäden eingebracht (siehe Abbildung 4, rechts). Im Rahmen von FACT wurden zwei Konfigurationen von C-Spanten aus zähmodifiziertem Prepreg-Material erfolgreich getestet und die prinzipielle Versuchsmethode wurde etabliert.



**Abbildung 4: 4-Punkt-Biegevorrichtung (links), Impactkanone (rechts)**

Im Rahmen von EFFEKT soll die bestehende Versuchsvorrichtung genutzt werden um die Schadenstoleranz innovativer zähmodifizierter NCF Materialien zu untersuchen.

Im Institut FA werden und wurden in Projekten wie beispielsweise AZIMUT industrielle Methoden der Harzinfusion auf Basis der VAP-Membranen erfolgreich angewendet. Diese Methode verwendet eine für Gas durchlässige und für Harz undurchlässige Membranen. In Verbindung mit einer zweiten äußeren Vakuumfolie lassen sich industriell robuste Prozesse abbilden, die im Kern eine Vermischung verschiedenster Basistechnologien darstellen (hier beispielsweise das VARI und das SLI-Verfahren). Die Beherrschung und die genaue Kenntnis der Verfahrensdetails und ihrer Besonderheiten ist die Voraussetzung zur Entwicklung und Optimierung angepasster und robuster Fertigungsstrategien. In Abbildung 5 sind die daraus entstandenen Bauteile abgebildet.

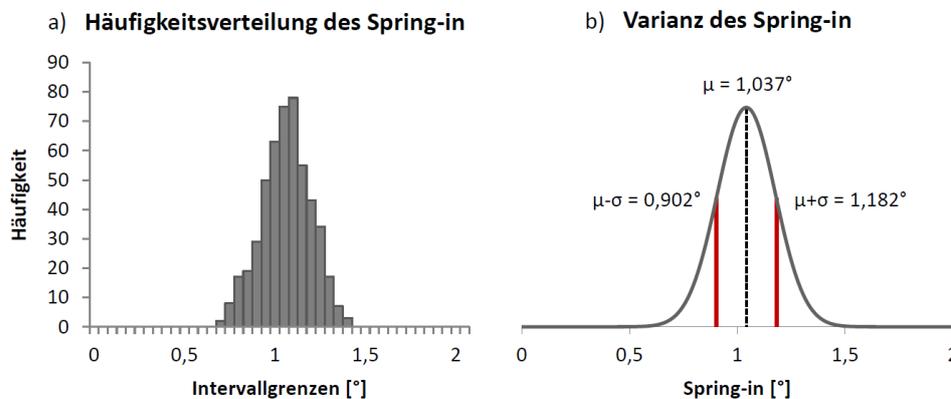


**Abbildung 5: Demonstratorsparnte aus komplexen Preformingstrategien in NCF**

Zu AP 1.2

Prozessinduzierte Deformationen, wie bspw. Spring-in oder Warpage, lassen sich durch das Werkzeugdesign teilweise oder komplett kompensieren. Infolge von Streuungen im Material und im Fertigungsprozess kommt es trotz Kompensierung zu Überschreitungen der Bauteiltoleranzen. Eine experimentelle Untersuchung auftretender Material- und Prozessstreuungen sowie deren Einfluss auf die finale Bauteilkontur würde zahlreiche Versuche benötigen, was aus ökonomischen Gründen nicht möglich ist.

Zur Berücksichtigung der Streuungen sowie zur Bewertung des Einflusses werden daher zunehmend Prozesssimulationen eingesetzt, d.h. der komplette Herstellungsprozess wird simuliert. Dadurch können schon in der frühen Entwicklungsphase verschiedene Herstellungsmethoden, Prozesssierungen oder Materialkonfigurationen untersucht und der Effekt auf Bauteilkontur und Eigenspannungen untersucht werden. Im Rahmen des LuFo Projekts CompTAB wurde bspw. der Herstellungsprozess in die Design- und Entwicklungsphase integriert und eine durchgängige Prozesskette am Beispiel eines LCF-Spans demonstriert. Im Projekt LOCOMACHS wurde die im Institut FA (Abteilung Strukturmechanik) entwickelte Simulationsstrategie verwendet, um den Einfluss von streuenden Material- und Prozessparametern auf die Verformungen und Eigenspannungen eines L-Profiles zu untersuchen. Die Abbildung 6 zeigt exemplarisch den ermittelten Spring-in unter Berücksichtigung von Materialstreuungen.



**Abbildung 6: Probabilistische Simulation eines L-Profil : Häufigkeitsverteilung des Spring-in bei variierenden Materialparametern (links), Mittelwert und Standardabweichung (rechts)**

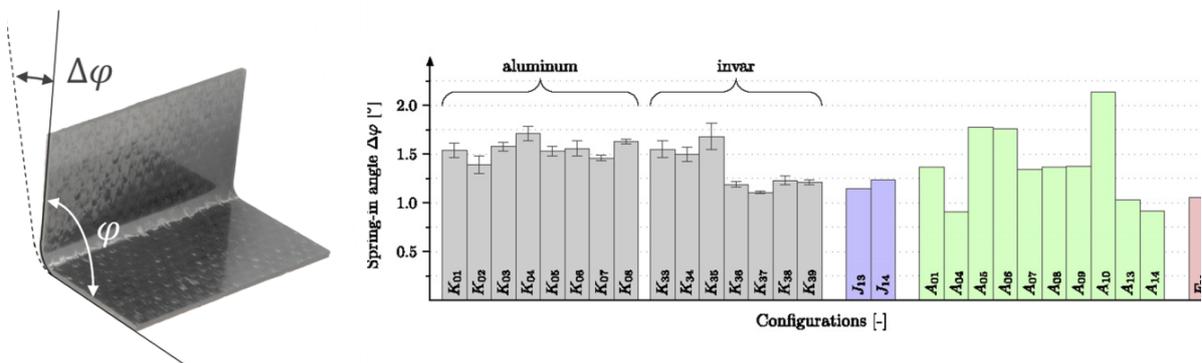
Das Ziel im EU Projekt ECOMISE war es u.a. den Herstellungsprozess von Kompositen mithilfe von Sensoren zu überwachen (In-situ Bewertung) und bei Abweichungen zu korrigieren (In-situ Korrektur).

Die Erkenntnisse und entwickelten Methoden aus den beschriebenen Projekten sind in das Projekt IMPULS eingeflossen und wurden weiterentwickelt.

Ungewollte, fertigungsinduzierte Bauteildeformationen sind ein immanentes Problem in der Faser-verbundherstellung. Diese führen zu direkten Kosten, da Werkzeuge zumeist in einem iterativen Prozess kompensiert werden müssen. Dies passiert in der Regel nachdem erste full-scale Bauteile gefertigt wurden und diese für das Kompensieren die notwendigen Erkenntnisse liefern.

Die Ursachen für die Bauteildeformationen werden in der Literatur in zwei Gruppen eingeteilt. Zum einen lassen sich die als *intrinsisch* bezeichneten Ursachen auf das anisotrope Materialverhalten des Verbundwerkstoffs zurückführen. Dieses Verhalten führt zu so genannten Spring-in Deformationen (auch als springback bezeichnet). Diese lassen sich dadurch charakterisieren, dass gekrümmte Laminatbereiche eines Bauteils nach der Fertigung typischerweise stärkere Krümmungen aufweisen. Diese Formänderungen kann sich an einem Spant in lokalen Winkeländerungen zwischen Flansch (Gurt, Flange) und Steg (Web) ausdrücken, aber auch zur Änderung des globalen Spanradius führen.

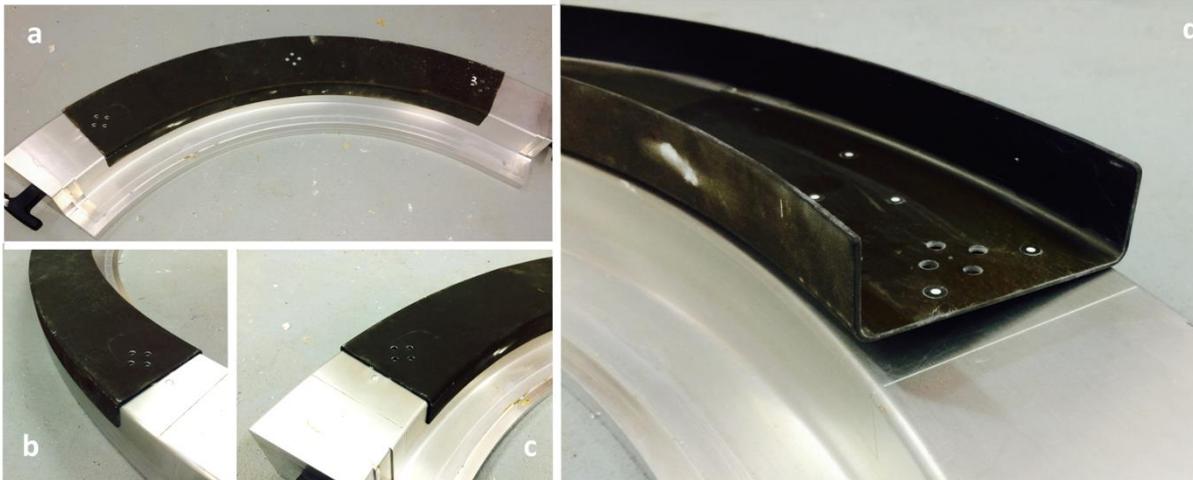
Am Institut FA (Abt. Funktionsleichtbau) werden umfangreiche, experimentelle Studien durchgeführt, die das Ziel verfolgen die auftretenden Phänomene zu verstehen, zu charakterisieren und zu quantifizieren. Abbildung 7 zeigt auszugsweise Ergebnisse dieser Studien.



**Abbildung 7: Gegenüberstellung von gemessenen Spring-in Deformationen von UD Probekörpern die auf Invar und Aluminium Werkzeugen gefertigt wurden**

Die zweite wichtige Ursache für Fertigungsinduzierte Deformationen wird in der Literatur als *extrinsisch* klassifiziert. Unter diese Gruppe sind alle Einflüsse zusammengefasst, die von außen das Bauteil bzw. das Laminat beeinflussen. Als wichtigster Initiator für eine extrinsische Beeinflussung ist das Werkzeugmaterial bzw. das Werkzeugkonzept zu sehen. Typischerweise führt die im Vergleich zum Verbundmaterial deutlich höhere Wärmeausdehnung von Stahl und Aluminium zu einer so genannten thermischen Inkompatibilität zwischen Bauteil und Werkzeug. Dies führt bei den üblichen Aushärtprozessen mit Temperaturen bis zu ca. 180°C und Drücken von bis zu 10 bar dazu, dass das abgelegte Laminat dem sich ausdehnenden Werkzeug folgen muss. Folglich muss es während des Prozessierens zu Verspannungen bzw. Abgleitvorgängen kommen, die aus dem Formschluss zwischen Bauteil und Werkzeug resultieren. In der spezifischen Fachliteratur sind diese Phänomene und die dazugehörigen physikalischen Effekte nur rudimentär untersucht. Am Institut FA (Abteilung Funktionsleichtbau) sind bereits Studien zum Thema der Bauteil Werkzeug Interaktion durchgeführt worden. Neben Untersuchungen zum sogenannten Warpage Effekt, der auf einen

Reibschluss zwischen Bauteil und Werkzeug zurückzuführen ist, wurden bereits erst Untersuchungen zum so genannten Forced-Interaction Effekt durchgeführt, der auf den Formschluss zwischen Bauteil und Werkzeug zurück zu führen ist. Abbildung 8 zeigt auszugsweise experimentelle Ergebnisse dieser Studie. Die Ergebnisse belegen deutlich, dass neben den anisotropiebedingten Spring-in Deformationen der Forced-Interaction-Effekt unbedingt zu berücksichtigen ist. Die untersuchte Geometrie liefert dabei bereits signifikante Hinweise für die im Rahmen von IMPULS (AP12) untersuchte integrale Spantgeometrie.

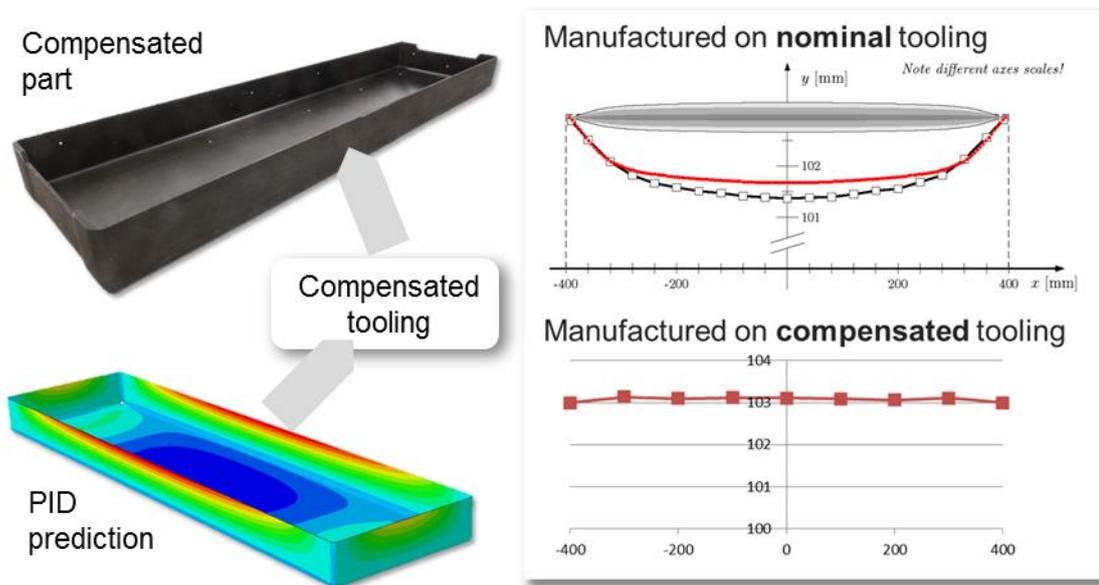


**Abbildung 8:** Experimentelles Ergebnis einer Studie zum Fertigung einfach gekrümmten C-Profilen auf einem Aluminium positiv Werkzeug. Bilder a-c zeigen die Geometrie des Bauteils während Abbildung d die resultierende Bauteildeformation zeigt, welche auf die thermische Inkompatibilität zwischen Bauteil und Werkzeug zurückzuführen ist

Die vorhandenen Fähigkeiten und Kenntnisse am Institut FA, bezüglich Prepregfertigung, dem spezifischen Werkstoffverhalten und der Thematik der Bauteil-Werkzeug Interaktion bilden den idealen Grundstein, um wesentliche Fortschritte im Bereich der toleranz- und kostenminimierten CFK Fertigung zu initiieren.

Die Kompensation von Abweichungen durch eine Modifikation der nominalen Werkzeuggeometrie hat sich als zielführend erwiesen. Im Institut FA wird seit geraumer Zeit an dieser Fragestellung gearbeitet. Im Rahmen von verschiedenen Studien zum Thema der Werkzeugkompensation konnte nachgewiesen werden, dass selbst komplexe Deformationen einer integralen Boxstruktur über eine entsprechende Anpassung der Werkzeuggeometrie kompensiert werden können. Abbildung 9 zeigt auszugsweise ein Ergebnis dieser Studie.

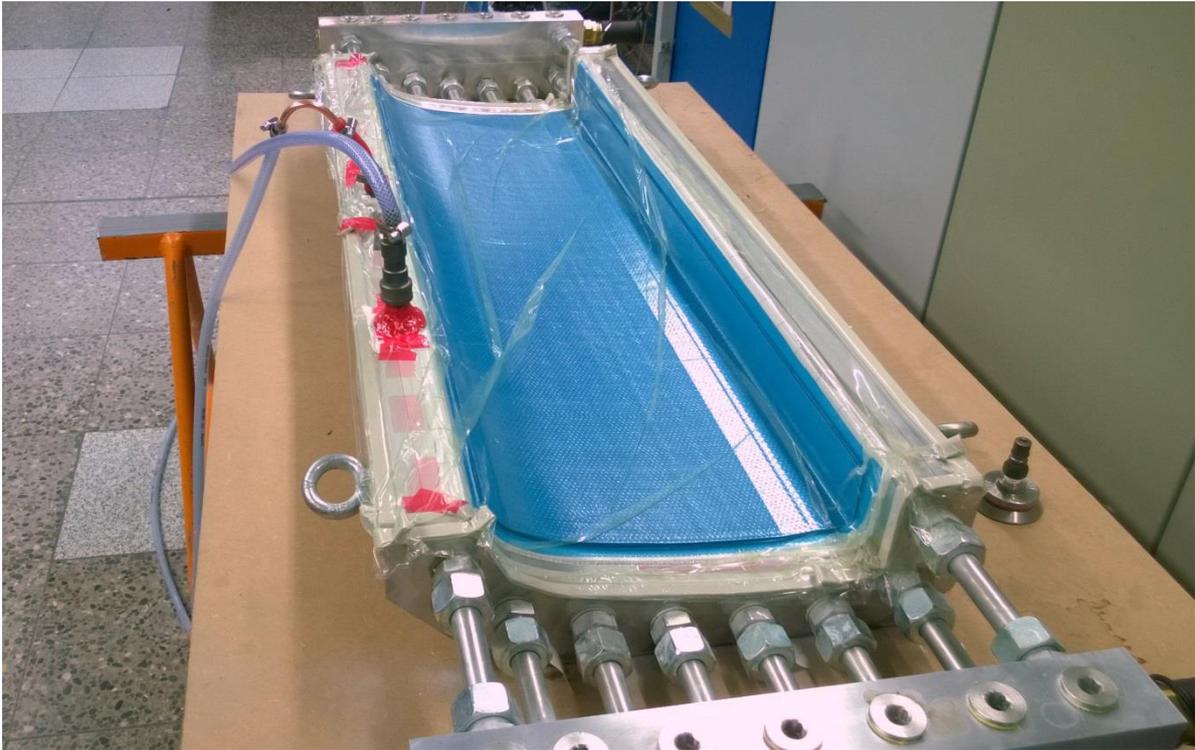
Die zugrunde liegenden Arbeiten haben dazu beigetragen ein erhebliches Vorwissen im Institut FA zu generieren, welches nun zielführend im Projekt IMPULS angewendet und erweitert wird, um damit dem „formtreuen CFK Bauteil“ einen wesentlichen Schritt näher zu kommen.



**Abbildung 9:** Gegenüberstellung von gemessenen Deformationen zweier gefertigter, integraler, nominal identischer CFK Boxstrukturen. Oben ist der Stringerabstand entlang der Probenlänge dargestellt, wobei deutliche Deformationen von ca. 1.6 mm zu erkennen sind. Die auf einem, mittels des P-approach kompensierten, Werkzeugs hergestellte Box zeigt nahezu keine Deformationen und liegt damit sehr gut innerhalb der typischen AIRBUS Toleranzen.

Neben der Berechnungs- und simulationbasierten Verformungsanalyse wurden Vorarbeiten zum Konzept vorkompensierter Werkzeuge und den daraus abgeleiteten notwendigen Anpassungen der Fertigungsprozesse durchgeführt. Im Projekt LaWOp sollte eine austauschbare Flügelnahe eines Außenflügels hergestellt werden. Dieses Nasenelement umfasste die Oberseite des Profils bis kurz vor der Rundung. Durch den Aufbau als Prepregbauteil kamen Einflüsse eines Spring-In-Effektes zum Tragen. Da die Oberseite der Profilnahe mit einem Abbrasiv-Schutz in Form einer Metallfolie während des Aushärtprozesses versehen werden sollte, addierte sich zu dem Spring-In-Effekt ein sogenannter „Bi-Metalleffekt“ hinzu. Beide Effekte sollten im Werkzeug in der Form vorgehalten werden, dass bei einer angenommenen Betriebstemperatur von  $-50^{\circ}\text{C}$  die aerodynamische Soll-Geometrie der Oberfläche des Nasenteils eingenommen wird (Abbildung 10).

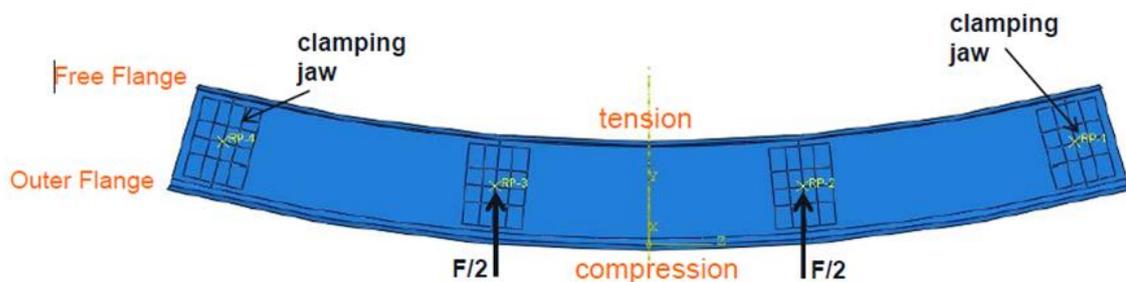
Die Sicherstellung der prozesstechnischen Annahmen als Grundlage zu den Berechnungen der kompensierten Werkzeugoberflächen erforderte ein hohes Maß an Verständnis sowohl von dem Ablege- und Debulking-Prozess des Prepreglaminats als auch von den physikalischen Begleiteffekten beim Aushärtprozess des finalen Bauteils. Zur reproduzierbaren Steuerung des Aushärtprozesses wurden beheizbare Werkzeugkonzepte verfolgt, die über eine ausreichende Leistungsfähigkeit verfügen, die notwendigen Aufheizgradienten von Werkzeug und Bauteil sicher zu stellen (Abbildung 10). Diese Arbeiten zu einem kompensierten Werkzeugkonzept in enger Abstimmung mit den Abteilung für die Kompensationsberechnung bilden mit den gesammelten Erfahrungen die Grundlage für weiterführende komplexere Konzepte zur Herstellung reproduzierbarer Serienbauteile mit anspruchsvollen Toleranzvorgaben, insbesondere für zukünftige Spantwerkzeuge. Die Erfahrungen auf dem Gebiet der Preformherstellungen von Prepreglementen, die in vorangegangenen Projekten erarbeitet werden konnten, sind auch für die Verwendung bei innovativen Aushärtwerkzeugen für die Spantherstellung von entscheidender Bedeutung.



**Abbildung 10: Prepregwerkzeug mit Anschlüssen für eine Hochdruckwasserheizung für den Betrieb in einem Autoklav**

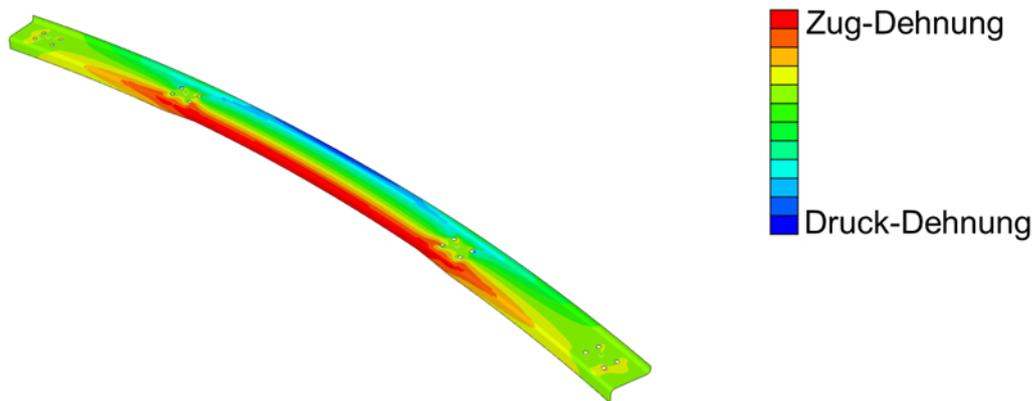
In der Versuchsanlage des DLR in Braunschweig wurden innerhalb von IMPULS mehrere 4-Punkte-Biegeversuche durchgeführt. Am Institut FA wurden zur Realisierung dessen bereits umfangreiche Voruntersuchungen durchgeführt.

Für die geplanten 4-Punkt-Biegeversuche musste der optimale Abstand der Last-Einleitungsplättchen bestimmt werden, der unter anderem die vorhandenen „Impact“-Schäden berücksichtigt. Eine schematische Darstellung des gekrümmten Spants für die 4-Punkt-Biegeversuche ist in der Abbildung 11 zu sehen.



**Abbildung 11: Illustration des Aufbaus der 4-Punkt-Biegeversuche der Z-Profil-Spante**

Aufgrund der Biegebelastung werden der äußere Gurt (im weiteren Verlauf als äußerer Flange bezeichnet) auf Druck und der innere Gurt (freier Flange) auf Zug belastet. In Abbildung 12 ist eine graphische Darstellung der resultierenden Hauptdehnung  $E_{11}$  dargestellt.



**Abbildung 12: Illustration des Strukturverhaltens (Dehnung E11) des Z-Profil Spantes in Folge der 4-Punkt-Biegung**

Die folgenden Rahmenbedingungen (Airbus) mussten im Rahmen der Studie berücksichtigt werden:

- Maximal 7000 microstrains (Zug) im freien Flange
- Maximal 5000 microstrains (Druck) im äußeren Flange
- Kein Stabilitätsversagen (Beulen) und Festigkeitsversagen des äußeren Flanges

Die genannten Vorarbeiten bilden die zwingend erforderliche Grundlage für die in IMPULS angeordneten Arbeiten zur 4-Punkt-Biegung von neuen Integralspantgeometrien.

#### Stand der Technik zur Mittelaufstockung II Anfang 2018:

##### Zu SAP 1.1.1. Preformqualitätssicherung

Mit dem heutigen Stand der Technik sind mit Head-Mounted-Displays (HMD) und speziell der MS HoloLens Assistenzsysteme zur Unterstützung von Prozessen in der Composite-Fertigung in die Reichweite der produktiven Umsetzbarkeit gelangt. Das gilt für die Überwachung von automatisierten Produktionsprozessen als auch für die Unterstützung manueller Fertigungs- und Korrekturtätigkeiten.

In einer ersten Studie zu den Einsatzmöglichkeiten von HMDs haben wir, das Institut FA und die Einrichtung SC am Standort des DLR in Braunschweig (OE Software für Raumfahrtsysteme und interaktive Visualisierung), bereits ein Szenario unter Verwendung der MS HoloLens vorgestellt, in der ein im Betrieb befindliches Luftfahrtbauteil inspiziert wird. Auf Basis der Idee des digitalen bzw. virtuellen Zwillinges konnte dann in einem virtuellen Meeting vor Ort eine Entscheidung zum weiteren Betrieb des Bauteils getroffen werden, denen auch Informationen von Herstellung und Konstruktion zugrunde lagen.

Neben der Zusammenarbeit mehrerer Personen an einem virtuellen Objekt wurde hier viel beim Entwurf virtueller Menüs, der Koordination und Positionierung von Bezugspunkten im Raum und der Handhabung und Darstellung von virtuellen Modellen in der HoloLens gelernt.



**Abbildung 13: Beispielbild aus dem MRO-Szenario zur Inspektion auf Oberflächenschäden des Airbrake-Demonstrators.**

Ein Anwendungsszenario eines solchen Assistenzsystems wäre die komplette Darstellung eines Fertigungsprozesses mit allen teils am Objekt ortsbezogenen Informationen.

Im Folgenden sind einige mögliche Eigenschaften eines solchen zukünftigen Systems dargestellt:

- „Handsfree“ Interaktion mit Hologrammen und dem holografischen Anwendungsmenü (Steuerung über Gesten auch mit Handschuhen möglich, Sprachsteuerung)
- Zur Verfügungstellung aller möglichen Nebeninformationen, die die Preformherstellung betreffen können (Sicherheitshinweise, Datenblätter, Normen, Lagerbestände)
- Interaktive Anleitung der Ablegevorgänge zum Aufbau des Preforms
- Selbstständige Kontrolle der Prozessschritte (Abgelegte Nummer des Lagenstapels, Faserausrichtung)
- Präzise und reproduzierbare Projektion der Zuschnittpositionen auf dem Werkzeug
- Kontrollhilfen beim manuellen Drapieren von Faserlagen durch die Projektion der Sollwinkel aus Drapiersimulationen auf dem Preform
- Kooperative Arbeit mit mehreren Personen durch Vernetzung der HMDs
- Kommunikation mit Experten direkt während der Produktion in integrierten Videoanrufen oder Chats bei Problemen
- Filmische oder fotografische Dokumentation von Abweichungen in den Arbeitsabläufen oder von Materialeigenschaften
- Automatisierte Erstellung eines Fertigungsberichts



**Abbildung 14: Erste Versuch zu kooperativen Arbeiten mit der HoloLens und der Projektion von Details auf der Werkzeuoberfläche.**

Für Anwendungen, für die eine reproduzierbare und positionsgenaue Darstellung von Objekten benötigt wird, kann mit Hilfe eines externen Tracking-Systems die Darstellung stabilisiert und eventuell auch überwacht bzw. protokolliert werden. Ein solches System ist im medizinischen Bereich bereits erfolgreich erprobt worden (Scopis medical / Vivantes Humboldt-Klinikum Berlin). Erste Versuche zur Integration eines IR-Trackers in das Positionierungssystem der HoloLens laufen auch bereits beim Institut SC in Braunschweig.

#### Zu SAP 1.1.2, 4-Punkt-Biege-Tests (4PB gerade Spante)

Der Anwendungsbereich der vormalig nur für die Bulk-Frachtorrahmen entwickelten NCF Türrahmen-Spante soll für mehrere Anwendung im Rumpf ausgedehnt werden wie in den Passagiertüren der Tür 3 (mittlerer Rumpfabschnitt), ggf. für die Anwendung in einem integralen Spant des hinteren Druckschotts sowie dem der Hauptspante im Bereich des zentralen Flügelkastens. Hierzu sind gerade 4 Punkt-Biege-Tests in 2 unterschiedlichen Konfigurationen (je 3 Spante) erforderlich, welche anders als bislang mit nur 35J anstatt 50J Schadensenergie für die genannten Anwendungen geprüft werden sollen. Damit könnte ein bislang anzuwendender Abschlag für die Auslegung (KDF) bei bisherig getesteten 50J Schadensenergie vermieden werden, und also eine Einführung bzgl. Vermeidung von Gewichtseinbußen resultierend aus besagtem Abschlag begünstigt werden.

#### Zu SAP 1.2.5.6 CTE Anomalie Orthotroper Laminare

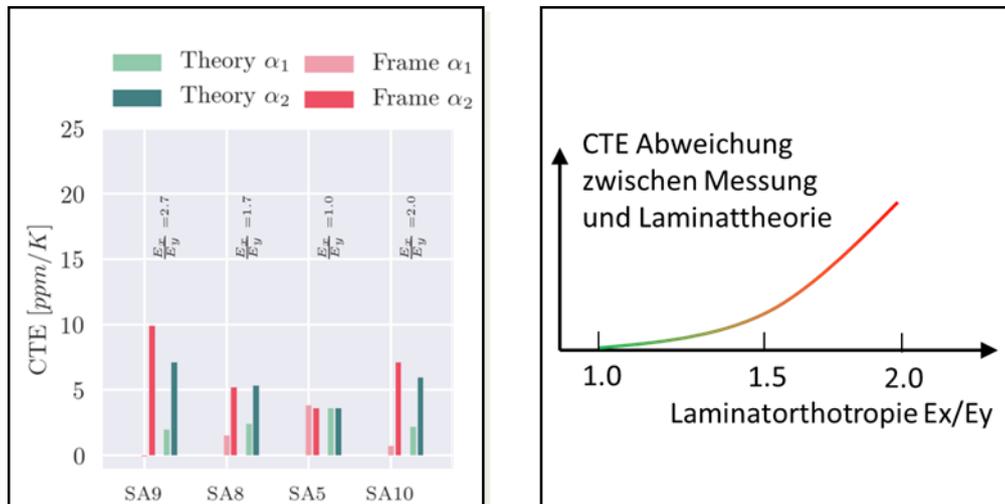
Die repräsentativen Spantdesigns in IMPULS, welche seitens Airbus in das Projekt eingebracht werden, nutzen zunehmend hochorthotrope (starke Richtungsabhängigkeiten) Laminataufbauten anstatt der in früheren Konfigurationen verwendeten quasi-isotropen Laminataufbauten. Für die Definition von Lagenaufbauten im Zuge des Spantdesigns kommt heute bei Airbus und anderen OEMS die sogenannte klassische Laminattheorie (CLT) zum Einsatz. Diese ermöglicht u.a. die Homogenisierung verschiedener Laminataufbauten. Wichtige Ergebnisse dieser Analysen sind die homogenisierten Steifigkeiten der Laminatbereiche die im Zuge der Strukturauslegung genutzt werden.

Die CLT liefert neben homogenisierten Steifigkeiten eines Laminatbereichs auch homogenisierte Wärmeausdehnungskoeffizienten in der Laminatenebene. Diese Werte spielen für die Strukturauslegung eine untergeordnete Rolle, während sie für die Thematik des fertigungsinduzierten Bauteilverzugs höchst relevant sind. Die korrekte Vorhersage von Bauteilverzug hängt somit direkt von den Berechnungen der CLT ab.

Im Zuge der Analysearbeiten in IMPULS wurden Wärmedehnkoeffizienten an verschiedenen Stellen eines IMPULS Spant Demonstrators bestimmt. Die analysierten Proben unterschieden sich dabei im jeweiligen Lagenaufbau.

Die ersten Ergebnisse diese Untersuchung zeigen zum Teil deutliche Abweichungen zwischen den real gemessenen Daten und den mittels Laminattheorie berechneten Werten auf. Es zeigt sich, dass die beobachtbaren Abweichungen, mit zunehmendem Orthotropiegrad des Laminats korrelieren, wie Abbildung 15 zeigt.

Der Ursprung dieses Sachverhalts soll im Rahmen der Aufstockung detailliert untersucht werden. Insbesondere soll analysiert werden ob das identifizierte Phänomen dem gegenwärtig eingesetzten Prepregmaterial und/oder den angewendeten Fertigungstechniken zuzuschreiben ist.



**Abbildung 15: Beobachtete Differenzen zwischen berechneten und an Spantlaminaten gemessenen Wärmeausdehnungskoeffizienten. SA<sub>i</sub> sind verschiedene Laminats des IMPULS Spants mit unterschiedlichem Orthotropiegrad.**

Die besondere Laminatarchitektur des M21E/IMA Prepregs (Airbus A350 Serienmaterial mit Interleaf toughening) wird als Ursache für die beobachtete Besonderheit vermutet. Die geplanten Arbeiten dienen dazu diese Vermutung mit wissenschaftlichen Untersuchungen zu stützen bzw. zu widerlegen.

Die erwarteten Erkenntnisse werden als hochrelevant und wissenschaftlich neu eingestuft. Sie können direkt zur Entwicklung eines verbesserten Auslegungsprozesses, z.B. für Spantbauteile verwendet werden.

#### Zu SAP 1.2.7 4-Punkt-Biege-Tests gebogene Prepreg-Spante

Nachttests an z.T. in der detaillierten Konfiguration modifizierten gekrümmten 4 Punkt-Biegespanten zur Wiederherstellung der im vergleichbaren Spant-Biegeschalen-Test erprüften höheren Schadenstoleranz am inneren Gurt.

Die Tests dienen dem Abschluss der Untersuchung der Entwicklung des Tests am gekrümmten Spant als größtenteils Ersatz für den aufwändigeren und damit teureren Spant-Biegeschalen.

In erster Linie dienen die Tests der Ursachenfindung warum die Schadenstoleranz im einfacheren Spantbiegetest bei dünneren Spant-Konfigurationen niedrigere Testergebnisse liefern, als in Tests derselben Konfigurationen beim komplexeren Spant-Biegeschalen Tests anhand von Panels. Vorgesehen sind 4 zu prüfende Spante jeweils mit und ohne Stringeraussparungen (mouseholes) sowie mit und ohne seitliche Steifen (cleats).

## 1.2.2. Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Vorhaben des DLR ist Bestandteil im Verbundprojekt IMPULS unter der Führung von Airbus Operations GmbH. Im Verbundprojekt zielt das Vorhaben auf die wesentlichen offenen Fragen einer industrialisierten Fertigung und Qualitätssicherung von Spantstrukturen sowohl aus textilen Faserhalbzeugen (NCF) als auch aus Prepreghalbzeugen ab. Parallel erfolgen Bauteilversuche im Rahmen von 4-Punkt-Biegeversuchen zur Qualifizierung des Faserhalbzeugs.

Im Ablauf des Projektes wurden eine Arbeitsplanänderung und zwei Aufstockungen des Budgets und der Arbeitsinhalte beantragt und genehmigt.

### Arbeitsplanänderung

Aufgrund der gegebenen Entwicklung im Projekt IMPULS wurde eine Anpassung der Arbeitsinhalte angestrebt. Es sollten dazu Personalmittel aus dem AP1.1 (NCF Spant für Türumgebung) in das AP1.2 (Integral Frame) verschoben werden, um dort die adressierten Themen umfangreicher bearbeiten zu können.

Die initial geplanten DLR Arbeitsinhalte im AP1.1.1 standen im Bezug zum übergeordneten Thema des kontinuierlichen Preformings. Entsprechend der ursprünglichen Aufplanung wurde mit den Arbeiten im AP 1.1.1 zu Projektbeginn begonnen. Es wurde eine entsprechende QS Technologie identifiziert und auch anlagenseitig mit der Umsetzung begonnen.

Die Arbeiten des Projektpartners PAG im AP 1.1 fokussieren sich überwiegend auf Bulk-Cargo-Door Preformen. Einige Anforderungen an die qualitätsgesicherte und automatisierte Preformablage im Zusammenhang mit diesem speziellen Bauteil konnten nicht mit dem kontinuierlichen Konzept des DLR abgebildet werden. Aufgrund dieser Entwicklung im Projekt selbst wurde die umfangreiche Übertragung des QS Konzepts auf gekrümmte komplexe Spantgeometrien als fraglich angesehen, da kein direkter Abnehmer für die Arbeiten im Projekt bestand.

Dem gegenüber stand eine signifikante Erhöhung des Arbeitsbedarfs im AP1.2.5.3. Entgegen der initialen Planung mussten hier zusätzliche Fragestellungen untersucht werden, um die Werkzeugkompensation für den Integralspant durchführen zu können.

Im Zuge der Arbeitsplanänderung wurde das SAP 1.1.1.3 „Umsetzung QS-Konzept“ komplett und Teile des SAP 1.1.1.1 „Prüfkonzeption und Anpassung“ gestrichen und die Ressourcen auf das AP 1.2.5 übertragen. Ebenso wurde der zugehörige Meilenstein MS 1.1.1-2 angepasst.

### Aufstockung I

Im Rahmen des Projekts EFFEKT sollte das ultraschallbasierte Messsystem aus Sensoren und Auswerteeinheit dazu genutzt werden, die Infusion der Spante zu überwachen, so dass der Infusionsprozess validiert und auch im laufenden Prozess manipuliert werden kann. Für diese Aufgabe wurde ein zusätzliches Unterarbeitspaket 1.1.4 „Qualitätssicherung Infusion NCF Bulk-Door-Frame (BDF)“ mit verschiedenen Teilarbeitspaketen beantragt und genehmigt (Aufgabenstellung siehe Kapitel 1.1.1.3).

Die bestehende Versuchsvorrichtung aus bereits laufenden Arbeiten in EFFEKT sollte genutzt werden, um die Schadenstoleranz innovativer zähmodifizierter NCF Materialien unter realistischen Verarbeitungsbedingungen zu untersuchen. Für die notwendig durchzuführenden Arbeiten wurde das Unterarbeitspaket 1.1.5 "4-Punkt-Biege-Tests gebogene NCF-Spante" in das Projekt aufgenommen (Aufgabenstellung siehe Kapitel 1.1.1.4).

Darüber hinaus wurden in SAP 1.2.7 27 zusätzliche 4-Punkt-Biegeversuche in 3 repräsentativen Konfigurationen zum Test beantragt und genehmigt. Ziel war die statistisch abgesicherte Beurtei-

lung der Bauteil und Materialperformanz integraler Prepreg-Spante unter Berücksichtigung des Einflusses des Fertigungsprozesses.

## Aufstockung II

Die in dem zweiten Antrag auf Mittelaufstockung im LuFoV-2 Projekt EFFEKT sollen Arbeiten gefördert werden, die eine Erweiterung der Unterstützung der Industrie bei der Umsetzung einer qualitätsgesicherten Fertigung von Spanten aus textilen und Prepregbasierenden Halbzeugen darstellen. Durch die Erweiterungen der Prüfkapazitäten beim DLR soll die Erlangung eines TRL4 der Bauteile und Prozesse durch die Zurverfügungstellung der Versuchsdokumentation und der Ergebnisse an den Partner AIRBUS Operations GmbH erfolgen.

Die Grundlegenden Ziele unterscheiden sich nicht gegenüber den des ursprünglichen Antrags des LuFoV-2 Projektes EFFEKT.

Hinzugekommen sind in den jeweils bereits bestehenden Unterarbeitspaketen die folgenden Aufgaben:

- SAP 1.1.1 Preformqualitätssicherung:  
Erprobung technologischer Grundlagen AR/MR Qualitätssicherungssystem (1.1.1.5)  
Ziel ist die Entwicklung und Erprobung der technologischen Grundlagen für ein AR/MR Assistenzsystem in der Composite-Fertigung im industriellen Umfeld (AR – Augmented Reality, MR – Mixed Reality)
- SAP 1.1.2 4-Punkt-Biege-Tests (4PB gerade Spante):  
Test von 6 zusätzlichen NFC-Spanten für spezialisierte Rumpfbereiche (1.1.2.5).  
Im Rahmen der Erweiterung des SAP 1.1.2. soll die Untersuchung der Übertragbarkeit der NCF-Technologie auf andere Bereiche des Rumpfes untersucht werden. Die Versuchsdokumentation und die Ergebnisse werden dem Partner AIRBUS Operations GmbH zur Verfügung gestellt und einer gemeinsamen Bewertung und Interpretation unterzogen.
- SAP 1.2.5 Aushärtetechnologie und neuartige Werkzeugkonzepte  
CTE Anomalie Orthotroper Laminat (1.2.5.6)  
Das Ziel des APs ist es mittels einer experimentellen Testkampagne die beobachtete Anomalie der Wärmeausdehnungskoeffizienten in Abhängigkeit vom Orthotropiegrad zu untersuchen und die hintergründigen Zusammenhänge aufzuzeigen.
- SAP 1.2.7 4-Punkt-Biege-Tests gebogene Prepreg-Spante:  
Nachttest von 4 typischen Spanten zur Validierung einfacherer Prüfverfahren (1.2.7.6)

### 1.2.3. Bisherige Projekte der Partner mit Themenbezug

- ALCAS (EU 6th FP, 2005-2009): Entwicklung integraler Türrahmenkonzepte, Bau von Testpanels. Herstellung von Stringern für die Unterschale des Flügelmittelkastens.
- CFK-Rumpf NG (DLR 2007-2010): Weiterentwicklung und Zusammenfügen von neuen Technologien zur Verbesserung (Designkonzepte, Material, Prozesse, SHM, Reparatur, Simulation) von CFK-Rümpfen
- ADO I,II,III (Airbus Direktbeauftragungen 2005-2009): Entwicklung von Detailkonzepten für zukünftige Rümpfe (Fußbodenkonzepte, Ausschnittsversteifungen...)
- CRUVA (Airbus Direktbeauftragungen 2008): Entwicklung innovativer Türrahmenstrukturen

- MOBA - Modulare Rumpfbauweisen (LuFo IV-I): Im Rahmen des Projekts werden Integrationsverfahren von Omega-Stringern auf Prepregschalen für Rumpfanwendungen untersucht
- AZUR / AZIMUT (LuFoIV-3): Entwicklung von automatisierten Preformingstrategien zur Herstellung von Türumgebungsstrukturen in zukünftigen Verkehrsflugzeugen
- RoCk (LuFoIV-4): Robuste CFK-Gesamtprozesskette
- OnQa (Landesförderung Niedersachsen): Online Qualitätssicherung industriell hergestellter Faserverbundstrukturen
- FACT/InteGro (LuFoIV-2, 2009-2012) – Entwicklung und Erprobung einer 4-Punkt Biegevorrichtung zur Charakterisierung der Schadenstoleranz von geraden Türspanten
- Projektpartner bei der Entwicklung Innovativer Leitwerkskonzepte (VTP-NG) für Single Aisle Flugzeuge – Entwicklung automatisierter Preformverfahren für höhenveränderliche TT-Profile
- LAWIPRO (LuFoIV): Entwicklung und Simulation eines laminaren Flügelabschnitts.
- LaWOp – Fortführung von LAWIPRO mit der Erweiterung durch geeignetes Leading-Edge Konzepts mit laminarströmungstauglichen Anbindungs- und Austauschkonzepten. U.a. Fokus auf fertigungsinduzierte Bauteil deformationen
- LamAIR (DLR-internes Projekt): HLFC Leitwerk (Weiterführung in 2013 unter TuLam)
- LOCOMACHS (EU) - Low Cost Manufacturing and Assembly of Composite and Hybrid Structures. U.a. Bauteil deformationssimulation verschiedener Partner Use-cases und Fertigung von CFRP Rippen für LaWiB Demonstrator
- Maaximus (EU)
- CompTAB (LuFoIV) – Composite Tool Chain As-built
- ECOMISE (EU) – Enabling Next Generation Composite Manufacturing by In-situ Structural Evaluation and Process Adjustment

#### 1.2.4. Bekannte Konstruktionen, Verfahren und Schutzrechte

Außer den unten angeführten Patenten stehen den Forschungen und Entwicklungen im Technologievorhaben EFFEKT keine anderen, fremden Schutzrechte entgegen.

Patentinhalt	Patentnummer
Kappel E.: Verfahren zur Herstellung eines Faserverbundbauteils, Verfahren zum Verifizieren eines Faserverbundbauteils sowie Referenzelement	DE 10 2014 11 118.4
Kappel E.; Stefaniak D. Verformungsanalyse II	DE 10 2014 108 639.2
Kappel E. :Verformungsanalyse - Verfahren zur Bestimmung der zu erwartenden, fertigungsinduzierten Deformation von Verbundstrukturen aus vorimprägnierten Halbzeugen (Prepreg)	DE 10 2012 105 683 A1
Kappel E.: Modellieren der Raumform eines	DE 10 2010 030 448.4-16

einen Schichtaufbau aufweisenden Faserverbundbauteils nach dessen Aushärtung auf einem	
Stahl A, Borgwardt H, Assing H. 2012: Gekrümmte Preform. Deutsches Patentamt. Anmeldedatum: 01.03.2012.	DE 10 2012 101 706 A1
Stahl A, Borgwardt H, Assing H. 2013: Gekrümmte Preform. Europäisches Patentamt. Anmeldedatum: 01.03.2013	EP 2 633 695 A2
Gebrauchsmuster: DLR e.V. 2014: Herstellung gekrümmter Preformen. Deutsches Patentamt, Anmeldedatum: 28.02.2014	DE 20 2014 100 927 U1

### 1.2.5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

#### Airbus Operations GmbH

- Diskussion und Bewertung von Qualitätsmerkmalen von Preforms für Türumgebungsspante
- Darstellung der Prozesskette „Türumgebungsspant“ von der Herstellung der Subpreformen zur Ablage auf den finalen Preformwerkzeug
- Austausch von Qualitätskriterien und Toleranzanforderungen für zukünftige zu liefernde mögliche Serienspante

#### Premium Aerotec

- Diskussion und Bewertung von Qualitätsmerkmalen von Preforms für Türumgebungsspante
- Beitrag eines QS-Konzepts zur Qualifizierung von NCF-Spanten
- Integration in zukünftige industrielle Prozessketten

#### Cotesa

- Austausch von Informationen bisheriger Strategien zum Thermoformen von Prepregpreformen hinsichtlich der eingebrachten Spannungen und Ondulationen
- Entwurf eines globalen Werkzeugdesigns als Ausgangspunkt für thermische Verformungsuntersuchungen
- Integration von Ergebnissen und Konzepten in das finale Aushärtewerkzeug

## 2. Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse

### 2.1. Vorgegebene Ziele und Verwendung der Zuwendung

Zum Ende der Projektlaufzeit waren alle Arbeiten erfolgreich abgeschlossen. Alle wissenschaftlichen und technischen Ziele wurden erreicht. Eine Übersicht über den tatsächlichen Projekttablauf gibt Abbildung 16.

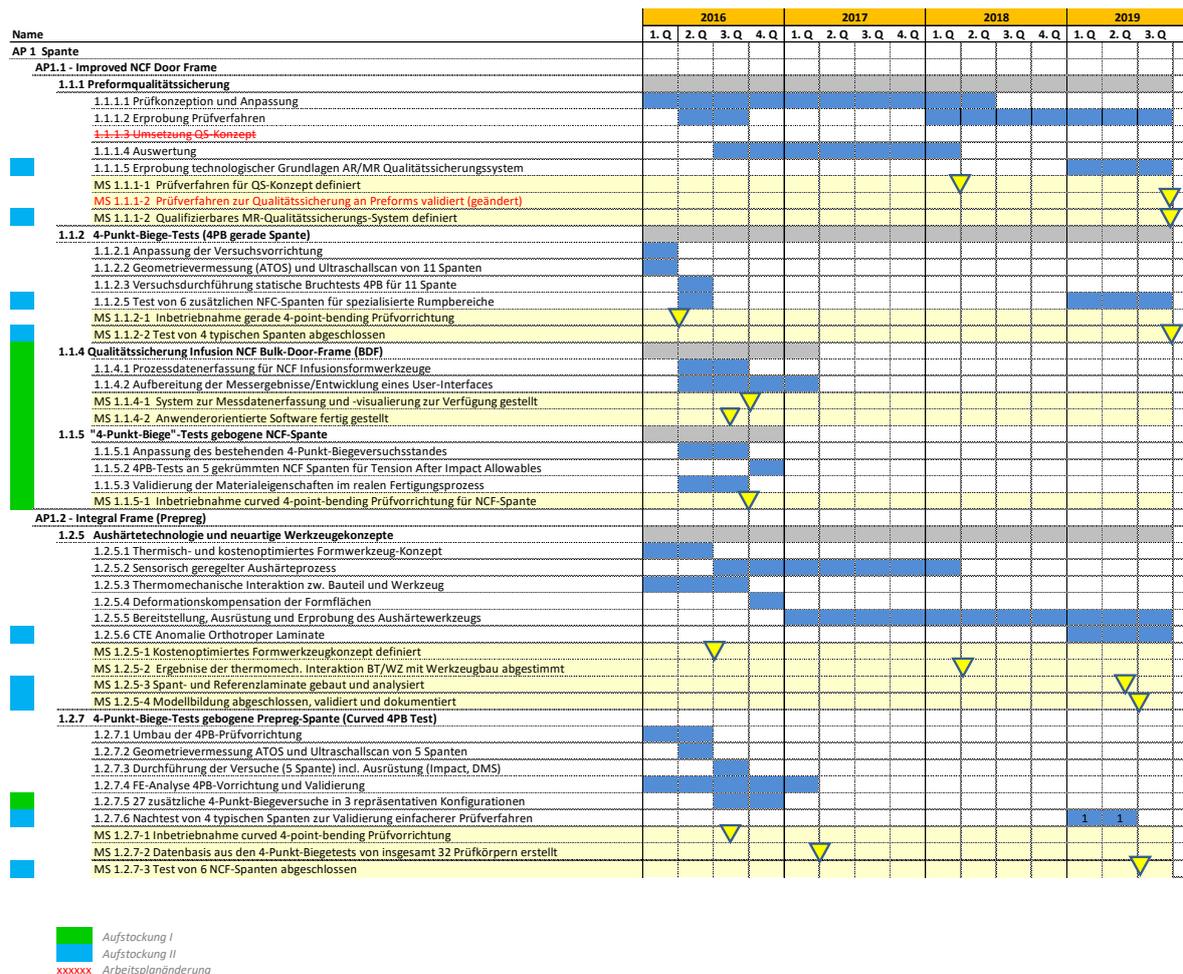


Abbildung 16: Zeit- und Meilensteinplan des durchgeführten Vorhabens EFFEKT

Die geplanten Meilensteine MS 1.1.1-1 „Prüfverfahren für QS-Konzept definiert“ und MS 1.1.1-2 „Prüfverfahren zur Qualitätssicherung an Preforms validiert“ wurden zum Ende der Projektlaufzeit verschoben, da in Absprache mit dem Partner PAG aufgrund aktualisierter Definitionen der Zielbauteile und deren Spezifikation Verzögerungen im geplanten Ablauf ergaben.

## 2.2. Erzielte Ergebnisse AP1.1 - Improved NCF Door Frame

### 2.2.1. SAP 1.1.1 Preformqualitätssicherung

#### 2.2.1.1. Qualitätssicherung für kontinuierliches Preforming mittels der COPRO Technologie

Das Drapieren von trockenen Faserhalbzeugen ist begleitet von lokalen Veränderungen der Ausrichtung von Kett- und Schussfäden zueinander. Neben der sogenannten Verscherung des Materials kann es auch zu Separierung von einzelnen Tows kommen. Derartige Verschiebungen von Faserbündeln resultieren in Reinharzbereichen innerhalb der inneren Laminatarchitektur, die typischerweise als Gaps bezeichnet werden. Aus struktureller Perspektive sind sowohl Materialverscherungen als auch entstehende Gaps als kritisch zu bewerten, da diese das mechanische Verhalten der Faserlage, des Gesamtlaminats und schlussendlich auch des Bauteils beeinflusst. Für automatisierte Preformingvorgänge, wie sie im Projekt untersucht werden, ist die Qualitätssicherung somit von hoher Relevanz um Nachweise für die korrekten Faserorientierungen zu erbringen. Insbesondere auch die Position der Lagen während des Preformens ist von besonderem Interesse, um passgenaue vorgeformte Lagenzuschnitte zu generieren. Die Beobachtung der Nähfadenform und -position erlaubt die Überwachung des Formprozesses.

Als Ausgangspunkt für die Implementierung von Qualitätssicherungsmaßnahmen in den Prozess des kontinuierlichen Preforming s (COPRO Technologie) wurden geeignete Prüfverfahren analysiert, die bereits frühzeitig im Prozess die Qualitätssicherung ermöglichen. Das Ziel ist es frühzeitig Fehlentwicklungen während des Formens (z.B. Faltenbildung) zu identifizieren und ggf. zu kompensieren. Das Kompensieren erfordert entsprechend konzeptionierte Regelkreise, die die Informationen der Qualitätsüberwachung passende Maschineneinstellparameter übersetzt.

Als Ausgangspunkt für das Screening geeigneter Verfahren wurden die Merkmale für die Bewertung der Preformqualität benannt und geeignete Messmethoden zugeordnet.

Merkmals	Messmethode
Welligkeit / Falten	visuelle Inspektion
	automatische optische Inspektion
	Laserlichtschnittverfahren
Faserorientierung	visuelle Inspektion mit Vorrichtungen und Lehren
	automatische optische Inspektion
	automatische Reflektionsauswertung
	Induktive Messverfahren
Faserondulation	visuelle Inspektion
	automatische optische Inspektion
	automatische Reflektionsauswertung
	Induktive Messverfahren
Gaps zwischen Fasern	visuelle Inspektion
	automatische optische Inspektion
	automatische Reflektionsauswertung

	Induktive Messverfahren
	Laserlichtschnittverfahren
Faserbruch	visuelle Inspektion
Fremdmaterial	visuelle Inspektion
	automatische optische Inspektion
äußere Abmessungen / Lagenposition	manuelle Messung mittels Handmessgeräten
	automatische optische Inspektion
	Laserlichtschnittverfahren
Winkel	manuelle Messung mittels Handmessgeräten
	automatische optische Inspektion
	Laserlichtschnittverfahren
Krümmungsradien	manuelle Messung mittels Radianlehren
	automatische optische Inspektion
	Laserlichtschnittverfahren
Preformdicke / Kompaktierungsgrad	manuelle Messung mittels Handmessgeräten
	Messtaster
	Lasertriangulation
Preformtemperatur	Thermoelement
	Pyrometer

**Tabelle 1: Preformmerkmale und geeignete Messmethoden**

Im Rahmen des Projekts wurde der am DLR entwickelte Rollformprozess als technologische Grundlage verwendet. Diese auch als CORPO Prozess (Continuous Prefroming) bezeichnete Technologie verfolgt die Zielsetzung NCF-Lagen (Rollenhalfzeug) automatisiert in eine Spantgeometrie (C- oder Z- Profil) zu überführen.

Für den skizzierten COPRO Prozess wurde im Rahmen des Projekts ein Qualitätssicherungskonzept konzipiert, welche die Herstellung von exakten Preformgeometrien begünstigt. Nachfolgend werden die wesentlichen Kernpunkte der durchgeführten Arbeiten vorgestellt.

### Qualitätsmerkmale von Preforms und Sub-preforms

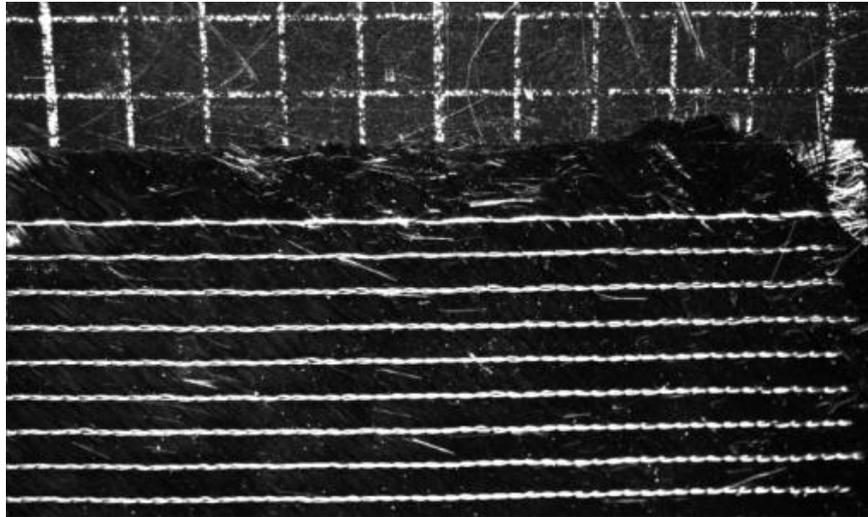
Ein wichtiges Qualitätsmerkmale bei Preformen, z.B. umgeformte NCF-Lagen für gekrümmte Spante, ist die Faserorientierung. Wie bereits im LuFo-Projekt ROCK aufgezeigt wurde können mit einem Profactor FScan Sensors automatisiert Faserorientierungen aufgenommen werden. Für das Preforming gekrümmter Spante wurde festgestellt, dass der Nahtverlauf ein entscheidendes Merkmal für die Positioniergenauigkeit und die gleichmäßige Krümmung einer NCF-Lage ist.

Verlaufen die Nähte konstant parallel zur äußeren Krümmung des Spantes, ist auch von einer gleichmäßigen Verteilung der Faserorientierungen auszugehen.

Für die Untersuchung der Interaktion Faserorientierung und Nahtverlauf wurde im Rahmen des Projekts eine automatische optische Inspektion des Nahtverlaufs entwickelt.

Das Ziel dieser Inspektionsstrategie ist es die Position der Naht relativ zu einer Referenz soll zu bestimmen und diese Information als Regelgröße an die Steuerung der automatisierten Preformanlage zu übergeben werden. Basierend auf dieser Information soll perspektivisch die automatische Kompensation von Abweichungen umgesetzt werden.

Im Rahmen des Projekts wurden Versuche durchgeführt, die Rückschlüsse auf die erforderliche Beleuchtungssituation geben. Mittels eines Beleuchtungsdoms konnte eine Beleuchtungssituation ermittelt werden, die eine robuste und somit prozesssichere Nahterkennung bei unterschiedlichen Umgebungslightsituationen ermöglicht (siehe Abbildung 17).

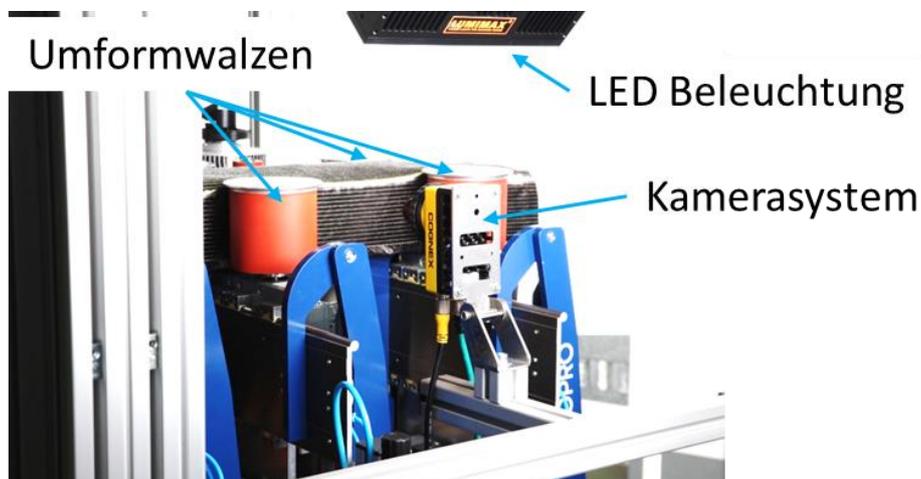


**Abbildung 17: Ergebnisbild nach Beleuchtungstest**

Eine Cognex Industriekamera mit Recheneinheit wurde als geeignet identifiziert, um Nähte im untersuchten NCF Material robust identifizieren zu können, unabhängig von den äußeren Umgebungslichtverhältnissen während der Messungen. Wie Abbildung 17 zeigt wurden die Tests mit konventionellem NCF Material durchgeführt.

#### *Testapplikation*

Der COPRO Prozess zeichnet sich durch den Einsatz mehrerer Rollenpaare aus wobei ein sukzessiver Umformprozess resultiert. Für den zeitgleichen Einsatz an mehreren Walzenpaaren wird eine Mehrkameralösung mit externer Zentralrecheneinheit als die kosteneffizienteste Lösung eingestuft. Im Rahmen des Projekts wurde die Umsetzung exemplarisch für den Nahtverlauf im Bereich eines Umformwalzenpaars der Preformanlage untersucht.

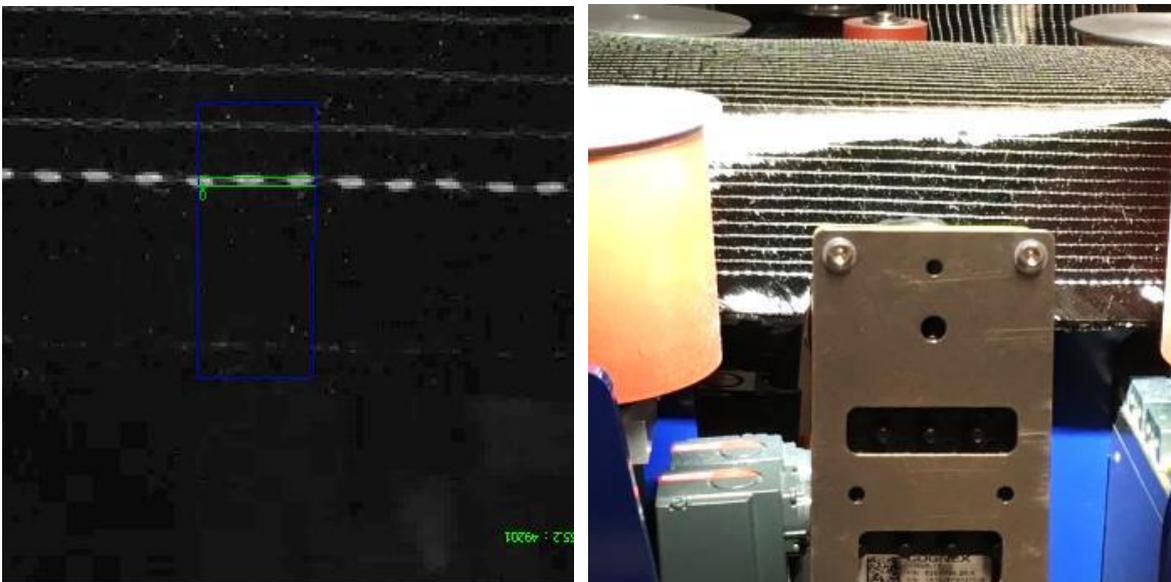


**Abbildung 18: Messsetup mit Beleuchtung und Kameratechnik**

Für diese Anwendung wurde die genannte Cognex Industrikamera in Kombination mit einer integrierten Recheneinheit verwendet. Für das Ausleuchten des Messbereichs wurde eine Luminax LED-Beleuchtung eingesetzt. Diese lieferte hinreichende Kontraste für die robuste Detektion der zu überwachenden Nähte. Gegenüber der Dombelichtung zeichnet sich die Luminax Beleuchtung durch ihre kompakte Bauform aus, was den Volumenbedarf in der Gesamtanlagenkonstruktion minimiert. Die Integration in bestehende Anlagenkonzepte wird als unproblematisch eingestuft. Abbildung 18 zeigt die aufgebaute Messstrecke.

Die Schnittstelle zwischen Datenerhebung in Form von Bildgebung und Regelgrößen für die Maschine stellt die entsprechende Auswertesoftware dar. Im Projekt wurde eine Software generiert, die die Messung der Nahtposition gegenüber einer festen Referenzposition ermöglicht. Dies stellt bereits einen wesentlichen Schritt in Richtung einer qualitätsgesicherten Preformfertigung dar, da der Prozess des Lagenformens in-situ überwacht werden kann. Die umgesetzte Software ermöglicht die Darstellung des Livebildes in der Anlagensteuerung. Die Position des Nähfadens wird in eine virtuelle Z-Koordinate überführt, die die Lage mit Bezug zur Referenzlinie eindeutig beschreibt.

Die nachfolgenden Abbildungen zeigen Momentaufnahmen während eines Proformingprozesses, in dem eine ebene Lage in eine C-Form umgeformt wird. Der blau dargestellte Rahmen in Abbildung 19 links zeigt den ausgewerteten Bereich. Die Referenzlinie ist rot dargestellt, wobei der identifizierte Nähfaden im Messbereich grün gerahmt ist. Konzeptionell erlaubt die COPRO Technologie das Verändern der Nahtlage durch das Verändern der Rollenneigung. Es wird zwischen einer „Abwärts“ und einer „Aufwärts“ Förderrichtung unterschieden, wobei diese Benennung im Bezug zur definierten Referenz zu sehen ist.



**Abbildung 19: (links) Kamerabild Naht unterhalb Referenz; (rechts) Rollenpaar negativ angestellt für „Aufwärts“-Förderrichtung**

Die zuvor gezeigten Abbildungen belegen die Funktion der Detektionsfunktionalität sowie die automatische Bewertung, die die Nahtlage gegenüber der eingeführten Referenz quantifiziert. Die Grundlagen für die Erweiterung der Anlagenregelung sind somit im Rahmen des Projekts geschaffen worden.

Im nachfolgenden Schritt wurde die Anlagenregelung erweitert, um die Sensorinformationen im Sinne einer Kompensationssteuerung nutzen zu können. Über die empfangene Positionsinformation und einen Abgleich mit der Sollposition wird der Antrieb für die Bahnkorrektur geregelt. Wie an-

gedeutet erfolgt die Regelung über die Neigung der fördernden Walzenpaare. Abbildung 20 zeigt einen Screenshot der implementierten Kantenerkennung.

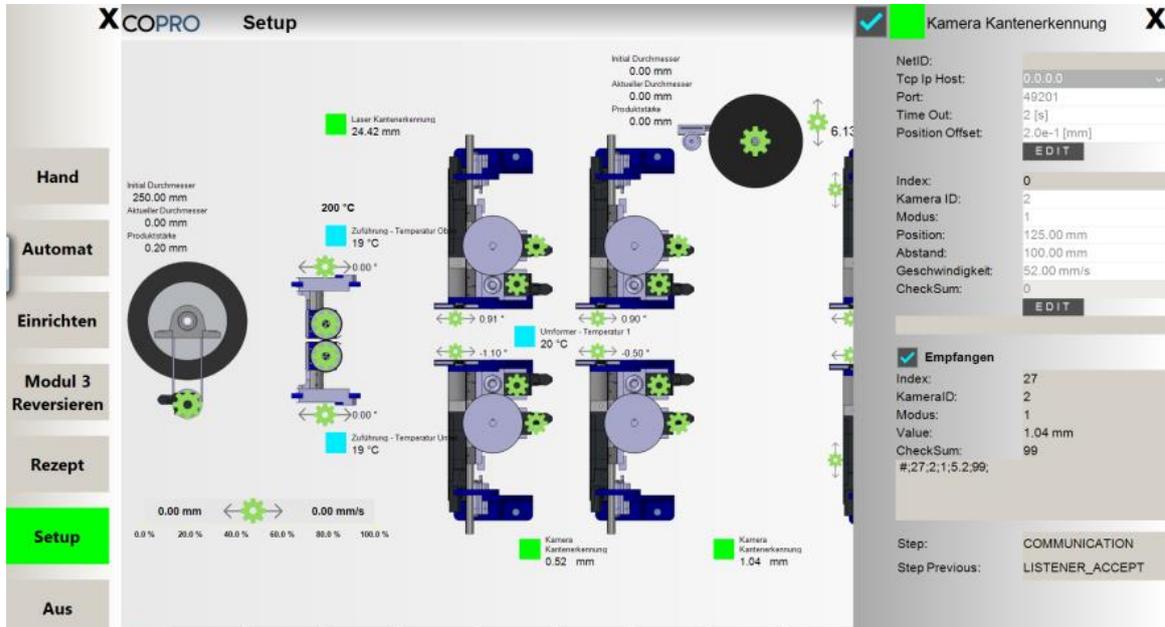


Abbildung 20: Anlagensteuerung mit Zugriff auf die implementierte Kantenerkennungsfunktionalität

#### Ausbau auf Multi-Kamera Lösung

Die Funktionalität des automatischen Einstellens der Walzenneigung zur Minimierung der Abweichung von Materialnaht zur Referenz wurde erfolgreich demonstriert. Aufbauend auf diesen positiven Ergebnissen des „Ein-Kamera-System“ Aufbaus wurden die Arbeiten mit der Erarbeitung eines „Multiple-Kamera-Systems“ fortgesetzt. Dieses System verfügt über 6 Kameras, 6 Beleuchtungseinrichtungen und eine kombinierte Recheneinheit. Für die Mehr-Kamera Lösung wurden sechs industrielle Gig-E Flächenkameras vom Typ Dalsa Genie Nano eingesetzt und sechs industrielle LED-Beleuchtungen vom Typ Luminax LB125-W.

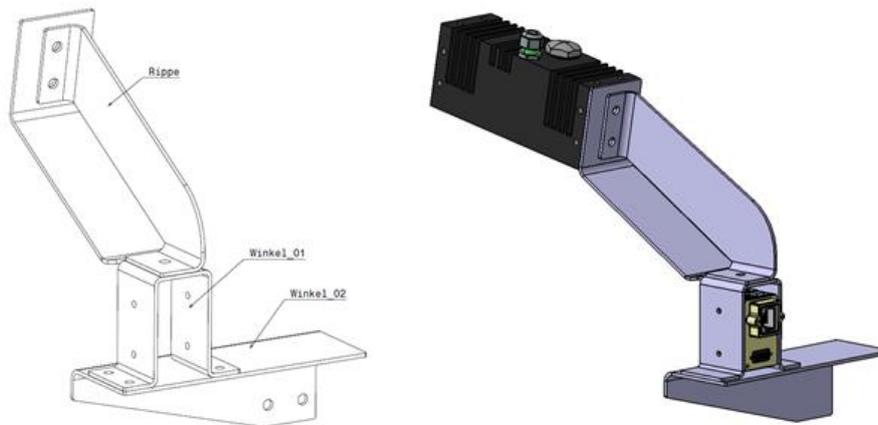
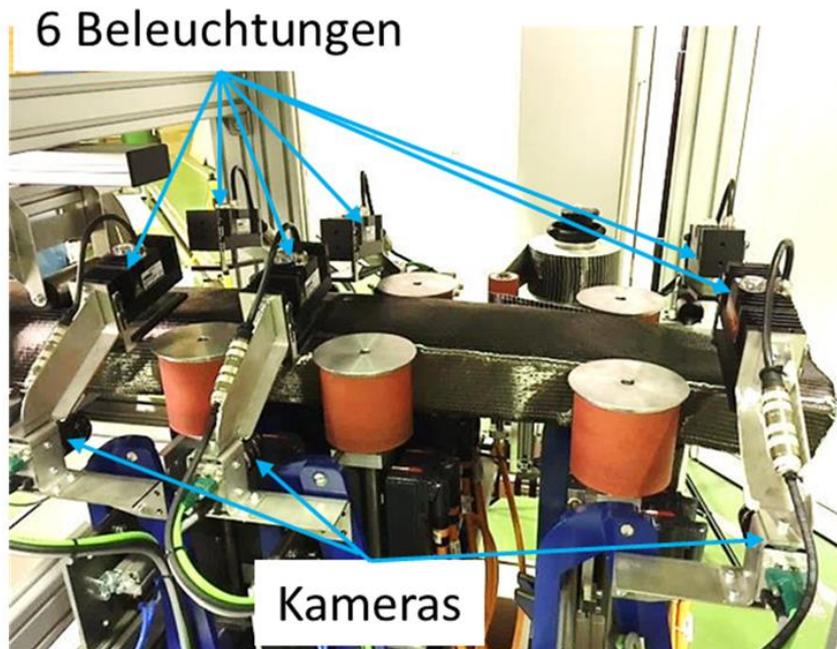


Abbildung 21: Modell des Haltewinkels (links) inkl. Kamera und Beleuchtung (rechts)

Um für alle Kameras dieselbe Beleuchtungssituation und das gleiche Sichtfeld auf das Fasermaterial im relevanten Randbereich des Preformprofils nahe der zu regelnden Umformrollen zu gewährleisten, mussten geeignete Befestigungswinkel konstruiert werden. Es ist anzumerken, dass der

Detektionsalgorithmus für alle Kamera identisch ist, so dass die Umsetzung der Bildaufzeichnung eine vergleichbare Lage zum Fasermaterial und vergleichbare Lichtverhältnisse erfordert. Abbildung 21 zeigt die konstruierten Halter, die die Positionierung von Kamera und Lichtquelle sicherstellen. Die Vorarbeiten des „Ein-Kamera-Systems“ wurden adaptiert, um zeitgleich sechs Informationsquellen nutzen zu können. Die Bildverarbeitungssoftware wurde angepasst, um gleichzeitig sechs Kameras auszuwerten und Signale für die Regelung der zugehörigen Walzenpaare auszugeben. Die Anlagenregelung wurde ebenfalls dahingehend die einzelnen Walzen zeitgleich ansteuern zu können.

Aufgrund der erhöhten Mengen der aufgezeichneten Daten, und vor allem für die zeitgleiche Auswertoperationen musste ein dedizierter Auswerterechner konfiguriert werden, der die notwendige Performance zur parallelen Bildauswertung und ausreichend Schnittstellen zur Kommunikation mit den Kameras und dem Steuerrechner übernimmt. Der Rechner wurde beschafft und mit den Kameras, Beleuchtungen und den entsprechenden Daten- und Spannungsleitungen in dem Preformprüfstand installiert. Abbildung 22 zeigt den Hardwarestand, der zu Projektende realisiert werden konnte.



**Abbildung 22: Kameras und Beleuchtungen installiert im Prüfstand**

#### *Ausblick*

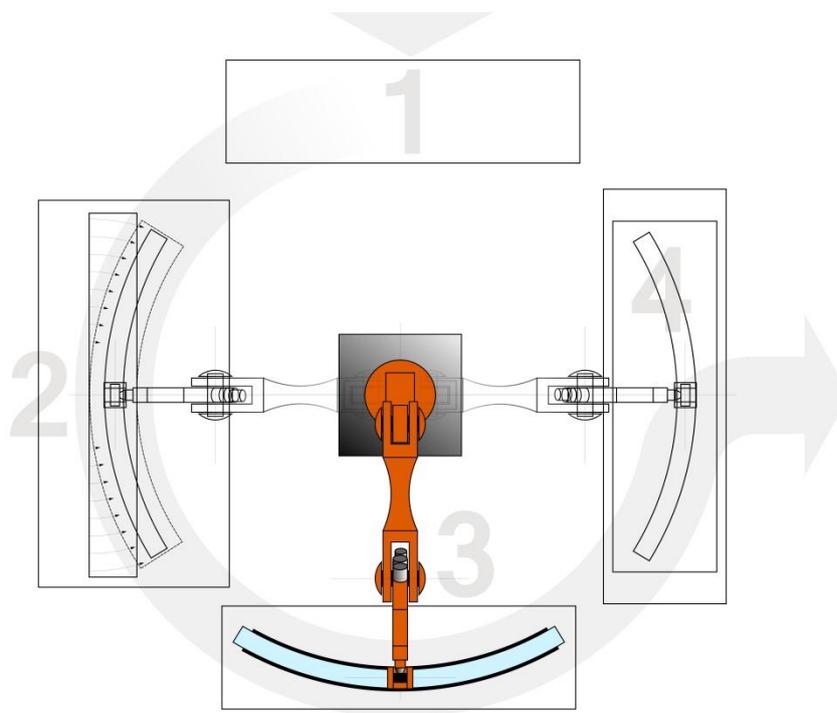
Die beschriebenen Arbeiten endeten der Konfiguration, bei der 6 unabhängig voneinander aufgezeichnete Bildinformationen genutzt werden, um die jeweils zugehörigen Rollenpaarungen zu adaptieren bzw. zielgerichtet anzupassen. Eine wesentliche Herausforderung, die im Rahmen des Projektes nicht final gelöst werden konnte, ist die Entwicklung einer Regelstrategie, die etwaige Kontinuitätsbedingungen, bedingt durch die durchgehende Faserlage, berücksichtigt. Unabgestimmte Kompensationsbewegungen der Einzelwellenpaare können zu Problemen wie Wellenbildung oder Abspannen der Lagen führen. Hier ist es anzustreben abgestimmte Strategien zu erarbeiten, die z.B. jeweils die Informationen einer Seite des Preform nutzen.

### 2.2.1.2. Prüfkonzepktion und Anpassung

#### Bulk Door Frame PAG

Im Rahmen des Vorhabens EFFEKT wurden Verfahren untersucht, um Bulk-Door-Spante aus NCF-Preformen im Infusionsverfahren herzustellen. Die prinzipielle Vorgehensweise leitete sich aus Verfahren ab, die schon in früheren LuFo-Projekten untersucht worden sind (AZIMUT-ZLP [2]). Dort wurden automatisierte Verfahren untersucht, um primär die bi- und triaxialen Gelege in die jeweils gebogene C-Spant-Kontur zu drapieren. Aus den dort entwickelten Verfahren sollte hier eine robotergeführte Fertigungseinheit gebaut werden, um die Spante der Bulk-Cargo-Door zu fertigen.

Erfolgte die finale Ablage und Ausrichtung der Faserpreformen auf dem Preformwerkzeug in Azimut, und später im LuFoIV-Vorhaben RoCk [3] noch manuell, so sollte nun eine voll automatisierte Roboterzelle entworfen werden.

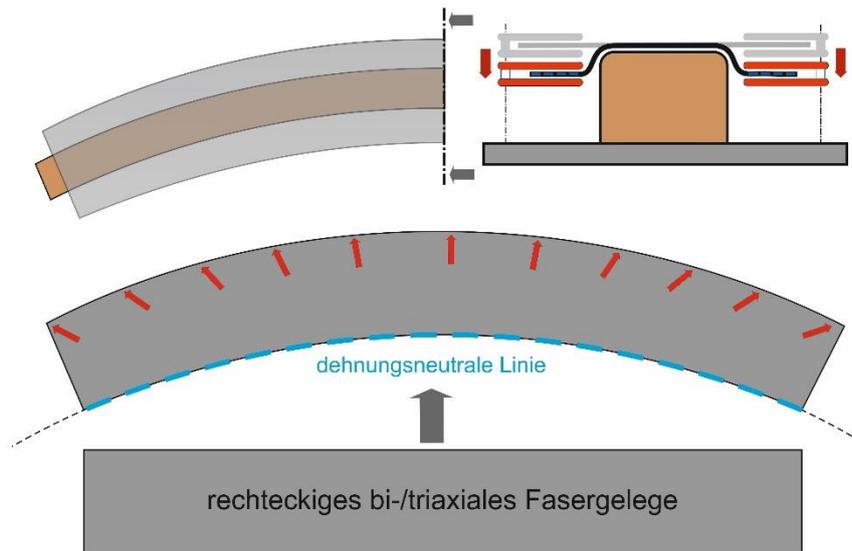


**Abbildung 23: Preforming-Stationen „Pick-and-Place“ mit einem Roboter zur Fertigung des C84 NCF Bulk Door Frame**

Die grobe Einteilung der Stationen der Roboterzelle sind in Abbildung 23 dargestellt. In dieser Fertigungseinheit bedient ein feststehender Roboter in der Reichweite seines Armes alle vier Stationen. Folgende Stationen werden dort unterschieden:

1. Zuführung von fertig zugeschnittenen ebenen Faserzuschnitten aus einem Speicher-Rack
2. Drapiereinheit zur Umformung von rechteckig zugeschnittenen Bi- und Triaxialgelegen in eben gebogene Konturen mit anschließender Umformung in ein C-Profil. Dieses Verfahren wurde schon in früheren, geförderten Vorhaben untersucht und sollte jetzt in einer automatisierten, optimierten Einheit umgesetzt werden. Das Verfahren der Umformung ist in Abbildung 24 dargestellt.

3. In dieser Station erfolgt der schicht- und elementweise Aufbau der Preforms. Der Endeffektor am Ende des Roboterarms ist in der Lage, die in Station 2 umgeformten Faserlagen aufzunehmen und auf das Preformwerkzeug in Station 3 abzulegen. Darüber hinaus ist in dem Effektor die Applikationseinheit für die Flansch-UD-Lagen integriert
4. Vakuum-Kompaktierung zur Zwischenkompaktierung von Faserlagen auf dem Preformwerkzeug bzw. der endgültigen Kompaktierung des gesamten Preforms.

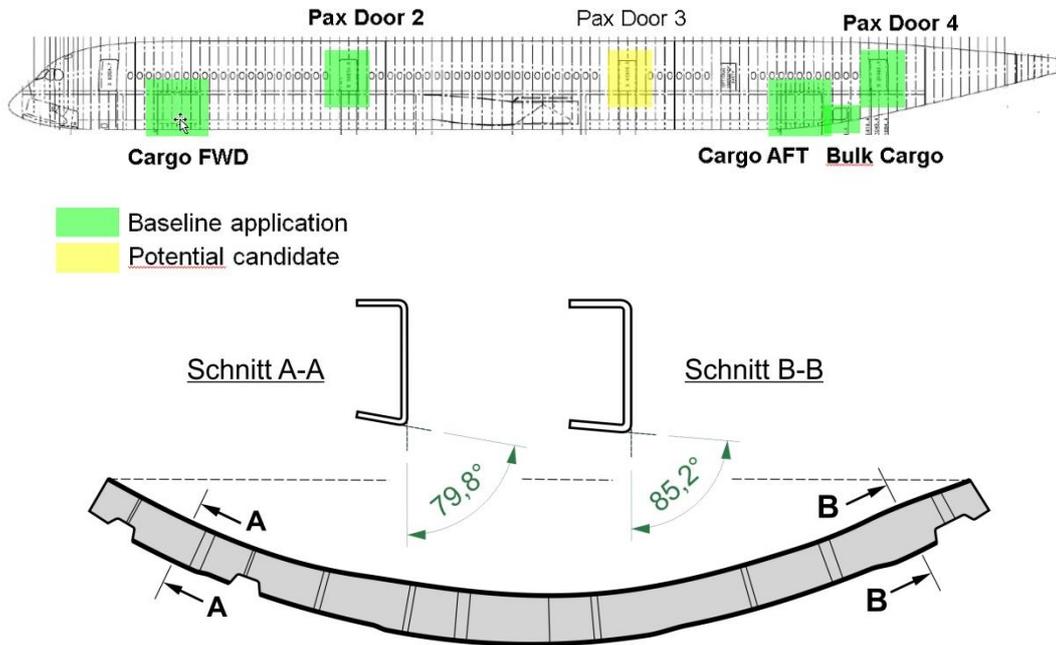


**Abbildung 24: Umformung eines rechteckigen Faserzchnitts aus bi- oder triaxialen Gelegen in eine gebogene C-Spant-Form (aus [3])**

Beim Partner Premium Aerotec in Augsburg kamen bei der automatisierten Fertigung der Bulk-Cargo-Door Spantpreformen einige Anforderungen an die qualitätsgesicherte und automatisierte Preformablage hinzu, für die derzeit keine entsprechenden Technologien zur Verfügung standen. Die Spantgeometrie ist in Abbildung 25 dargestellt. Dort ist die wesentliche Besonderheit der Querschnittsgeometrie gut zu sehen.

Die früheren Bemühungen zur Automatisierung der Preformherstellung betraf im Wesentlichen die Umformung von  $\pm 45^\circ$  Gelegen aus einem Rechteckzchnitt in eine gebogene Spantgeometrie. Diesen Ansatz verfolgten auch die Forschungen und Entwicklungen zur automatisierten kontinuierlichen Preform-Prozessierung.

Für die Applikation der UD-Lagen im Flanscbereich gibt es unterschiedliche Möglichkeiten zur Ablage, die weitestgehend ebenfalls auf die Technologien zur automatisierten kontinuierlichen Preformablage zurückgreifen. Sie basieren auf der Annahme, dass die Flanschteile im Querschnitt weitestgehend einen  $90^\circ$ -Winkel zum Webbereich einhalten.



**Abbildung 25: Bulk-Cargo-Door-Frame C84 im A350 in NCF der Fa. Premium Aerotec Augsburg**

In den Querschnitten an den jeweiligen Endpositionen in Abbildung 25 ist gut zu erkennen, dass die Außenflanschbereiche (Außenstege) einen Winkel von  $85^\circ$  links und  $79^\circ$  rechts zur Ebene des Webs (Steg) einnehmen. Diese Winkel sind darin begründet, dass sich die Umgebungsspannte der Bulk-Cargo-Door bereits im konischen Bereich des Rumpfes befinden und die Außenhaut, und damit des Attach-Flange des Spants, einen Winkel kleiner  $90^\circ$  gegenüber dem Rumpfschnitt einnehmen (Abbildung 25 oben).

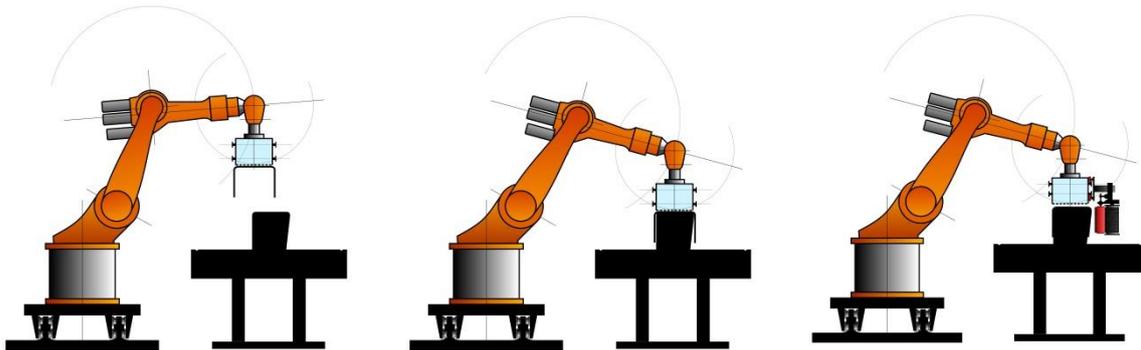
Damit ergibt sich eine nicht-abwickelbare Ebene, deren ungefährer Verlauf in Abbildung 26 zu sehen ist. Die Kontur weist eine Krümmung auf, deren Abbildung durch Abwicklung eines rechteckigen Zuschnitts eines UD-Bandes bzw. eines vorkonfektionierten UD-Bandhalbzeugs mit der vollen Flanschbreite nicht ohne weiteres hergestellt werden kann.



**Abbildung 26: Kontur des Innenflansches vom Preformwerkzeug des NCF Bulk-Cargo-Door Frame C84.**

Bei der Auswahl zugelassener UD-Halbzeuge konnte nur auf bestimmte, vorkonfektionierte Bänder zurückgegriffen werden, die in händischer Verarbeitung durch die leicht flexible Bindung der Polyester-Schussfäden in die jeweils leicht gebogene Kontur überführt werden konnten.

Daher sollte in der Station 3 der Roboterzelle eine Abroll- und Drapiereinheit für die UD-Bänder in den Endeffektor des Roboters integriert werden. In Abbildung 27 ist der prinzipielle Aufbau und die Arbeitsweise des Endeffektors dargestellt. In den ersten beiden Skizzen ist der Transport und die Ablage der Spantpreformen aus Station 2 zu sehen. An der Transporteinheit befinden sich Schienen, an denen anschließend (nach erfolgter Zwischenkompaktierung in Station 4) in der rechten Skizze die fahrbare Drapiereinheit zur Applikation der UD-Lagen geführt werden kann.



**Abbildung 27: Konzept zum multifunktionalen Endeffektor zum Greifen und Ablegen von vorgeformten Spantpreformen und zur Führung des Applikationseinheit für die UD-Flanschlagen.**

Da beim Partner PAG die zu verwendenden NCF-Halbzeuge und Hilfsstoffe nicht geändert werden können, fallen bei der Suche nach Automatisierungslösungen zur Ablage der Faserlagen alle Ansätze aus, die eine Ablage von Einzel-Bändern (Tows) beinhalten.

Manuelle Versuche haben gezeigt, dass es bei der begrenzten Länge des Spants möglich ist, die rechteckigen Bänder (mit der vollen Breite des Flansches) händisch so zu drapieren, dass sie nahezu faltenfrei auf der Flanschgeometrie des Preformwerkzeugs aufliegen. In Abbildung 28 wurde das UD-Band von der rechten Seite des Preformwerkzeugs zur linken Seite hin schrittweise drapiert. An der linken Seite des Werkzeugs am Ende der Drapierung ist das Maß der notwendigen Verscherung der Band-Rovings im Bereich von 10 bis 11 Grad zu sehen.

Dieser Verscherungswinkel sollte durch eine automatisierte Drapiereinheit faltenfrei realisiert werden. Durch Versuche mit manuell geführten Andruckrollen konnte gezeigt werden, dass gleichmäßiges, wechselndes Abrollen in Richtung 10 bis 30 Grad (Richtung entsprechend Abbildung 29 links) mit nachfolgender Binderaktivierung mit einem Bügeleisen.

In Abbildung 29 ist die Ablage von vorgeformten C-Spantpreformen und die Applikation von Flansch-UD-Lagen mit einer Abrollrichtung an einem multifunktionalen Endeffektors dargestellt. Die zentrale Einheit beinhaltet die Greiferelemente (Sauger oder Bohrungen an einer evakuierten Kammer) und die Führungsschienen zur Aufnahme der Applikationseinrichtung der UD-Halbzeuge für den Flansch.

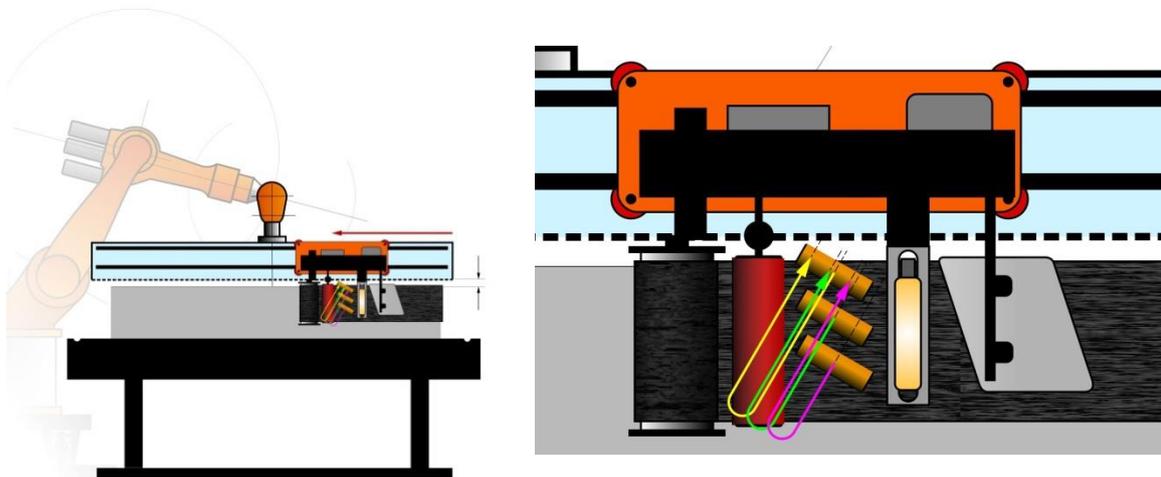
Beide Funktionen stören sich nicht, da die Applikationseinheit während der Ablage von vorgeformten Spantpreformen von den Führungsschienen abgenommen werden können.



**Abbildung 28:** Manuelles Drapieren einer UD-Lage von rechts nach links - Beginn der der Anlage des Fasermaterials an die Werkzeuggeometrie ohne Drapiereffekt (rechts), Ende der Drapierung am linken Ende des Werkzeugs (links)

In eine Kampagne von Ablageversuchen wurde versucht, das manuelle Drapieren und deren Wirkung auf das Arrangement der vernähten Rowings der UD-Halbzeugs auf eine mechanisierbare Funktion zu übertragen. Dieses sollte in der Weise gelingen, dass auf Regelungen und Sensorik weitestgehend verzichtet werden kann.

Dieses gelang unter Zuhilfenahme von Andruckrollen, die während der Abwicklung und nach der Heftung des oberen Randes des UD-Bandes in einem Winkel von  $10^\circ$  bis  $30^\circ$  zur Senkrechten (Richtung entsprechend Abbildung 29 links) stetig wechselnd die losen Bereiche des Bandes an die Kontur des Preformwerkzeugs pressen. In der Abbildung 29 ist eine solche Ablegeeinheit im prinzipiellen Aufbau dargestellt.



**Abbildung 29:** Applikationseinheit für die UD-Flanschlagen mit Abrollenrichtung, Drapierwalzensystem und Binderaktivierung.

Im rechten Bild wird links das auf einer Spule aufgewickelte UD-Halbzeug abgelegt und mit der roten, geheizten Rolle am oberen Rand geheftet. Danach folgen drei Walzen, die, ohne auf dem Fasermaterial zu rutschen, jeweils Bahnen nach unten abfahren und so das Halbzeug faltenfrei an die Kontur des Preformwerkzeugs drapieren. Danach folgt eine Vorrichtung zur Binderaktivierung und Kühlung.

### 2.2.1.3. Erprobung Prüfverfahren

#### Bulk Door Frame PAG - Entwicklung eines Drapierschlittens

Für die Umsetzung und Erprobung des im vorherigen Kapitel formulierten Prozesses zur Drapierung von UD-Bändern in ein funktionierendes automatisches System wurde ein Behelfs-Preformwerkzeug aus MDF-Platten hergestellt. Das Preformwerkzeug hat einen Radius von drei Metern, eine Länge von 2800 mm und beginnt auf der rechten Seite mit 7,5° Schräge und endet auf der linken Seite mit 10° nach innen (Abbildung 30). Krümmung, Länge und Breite des vorläufigen Werkzeugs entsprechen dem Original. Mit diesem Werkzeug wurde die Entwicklung einer automatisierten, bzw. teilautomatisierten Ablagevorrichtung durchgeführt.



**Abbildung 30: Preformwerkzeug für Vorversuche zur Entwicklung einer automatisierten UD-Band-Ablage für Spante im konischen Rumpfbereich**

Für die Erprobung bestand die konstruktive Aufgabe, die Führung der Walzenelemente in Abbildung 29 rechts mit einem langsamen Fortschritt der Applikationseinheit entlang der Kontur des Preformwerkzeugs zu verbinden.

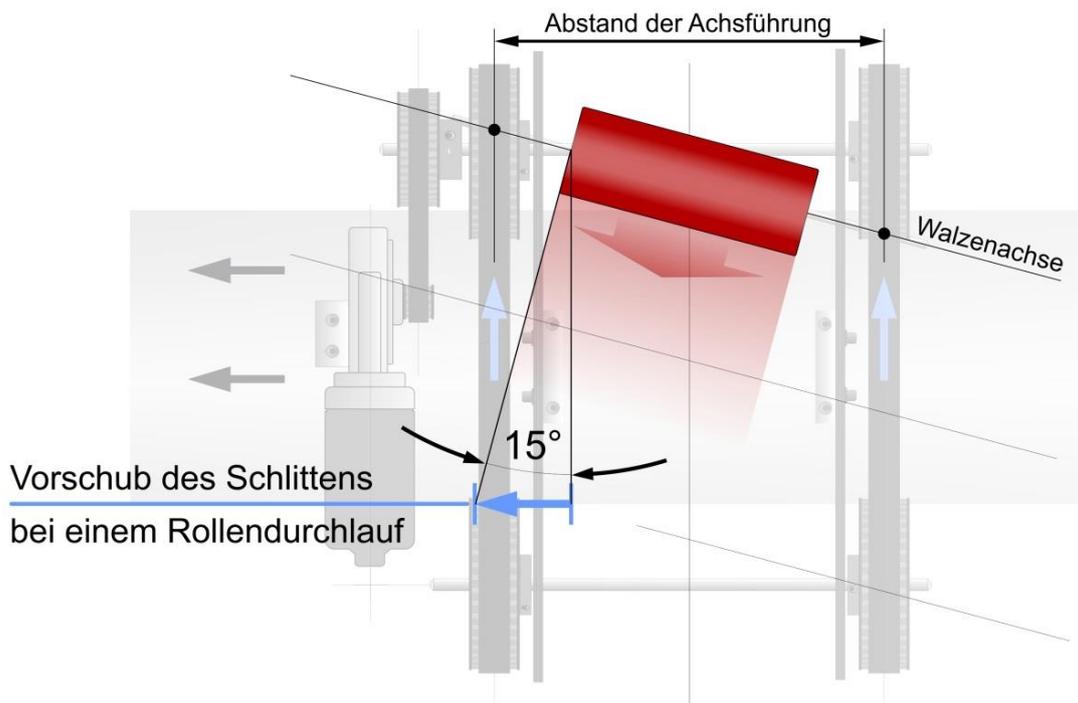
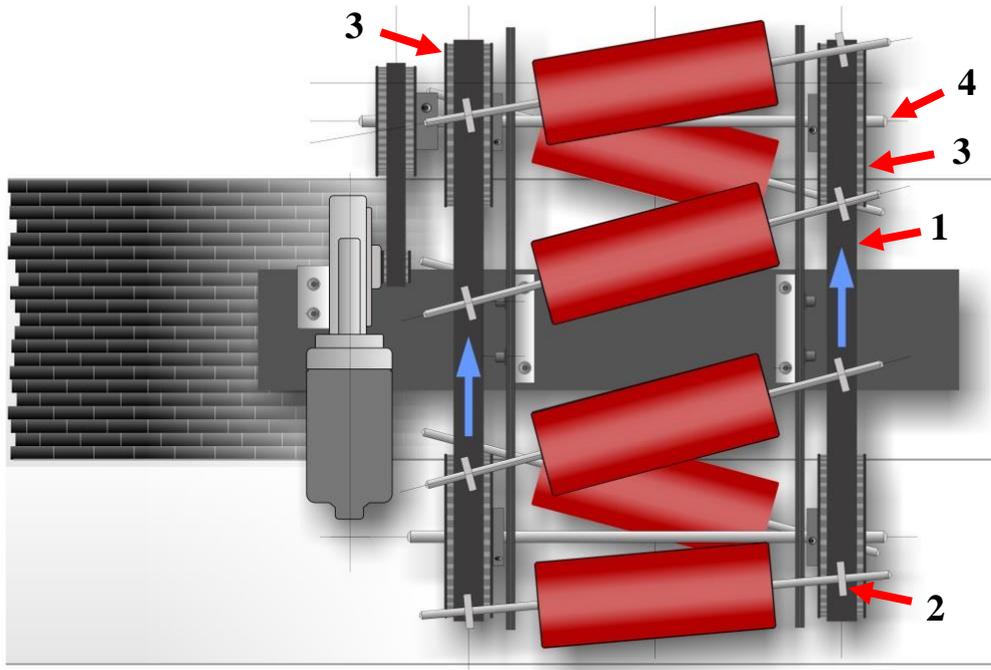
Die komplexe Kombination aus Vorschub und gestaffelter Rollenbahn konnte in einer Konstruktion realisiert werden, wie sie in Abbildung 31 dargestellt ist.

Kernelement ist die Entkopplung von der Richtung der Transportführung (in diesem Falle ein beidseitig zu den Walzen angeordnete Zahnriemen 1). Die Zahnriemen transportieren die Walzen in senkrechter Richtung, während die Achsen der Walzen in gelenkigen Lagern 2 auf den Zahnriemen befestigt sind. Die Neigung der Walzen wird über ein Verdrehen der Antriebsräder 3 auf der Antriebsachse 4 erreicht.

Bei entsprechender Reibung der Walzen auf dem Fasergelege (kein bis geringer Schlupf) entsteht so im Betrieb eine Vorschubkraft, welche die Drapierereinheit mit dem Rollensystem in Spantlängsrichtung bewegt. In Abbildung 31 unten ist der Vorschub bei eingestellten 15° Neigungswinkel der Walzen dargestellt. Durch diese Vorschubkraft kann sich der Drapierschlitten bei geringer Reibung in den Führungen prinzipiell aus eigener Kraft entlang des Preformwerkzeugs vortbewegen.

Als Antrieb dient ein Scheibenwischermotor aus dem PKW-Bereich, der über eine Spannungsregelung in der Geschwindigkeit eingestellt werden kann. Alle Kraftübertragungen nach der Antriebseinheit erfolgen über Zahnriemen. Die Achsen der Walzen sind über Gelenkköpfe und Schraubverbindungen auf dem Zahnriemen montiert.

Abbildung 32 rechts zeigt die Versuchseinheit im betriebsbereiten Zustand.



**Abbildung 31:** Übersicht zum Funktionsprinzip des Drapierschlittens mit grader Führung und schrägen Rollen (oben); automatischer Vorschub (Vortrieb) durch die schräge Anordnung der Rollen beim Ablufen einer Bahn auf dem Preform (unten)

Als Fasermaterial kommt ein erst seit letztem Jahr serienmäßig zur Verfügung stehende Halbzeug A der Firma Teijin zum Einsatz. Das Halbzeug besteht aus Tenax®-E IMS65 E23 24K 830tex mit einem Polyester-Schussfaden und ist serienmäßig mit einem Toughener-Vlies ausgestattet (TA1902).

Das Halbzeug A verfügt über folgende Eigenschaften:

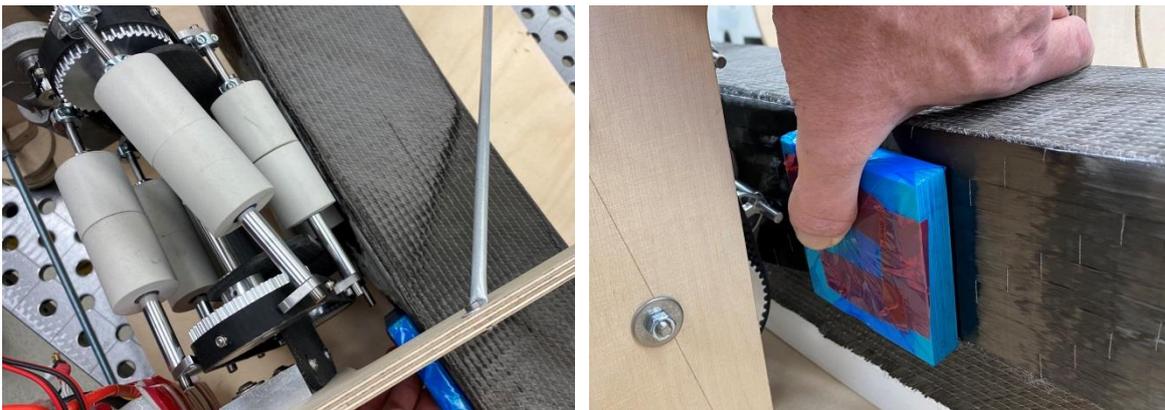
Fabric Width:	100 mm $\pm$ 3 mm
Textile areal weight (incl. sizing, binder, weft yarn, etc.):	203 g/m <sup>2</sup> $\pm$ 5 %
Carbon fibre areal weight (incl. sizing):	194 g/m <sup>2</sup>

In der Abbildung 32 links ist das Halbzeug bereits mit Hilfe eines Co-Polyamidbinders an den ersten 10mm der oberen Kante des Formwerkzeugs befestigt. Der restliche Bereich des Bandes hängt gerade im 90° Winkel gegenüber des Spant-Steigs (Webs) herunter. Zuvor wurde als Drapiergrundlage eine komplette Lage Biaxialgelege über den Spant drapiert und mit doppelseitigem Klebeband auf der Werkzeugoberfläche fixiert.



**Abbildung 32: Preformwerkzeug mit einer am oberen Rand fixierten Lage UD-Band des Halbzeugs A (links); Positionierung der Drapierereinheit am rechten Rand des Werkzeugs (rechts)**

In Abbildung 33 sind die Drapierwalzen der Einheit gut von oben zu erkennen. Deutlich ist der Umlagerungsbereich zu erkennen, bei dem die Walzen von der Aufwärts- in die Abwärtsrichtung auf dem Zahnriemen wechseln.



**Abbildung 33: Drapierereinheit nach ca. 40% der Wegstrecke auf dem Preformwerkzeug mit nachfolgendem manuellem Andrücken und der Binderaktivierung (Halbzeug B)**

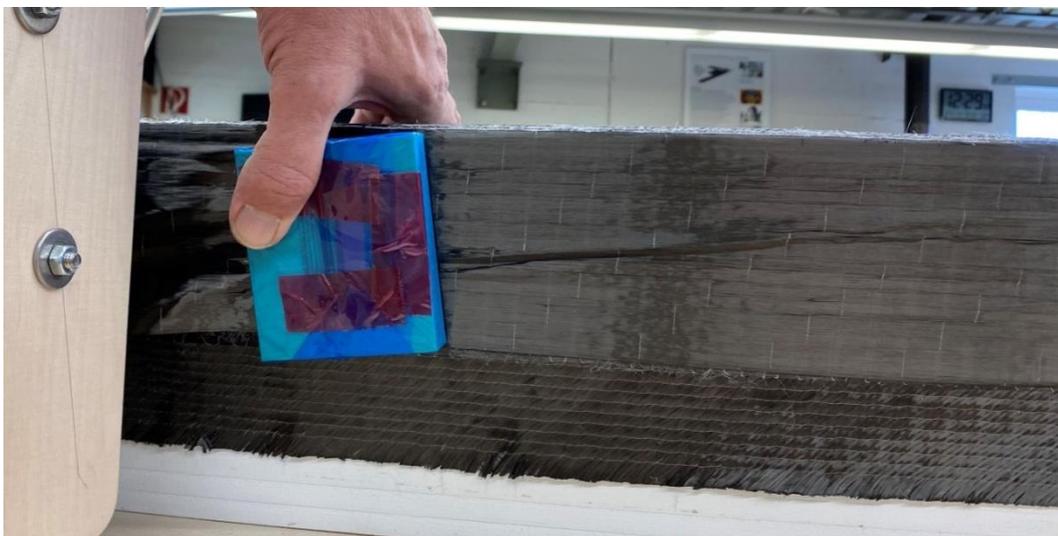
In dem rechten Bild ist zu sehen, wie manuell geführt nachfolgend zur Arbeit der Drapierwalzen das Fasermaterial angedrückt, fixiert und anschließend mit einem Bügeleisen binderaktiviert wird. Bei diesen manuellen Arbeiten erfolgt keinerlei aktive Drapierwirkung, da die Elemente nur passiv nachgeführt werden.

### **Bulk Door Frame PAG – Drapierversuche**

Der Drapierschlitten funktionierte in den Tests gemäß seiner Konstruktion einwandfrei. Für die ersten Versuche wurde keine aktive Vorschubkraft von außen auf den Schlitten aufgebracht, so dass nur die schräge Bahnführung der Walzen für den Vortrieb sorgten. Dieses Vorgehen wurde dann aber aufgegeben, da die Vortriebskräfte zu sehr von den Faktoren Reibung, Anpressdruck und Nachführung der Neigung abhingen, auf die aktuell kein interaktiver Einfluss genommen werden konnte. In den weiteren Versuchen wurde der Antrieb durch eine manuelle Führung unterstützt. Bei der Verwendung des Halbzeugs A entstanden ab einer Drapierlänge von ca 1 m sowohl vor den Walzen, als auch nachfolgend bei der manuellen Drapierung akkumulierte Faltenberge. Parallel stand noch ein älteres UD-Fasermaterial aus dem LuFo-Vorhaben AZIMUT zur Verfügung, das mit Hilfe eines Cutters in 100 mm breite Bahnen geschnitten wurde. Das unterschied sich in der Art der Webung, der Art des Schussfadens (Co-Polyamid) und des Tougheners (TA1900). In Abbildung 34 ist zu sehen, dass auch bei dem Material B nach ca. 1 m Drapierlänge eine Faltenbildung einsetzt.

### **Bulk Door Frame PAG – Versuchsergebnisse**

Zusammenfassend ergaben die Versuche, dass unter Einstellung der aktuellen mechanischen Parameter und des konstruktiven Aufbaus kein ausreichender Drapiererfolg erzielt werden konnte. Damit konnte der endgültige Nachweis der Funktionstüchtigkeit des automatisierten Drapierprinzips noch nicht erbracht werden. Sowohl bei Material A als auch Material B wurden Materialwülste angehäuft, die dann als Falten von den Walzen überrollt wurden.



**Abbildung 34: Beginnender Faltenwurf des UD-Geleges ab ca. 50% der Wegstrecke**

#### **2.2.1.4. Auswertung**

### **Bulk Door Frame PAG – Auswertung und Ausblick**

Für die im vorhergehenden Kapitel beschriebenen erfolglosen Drapierversuche konnten folgende Ursachen identifiziert werden:

- Konstruktionsbedingt konnte nur ein Winkel der Walzenachse von maximal 15° eingestellt werden (Abbildung 31). Für größere Winkel sind konstruktive Änderungen des Antriebs notwendig. Dies sind die Minimierung des Abstands der Achsführung (Abstand der

Zahnriemen), Vergrößerung der Zahnräder der Zahnriemen und einen optimierten Lagerbock in der Achsführung um größere Winkel der Achsen zum Zahnriemen zu ermöglichen.

- Jede Walze konnte auf jeder Bahn einen kleinen Drapierbeitrag leisten, der aber nicht sofort fixiert werden konnte. Zwar war der Abstand der Walzennach einer Umkonstruktion verringert worden, so dass immer mindestens eine Walze auf das Fasermaterial drückt. Trotzdem konnte der Drapiererfolg jeder durchlaufenen Walzenbahn nicht ausreichend gesichert werden. Bis zur manuellen Kompaktierung und Binderaktivierung ist der Drapiererfolg wieder verloren gegangen.
- Der fehlende externe Antrieb des Drapierschlittens führte dazu, dass die Drapierergebnisse über der Länge des Preformwerkzeugs nicht gezielt beeinflusst werden konnten. So blieb es der Reibung der Walzen zum Fasermaterial und somit den intrinsischen Vorschub der Vorrichtung bzw. dem Gespür des Versuchsführers überlassen, eine möglichst gleichmäßige Geschwindigkeit des Drapierschlittens entlang der Spantkontur einzustellen.
- Da der Walzenantrieb fest mit dem Schlitten verbunden war, konnte keine genügende Anpassung der sich ändernden Winkel am Preformwerkzeug (Flansch zu Web) im Bereich von  $7,5^\circ$  am Start bis  $10^\circ$  am linken Ende. Somit änderte sich der Walzendruck über die Drapierstrecke hinweg und konnte nur bedingt durch die Flexibilität der Schaumstoffwalzen ausgeglichen werden.

Wegen des Endes des Förderzeitraums konnte eine weitere konstruktive Anpassung nicht mehr vorgenommen werden. Zur Behebung der oben genannten Faktoren sind weitreichende Änderungen in der Konstruktion notwendig.

Folgende konstruktive Maßnahmen erscheinen auf Grundlage der Erfahrungen aus den Versuchen zielführend, um das Konzept einer automatischen Drapieranlage erfolgreich umzusetzen:

- Winkel der Walzen gegenüber der Transportrichtung erhöhen:  
In den manuellen Vorversuchen wurden gute Ergebnisse bei Abrollwinkeln gegenüber der Senkrechten von ca.  $20^\circ$ –  $30^\circ$  ermittelt. In diesem Bereich sollten sich die Walzen für weitere Versuche einstellen lassen. Besonder Beachtung sollte bei der Konstruktion auf die Interaktion mit dem Durchmesser der Zahnräder des Riemenantriebs gelegt werden, da die Kinematik im Übergang von der Aufwärts zur Abwärtsbewegung komplexer wird je größer der Walzenwinkel eingestellt ist (Eine Seite der Walzenachse läuft noch aufwärts, während die andere bereit in der Abwärtsbewegung begriffen ist).
- Getrennte Antriebe von Walzen-Antrieb und Schlitten-Vorschub:  
Obwohl das Abrollen der Walzen in Abhängigkeit des Achswinkels einen eigenen Vortrieb erzeugt, erscheint es sinnvoll, dem Schlitten einen eigenen Antrieb zu geben. Vorteilhaft wäre die Wahl der Geschwindigkeit als Verhältnis  $V_{rel}$  relativ zum Walzenvortrieb (Beispielsweise  $V_{rel} = 1$  - Antriebsgeschwindigkeit gleich Vortriebsgeschwindigkeit,  $V_{rel} > 1$  - Antriebsgeschwindigkeit größer Vortriebsgeschwindigkeit). In den Versuchen wurde gemutmaßt, dass es vorteilhaft sein könnte, den Schlitten geringfügig schneller laufen zu lassen, als es der Vortrieb der Walzen erfordert. Die dadurch entstehende Reibung könnte eine weitere drapierende und straffende Kraft auf die Rovings des UD-Materials ausüben.
- Nachführung der Winkel-Einstellung zur Anpassung an stetig ändernde Flansch-Winkel im Preformwerkzeug:

Eine stetige Anpassung des Winkels der Abrollebene parallel zum Flansch würde für einen gleichmäßigen und reproduzierbaren Anpressdruck der Walzen an das Fasermaterial sorgen. Bei geeigneter Konstruktion würde eine federbeastete Einstelleinrichtung genügen.

- **Größere Walzenzahl (aktuell Minimum):**  
Aktuell befinden sich sieben Walzen im Betrieb. Die Zahl ergibt sich teilweise aus der nicht beliebig wählbaren Teilung zwischen den Zahnriemen-Zähnen, sofern größere Lücken zwischen den Walzen vermieden werden sollen. Mit der höheren Walzenzahl kann erreicht werden, dass mehr walzen gleichzeitig auf das Fasermaterial drücken und dieses fixieren.
- **Walzen mit reproduzierbarem Rotationswiderstand versehen (Bremsen):**  
Ebenso wie die relative Erhöhung der Schlittengeschwindigkeit mit  $V_{rel} > 1$  kann mit dem gezielten Bremsen der Walzen eine Kraft auf die zu drapierenden Fasern übertragen werden.
- **Heißluftheizung:**  
Um innerhalb des schmalen Abstands zwischen Walzen und Einheit zur Kompaktierung/Binderaktivierung eine Entspannung des Drapierzustands zu vermeiden, könnte mit einem Heißluftgebläse der Ort der Binderschmelze bis zwischen oder sogar vor die Walzen gelegt werden. So könnten die Walzen das Faserhalbzeug gleichzeitig drapieren und auf der Oberfläche des Formwerkzeugs gegen Relaxieren sichern. Dafür müssten die Walzen aus einem wärmebeständigen Material gefertigt sein, beispielsweise Silikon. Eine aktive Temperatursteuerung, beispielsweise über IR-Temperatursensoren wäre ebenfalls notwendig um das vorgeschriebene Temperaturfenster der Halbzeugoberfläche nicht zu verlassen (beispielsweise führt das Schmelzen der Schussfäden zu Qualitätseinbußen bei der Streuung der Faserwinkel).
- **Schutz vor Faseraufnahme:**  
Bei jedem UD-Faserhalbzeug (A und B) ist es vorgekommen, dass UD-Faserfilamente von Kanten oder hervorstehenden Schrauben der beweglichen Teile im Walzenantrieb aufgenommen worden sind und das UD-Band an dieser Stelle verschoben und teilweise zerstört worden ist. Durch entsprechende konstruktive Maßnahmen muss Sorge getragen werden, dass sich keine Fasern oder Roving-Teile in der Kinematik des Schlittens verfangen können.

### **2.2.1.5. Erprobung technologischer Grundlagen AR/MR Qualitätssicherungssystem**

#### **Konzepte zur AR-gestützten Qualitätssicherung in der Prozesskette der Composite-Fertigung**

Ziel dieses Arbeitspaketes ist es, die Grundlagen zu erarbeiten, um die Produktion und die Qualitätssicherung von Composite-Bauteilen für Luftfahrzeuge mit Hilfe von Augmented Reality (AR) zu unterstützen (Virtueller Zwilling). Dieses kann für kleine Stückzahlen durch die Unterstützung manueller Fertigungsprozesse mit Hilfe virtueller Assistenzsysteme erfolgen. Ebenso sind virtuelle Assistenzsysteme bei der Unterstützung zur Einrichtung und Überwachung automatisierter Produktionsprozesse geplant (Abbildung 35).

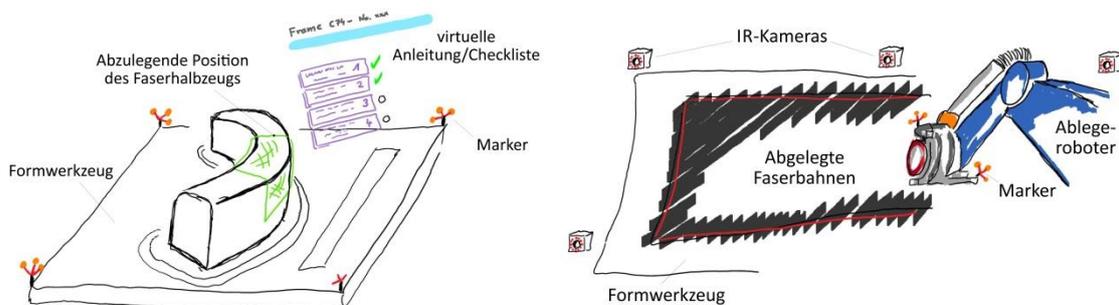
Mit Hilfe von Augmented-Reality-Brillen, wie der Microsoft HoloLens, können 3D-Modelle von Flugzeugkomponenten oder Werkzeugen im original-Maßstab visualisiert und deckungsgleich zum

realen Bauteil positioniert werden. In diesen Modellen, basierend auf deren CAD-Daten, können Informationen über die Herstellungs-, Qualitätssicherungs- und Wartungshistorie gespeichert werden. Die Brille dient somit als Schnittstelle zur ortsbezogenen Interaktion des Bedieners zwischen realem und virtuellem Bauteil. Eine Anwendung im Bereich der Wartung von Luftfahrtbauteilen konnte bereits in Form eines allein auf der HoloLens basierenden Applikation getestet werden. Fokus dieses Tests war die Erprobung und Demonstration der Workflows und der Gebrauchstauglichkeit im Zusammenspiel mit unterschiedlichen Informationsflüssen bei der Begutachtung von Oberflächenschäden einer realen Flugzeug-Bremsklappe [5].

In Abbildung 36 ist die Prozesskette einer überwiegend manuellen Fertigung abgebildet. Sie beginnt mit dem Zuschnitt der Fasern und Ablage in einen Speicher über die Verarbeitung mit Hilfe eines Preformwerkzeugs, anschließender Übertragung des Faserpreforms in ein Aushärtewerkzeug und abschließender Besäumung und Endkontrolle. Diese Prozesse sind für kleine Stückzahlen sinnvoll und sollen mit Hilfe von digitalen Assistenzsystemen auf das Reproduktions- und Qualitätsniveau einer automatisierten Fertigung gehoben werden.

In der Abbildung sind Prozessschritte, die über virtuelle Assistenzsysteme direkt geführt werden können, sind blau markiert. Der Datenaustausch erfolgt über den sogenannten „Digitalen Zwilling“ des Bauteils, also einem Speicher- und Organisationssystem, das alle Daten eines Bauteils von der Entwicklung bis zum Betrieb und der Ausmusterung erfasst und für alle berechtigten Stellen verfügbar macht.

Im Institut FA werden die in Abbildung 36 dargestellten Prozessschritte bereits seit Jahren in analoger Form in Form eines sogenannten Life-Data-Sheets (LDS) erfasst. Die Umsetzung des LDS in eine digitale Form mit einem virtuellen Assistenzsystem als Schnittstelle zum Digitalen Bauteilzwilling definiert die hier vorliegende Aufgabe.



**Abbildung 35: Links: Anleitung und Führung eines manuellen Ablegeprozesses; Rechts: Überwachung und Dokumentation eines automatisierten Prozesses.**

Um jedoch die neuen Informationen an einer bestimmten Stelle des 3D Modells mit einer Genauigkeit in industriellem Maßstab zu markieren, muss das virtuelle Modell bzw. die Information präzise über die reale Komponente in Deckung gebracht werden. Für diese Genauigkeitsanforderung reicht das in die Brille (HoloLens) eingebaute, sogenannte Inside-Out-Tracking alleine nicht aus.

Das Inside-Out-Tracking der HoloLens scannt über eingebaute Stereo-Kameras durchgehend die gesamte ihnen sichtbare Umgebung und erstellt ein grobes Netz bzw. Punktwolke der umliegenden Objekte (Wände, Boden Gegenstände). Relativ zu dieser Punktwolke definiert die HoloLens ein Koordinatensystem mit einem willkürlichen, individuellen Ursprung, dem sogenannten Spatial Anchor. Einmal in einer Sitzung definiert, versucht das System dieses Koordinatensystem relativ zu seiner Umgebung stabil an einem Ort zu halten, auch wenn das System während des Betriebs

durch Änderung der Position und Blickrichtung andere Teile der Umgebung „sieht“. Für den Träger der HoloLens werden holographische Objekte relativ zum Spatial Anchor positionsstabil im Raum dargestellt.



**Abbildung 36:** Prozesskette bei der Herstellung von Composite-Bauteilen in überwiegend manueller Fertigung; Prozessschritte, die über virtuelle Assistenzsysteme direkt geführt werden können, sind blau markiert, während die restlichen Schritte in den Assistenzsystemen protokolliert werden.

Wenn relativ zu einem realen Objekt, wie beispielsweise einem Werkzeug oder Bauteil, holographische Elemente dem Betrachter in einer definierten Position dargestellt werden sollen, muss zunächst die Position des realen Objekts relativ zum Spatial Anchor definiert werden. Dieses geschieht über einen oder mehrere Markierungspunkte (Marker), die von der HoloLens erkannt und interpretiert werden können. Letztendlich hängt die positionsgenaue Darstellung von Informationen relativ zu realen Objekten von der Stabilisierung des Spatial Anchors relativ zum umgebenden Raum ab. Damit ist die Genauigkeit abhängig von der „Interpretation“ des umgebenden Raumes.

Für viele Anwendungen funktioniert dieses System erstaunlich gut und die subjektive Stabilität von frei im Raum dargestellten Objekten ist hervorragend. Diese Kette von Abhängigkeiten und Unschärfen erzeugt im praktischen Einsatz des Systems HoloLens zu Ungenauigkeiten in der Positionierung von bis zu  $\pm 2$  cm. Ein akkumulierendes Abdriften von holographischen Darstellungen ist nicht zu beobachten.

Für die präzise Darstellung von Führungs- und Positionsinformationen im Rahmen eines Assistenzsystems in der industriellen Fertigung ist die alleinige Nutzung des Inside-Out-Tracking der HoloLens in vielen Fällen ungenügend (z.B. Positionierung von Faserlagen, zu verklebenden Elementen oder das Setzen von Bohrungen). Darüber hinaus besteht das Problem der Messung und Dokumentation der durch die HoloLens dargestellten Leitmarkierungen für die Fertigungstätigkeiten. Die in der HoloLens dargestellten holografischen Informationen sind in Verbindung mit der realen

Umgebung nur für den Nutzer der HoloLens sichtbar. Es gibt keinen Bildschirm oder Projektionsfläche, auf der die Kombination aus realen und virtuellen Anteilen zusammen dargestellt ist und einer Auswertung und unabhängigen Bewertung zur Verfügung steht. Diese Projektionsfläche befindet sich nur im Auge auf der Netzhaut des Betrachters und ist somit ein rein subjektives Erlebnis. Anders ist dieses bei Virtual-Reality-Brillen, in denen das für den Betrachter zusammengestellte optische Ergebnis auf Bildschirmen dargestellt und vom Betrachter erfasst wird.

Abbildung 37 zeigt ein Beispiel einer fehlerhaften Überlagerung des virtuellen Objekts. In dieses Bild wird der Bildmarker an dem unsichtbaren Ende des ca. 2 m langen Formwerkzeugs angebracht. Die virtuelle grüne Linie zeigt einen Versatz zu der im Werkzeug eingebrachten Beschnittmarkierung, ebenso einen Versatz der äußeren virtuellen zur realen Kontur des Formwerkzeugs.



**Abbildung 37: Die virtuelle grüne Linie zeigt einen Versatz zur realen Kontur auf dem Formwerkzeug; Ansatz mit konventionellem Bildmarker von PTC Vuforia**

Zur Lösung dieses Problems wurden auf Basis eigenständiger, externer Tracking-Systeme zwei unterschiedliche Ansätze in Betracht gezogen:

1. Nutzung des Trackings der HoloLens als Schnittstelle zwischen realem und virtuellem Bauteil – Korrektur und Stabilisierung des HoloLens-Trackings mit Hilfe eines externen, kamerabasierten IR-Tracking-Systems (z.B. Smarttrack der Fa. ART).
2. Nutzung des externen, kamerabasierten IR-Tracking-Systems als Schnittstelle zwischen realem und virtuellem Bauteil – Verwendung der HoloLens zur Steuerung, Anleitung und Überwachung der Schnittstellenaktivitäten.

Versuche zu Punkt 1 wurden durchgeführt. Dazu wurde die Brille selbst mit Markern ausgestattet, um deren Lage im Raum durch das externe Tracking-System (Smarttrack, ART) identifizieren zu können.

Prinzipiell war der Versuch erfolgreich. Es zeigten sich allerdings Latenz-Probleme bei der Integration der Positionsdaten in den Programmablauf der HoloLens. Dieses ist unter anderem darin be-

gründet, dass in die Software der HoloLens kein tiefer Eingriff in die Positions- und Lagebestimmung des integrierten Trackings erlaubt ist. Somit kann eine Korrektur der relativen Lage der HoloLens zu einem Objekt nur sehr spät im logischen Programmablauf erfolgen. Das führt teilweise, neben der Latenz, zu einem „gegeneinander“ Arbeiten von externer Korrektur und sensor- und schätzungsbasierter internen Korrektur der HoloLens bei der Stabilisierung dargestellter, virtueller Objekte. Es zeichnete sich ab, dass die Variante in Punkt 2 für die geplanten Aufgaben in der industriellen Umgebung und unter den aktuellen Bedingungen vorteilhafter sind.

In beiden Methoden ist die Erfassung von Ankerpunkten oder Ankerflächen im realen Raum notwendig. Diese Ankerflächen existieren relativ zum Bauteil im virtuellen als auch im realen Koordinatensystem des Bauteils an gleicher Stelle und Lage. Mit der Erfassung der Punkte oder Flächen können virtuelle und reale Raum-Koordinatensysteme (KOS) in Deckung gebracht werden.

### Umsetzung eines Konzepts

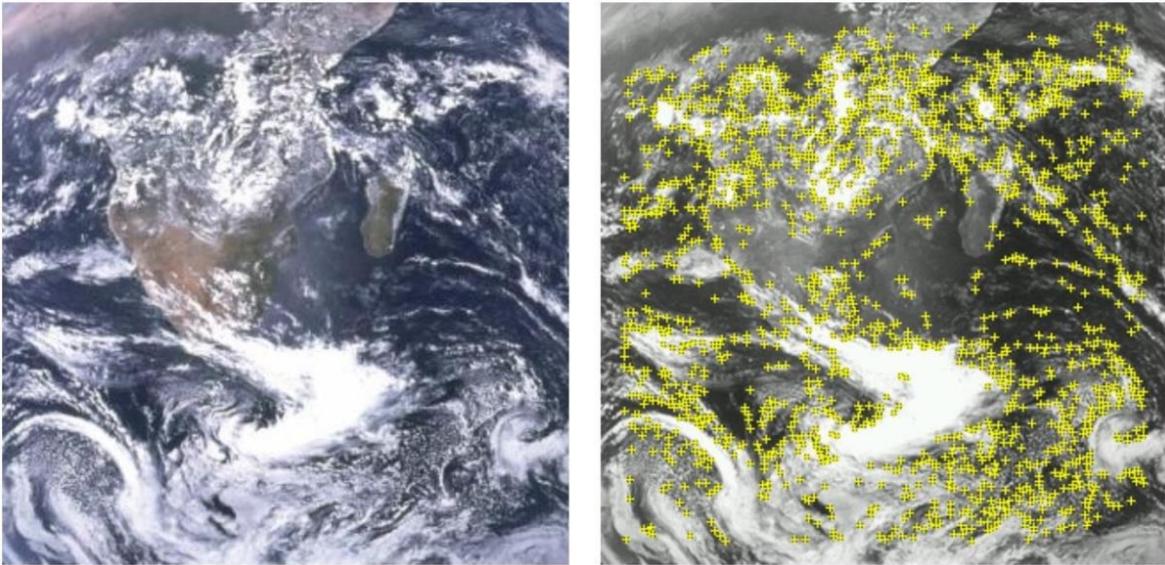
Die programmiertechnische Umsetzung der Konzepte des Digital Twin und der Augmented Reality fand am DLR-Institut SC-SRV statt, um Anwendungen zu entwickeln, die industrielle Umgebungen unterstützen. In Zusammenarbeit mit dem Institut FA wurde ein AR-Konzept entwickelt, das die Informationen des digitalen Zwillings nutzt, um die Fertigung mit Augmented Reality zu unterstützen. Der aktuelle Anwendungsfall ist die visuelle Erweiterung von C-Spant-Werkzeugen mit dem AR-Headset Microsoft HoloLens.



**Abbildung 38: Microsoft HoloLens mit einem 3D-Koordinatensystem mit ihrer aktuellen Pose als Ursprung**

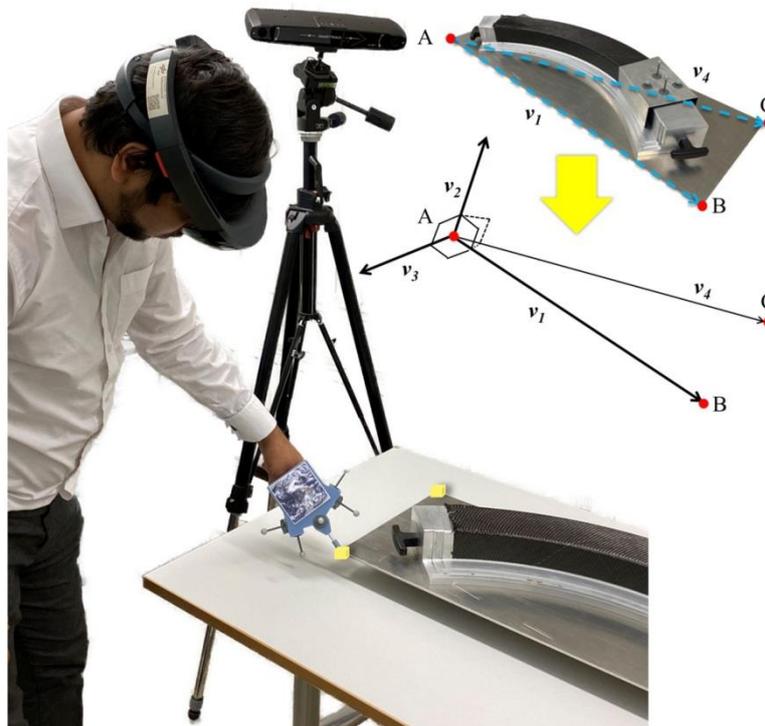
Die HoloLens verwendet vier Umgebungskameras, eine Tiefenkamera und eine IMU-Einheit sowie proprietäre Lokalisierungsalgorithmen von Microsoft, um ein räumliches Bewusstsein für seine Umgebung zu entwickeln und seine eigene Position und Orientierung (Pose) in der realen Umgebung kontinuierlich zu aktualisieren. Sobald die HoloLens-Anwendung startet, konstruiert sie ein 3D-Koordinatensystem mit ihrer aktuellen Pose als Ursprung, wie in Abbildung 1 dargestellt. Der virtuelle Inhalt, der durch seine Wellenleiter-Displays visualisiert wird, erscheint stationär in der Umgebung.

Die Erstellung von virtuellen Informationen auf der Oberfläche des Werkzeugs erfordert eine genaue Ausrichtung der virtuellen Informationen über das Werkzeug. Um diese Ausrichtung zu erreichen, wird eine Bildmarkierung verwendet. Es wird eine Marker-Verfolgungsbibliothek verwendet, die die Pose des Marker-Bildes in Echtzeit unter Verwendung des Bildes der Frontkamera der HoloLens schätzt. Die virtuellen Komponenten werden dann relativ zum Markerbild platziert.



**Abbildung 39:** (links) Ein idealer Bildmarker mit kontrastreichen Regionen, die über das gesamte für die Posenschätzung ausgewählte Bild verteilt sind; (rechts) Markerbild mit Pfeilen, die das Koordinatensystem des Markers anzeigen.

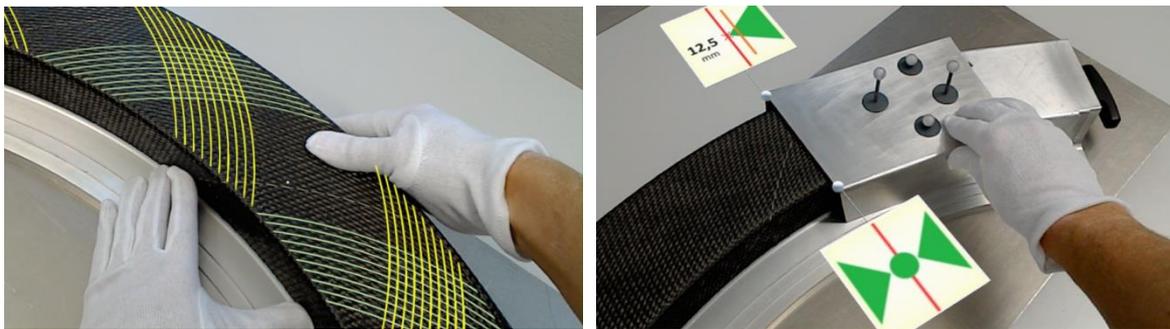
Ein idealer Marker ist ein Bild mit zufälligen, kontrastreichen Regionen, die gleichmäßig über das gesamte Bild verteilt sind. Abbildung 39 zeigt Ein Markerbild. Auf der linken Seite ist die originale Ansicht dargestellt. Auf der rechten Seite sind dem Bild die in der Bibliothek vermerkten Kontrastpunkte hinzugefügt. Die Erstellung der Bibliothek erfolgt bei dem Dienstleister des Marker-Dienstes nach Zurverfügungstellung des ausgewählten Markerbildes, in unserem Fall die Fa. PTC/Vuforia).



**Abbildung 40:** Durchführung einer Kalibrierung der Lage und Ausrichtung eines C-Spant-Werkzeugs im 3D-Raum von HoloLens und IR-Trackingsystems

Es wurde festgestellt, dass die Verwendung von nur einem Marker für die genaue Ausrichtung der realen und virtuellen Komponenten nicht ausreicht. Die Echtzeit-Marker-Positionsschätzung funktioniert auf dem HoloLens nicht reibungslos, was auf die geringe Bildverarbeitungsleistung und die geringe Auflösung der Frontkamera des HoloLens zurückzuführen ist. Eine Lösung ist die visuelle Ausrichtung der virtuellen Komponenten mit der realen mittels Handmanipulation. Mit dem Stereosehen des Headsets ist es jedoch nicht möglich, die Entfernung zu den virtuellen Objekten genau wahrzunehmen. Daher haben wir die Techniken zur präzisen Ausrichtung der realen und virtuellen Komponenten weiter untersucht und eine Dreipunktkalibrierungsmethode zur Ausrichtung implementiert.

Auf den in Abbildung 43 als A, B und C dargestellten realen Werkzeugen wurden drei Positionen vordefiniert. Dann werden unter Anwendung der Vektor-Mathematik die orthogonalen Koordinaten berechnet, die die Position und Orientierung der virtuellen Komponente genau darstellen. Mit dieser Technik wird der Versatz, insbesondere durch Rotation, minimiert. Sobald die Kalibrierung abgeschlossen ist, kann sie in unserem Anwendungsfall beispielsweise zur Überprüfung der Faserorientierung verwendet werden, indem die ideale Orientierung direkt auf das Werkzeug überlagert wird, wie in Abbildung 41 (Links) gezeigt.



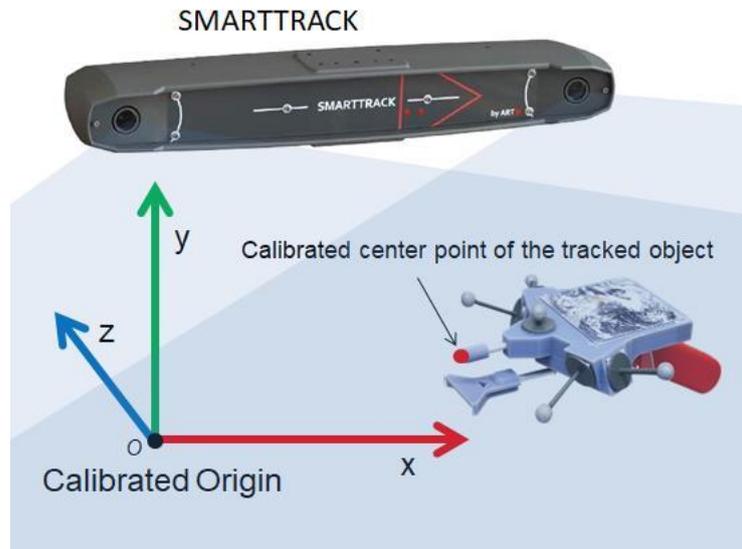
**Abbildung 41: Faserorientierung: Die Faserorientierung kann durch Überlagerung der idealen Ausrichtung direkt auf dem Bauteil überprüft werden (Bild: Screenshot HoloLens). Objektorientierung: Objekte, die mit IR-Reflektoren versehen sind, können in Echtzeit verfolgt und auf der HoloLens visualisiert werden (Bild: Screenshot HoloLens).**

Theoretisch liefert die Dreipunktmethode eine präzise real-virtuelle Ausrichtung im Vergleich zu einer auf einem einzelnen Marker basierenden Methode. Die Präzision hängt jedoch von Faktoren ab, wie z.B. wie genau der Marker gescannt wird und wie gut die Posenschätzung der Marker-Tracking-Bibliothek ist. Ein Problem bei der Verwendung der Dreipunktmethode besteht darin, dass jedes Mal, wenn die reale Komponente bewegt wird, der Dreipunktkalibrierungsprozess für die Ausrichtung wiederholt werden muss.

Um das wiederholte Scannen zu vermeiden, haben wir ein externes IR-Tracking-System integriert, das gleichzeitig mit dem Scannen des Markers auch kalibriert wird. Somit kann eine virtuell-reale Ausrichtung der Komponenten in Echtzeit erreicht werden. Das IR-Tracking-System kann die Pose einer Baugruppe von IR-reflektierenden Markern verfolgen, die mit Hilfe seiner proprietären Software in seinem System konfiguriert wird. Wir haben das Tracking-System SMARTTRACK der Firma Advanced Realtime Tracking GmbH verwendet.

Das Tracking-System SMARTTRACK verwendet zwei IR-Kameras, die die Reflexionen der IR-Reflektoren herausfiltern können. Der Ursprung des Nachführsystems (siehe Abbildung 42) kann in der realen Umgebung kalibriert werden und bleibt nach der Fixierung am gleichen physikalischen Ort, sofern der Tracker nicht bewegt wird. Eine starre Anordnung von IR-

Reflexionsmarkern wird mit Hilfe einer Kalibriersoftware in ihr System kalibriert. Der Tracker verfolgt dann die Baugruppe in Bezug auf den festen Ursprung mit hoher Genauigkeit. Nach den groben Schätzungen der ART GmbH beträgt die Positionsverfolgungsgenauigkeit 1 mm innerhalb eines Merterbereichs von den Kameras.



**Abbildung 42:** SMARTTRACK-Tracking-System zur Verfolgung eines Objekts, an dem eine Anordnung von Infrarot-Reflexionsmarkern angebracht ist.

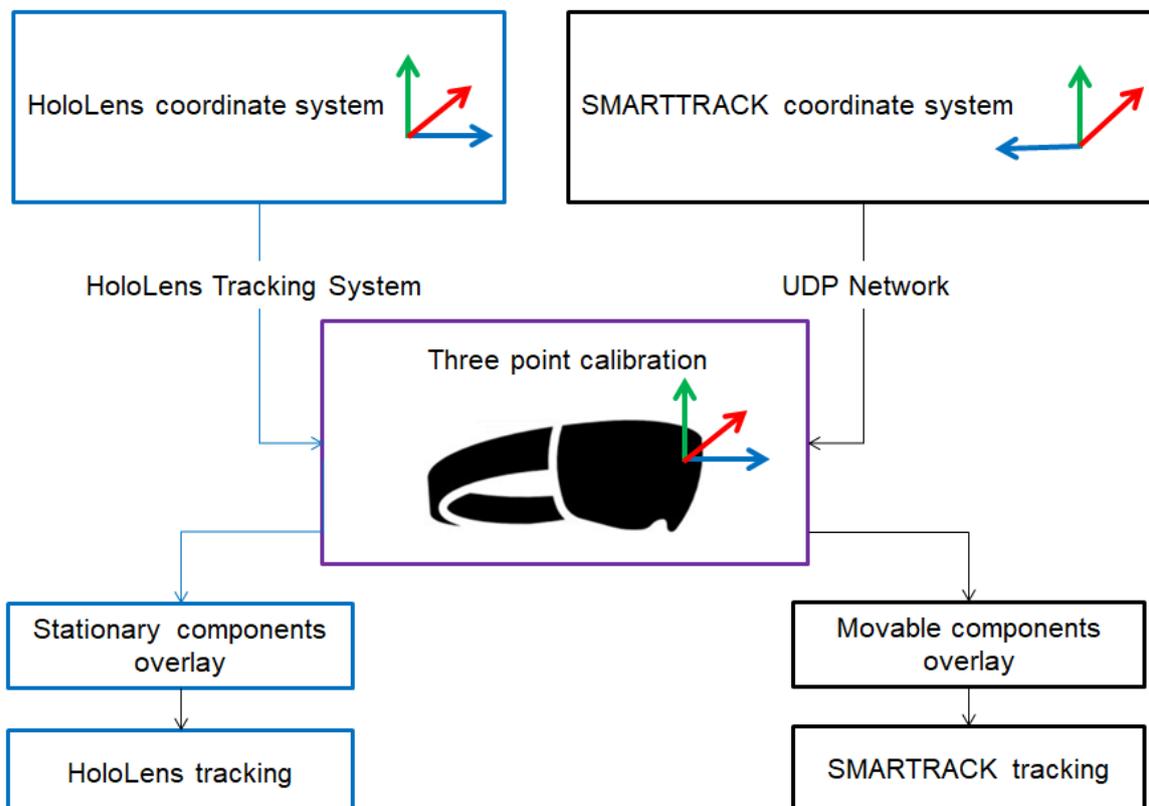
Wir haben ein Kalibrierungswerkzeug, wie in Abbildung 45 dargestellt, entworfen und in 3D ausgedruckt, um ein externes Tracking-System in die HoloLens zu integrieren. Das Kalibrierungswerkzeug besteht aus einer Baugruppe von IR-Reflektoren und einer Bildmarkierung. Es dient zur Integration des IR-Nachführsystems mit der HoloLens in den folgenden Schritten:

1. Konfiguration des Kalibrierwerkzeugs mit der ART-Software und Definition eines Mittelpunkts an der Werkzeugspitze.
2. Konfiguration des Mittelpunkts der HL-Bildmarkierung an der Werkzeugspitze in der HoloLens-Anwendung.
3. Das ART-Verfolgungssystem verfolgt die 3D-Pose des Verfolgungswerkzeugs und sendet sie an den PC.
4. Unsere Desktop-Anwendung im PC empfängt die Poseninformationen, wandelt sie in das Unity 3D-kompatible Format um und sendet sie über das drahtlose Netzwerk an die HoloLens.
5. Unsere Unity 3D-Anwendung in der HoloLens empfängt die 3D-Positionsinformationen des Kalibrierwerkzeugs und verarbeitet sie (z. B. Umwandlung von Bytestream in Fließkommawerte).
6. Platzierung des Kalibrierwerkzeugs und Scan der vordefinierten Punkte auf der physikalischen Komponente nacheinander mit Hilfe von Bildmarkern.
7. Jedes Mal, wenn die Bildmarkierung gescannt wird, zeichnet die HoloLens-Anwendung die 3D-Pose des Kalibrierzentrums von der Bildmarkierung sowie das IR-Nachführsystem auf.

8. Die 3D-Positionsinformationen aus beiden Systemen werden dann verwendet, um die Transformation zwischen den beiden Koordinatensystemen, d. h. dem HoloLens-Tracking-System und dem IR-Tracking-System, zu finden.
9. Die Posen-Informationen aus der Bildmarkenverfolgung werden auch für die virtuell-reale Ausrichtung verwendet.
10. Da der Kalibrierungsmechanismus festgelegt ist, kann eine Anordnung von IR-Reflektoren an jedem Objekt angebracht werden, und seine Pose kann in Echtzeit verfolgt werden. Abbildung 41 rechts.

Die Dreipunktmethode integriert das SMARTTRACK-Koordinatensystem in das HoloLens-Koordinatensystem, wie in Abbildung 43 dargestellt. Selbst wenn es sich aufgrund der Verfolgungsbeschränkungen der HoloLens um eine Drift in der virtuellen Überlagerung handelt, bleibt die Beziehung zwischen den beiden Koordinatensystemen gleich. Die Überlagerung beweglicher Komponenten wird mit Hilfe der Echtzeit-Verfolgungsinformationen von SMARTTRACK beibehalten.

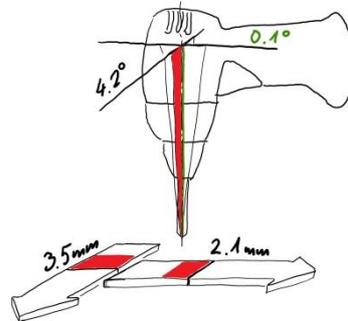
Da wir in der Lage sind, die beweglichen Komponenten präzise zu verfolgen, wird das System verwendet, um gleichzeitig präzise Messungen in Echtzeit durchzuführen und zu visualisieren, wie in Abbildung 41 (rechts) gezeigt.



**Abbildung 43: Aufbau zur Demonstration des Informationsflusses in der Verfolgungseinrichtung**

Unser Aufbau beinhaltet sowohl die Konvertierung von Datenformaten als auch die Netzwerkkommunikation zwischen drei Geräten, so dass die visuelle Latenz bei der Aktualisierung der virtuellen Komponenten als Reaktion auf die physische Bewegung der realen Komponenten beobachtet werden kann. Methoden zur Verringerung dieser Latenz müssen weiter erforscht werden. Darüber hin-

aus erforschen wir auch neue Methoden zur Integration eines IR-Verfolgungssystems in die HoloLens, das uns eine präzisere Ausrichtung und weniger Latenz bei der Echtzeitverfolgung von sich bewegenden Komponenten ermöglichen könnte.



**Abbildung 44: Beispiel für eine indirekte Führungsanweisung in der HoloLens zum Setzen einer Bohrung mit einer handgeführten, IR-getrackten Bohrmaschine**

Die Abbildung 45 zeigt am Beispiel der Herstellung eines C-Spant-Preforms auf einem Preformwerkzeug den Prozess der Messung der Faserwinkel. Nachdem entsprechend der Winkelvorgaben in Abbildung 41 der Rechteckzuschnitt eines Gewebestücks in die C-Spantgeometrie des Werkzeugs drapiert wurde, werden an definierten Stellen die tatsächlich erzeugten Faserwinkel überprüft und als Auswertebild im Modell des virtuellen Zwillinges ortsbezogen gespeichert. Die Zuordnung von Informationen zum örtlichen Bezug zum Bauteil geschieht ausschließlich über das IR-Tracking-System (gelber Kreislauf). Die Aufgabe der HoloLens besteht im Erwirken von Handlungen durch das virtuelle Assistenzsystem und der Darstellung der Informationen und Ergebnisse beim Betrachter (grüner Kreislauf).



**Abbildung 45: Das gleichzeitige Tracken und Visualisieren; Lösung: externes IR-Tracking-System + HoloLens**

Die Systeme HoloLens und IR-Trackingsystem können, wie in Abbildung 41 rechts dargestellt, insofern ineinander verzahnt wirken, indem ortsbezogene Anweisungen mit Lageinformationen der

genauerem IR-Trackingsystems grafisch direkt am Ort der zu erbringenden Tätigkeit angezeigt werden können. Die geringere Darstellungsgenauigkeit der HoloLens bezüglich der Position ist bei geeigneter Ausführung der Anweisung nicht ausschlaggebend. In Abbildung 41 rechts dienen diese Informationen für die Lagekorrektur zur Ausrichtung einer Besäumungsschablone. Ähnliche Anwendungen könnten beispielsweise die Positions- und Ausrichtungsführung einer Bohrmaschine oder ähnlichen Werkzeugen sein, wie es in Abbildung 44 dargestellt ist.

Einsatzgebiet	Tätigkeit/Aktion	Bewertung HL-Tracking	Bewertung HL + IR Tracking
<b>Dokumentation</b>	1 Darstellen von begleitender Informationen (informative Texte, Anleitungen, Spezifikationen)	●	●
	2 Überprüfung der Vollständigkeit von Montagevorgängen (Ist das Element montiert ja/nein?)	●	●
	3 Darstellung grober Montageinformationen (welches Kabel an welchen Stecker?)	●	●
	4 Protokollierung von montierten Objekten	●	●
	5 Abarbeiten von Checklisten	●	●
	6 Dokumentationen von Auffälligkeiten bei der Faserablage (Ondulationen, Fremdkörper)	●	●
	7 Überprüfung der goben Eigenschaften bearbeiteter Bauteile (Besäumung mit relativer Lage von ausschnitten, Bohrungspositionen oder ähnlichem)	●	●
<b>Montage</b>	8 Anzeigen von Montagereihenfolgen	●	●
	9 Anzeige der Ausrichtung eines Objekts bei vorhandenen Montage-Führungselementen (Bohrungen etc.)	●	●
	10 Setzen von Bohrungen	●	●
	11 Positionierung zu verklebender Objekte	●	●
<b>Composite-Fertigung</b>	12 Lagedarstellung von einzelnen, schubsteifen Faserlagen (Umrandung) auf dem Werkzeug	●	●
	13 Anzeige von Soll-Drapierrwinkeln und Drapierrreihenfolgen	●	●
	14 Anfertigen und Anzeige von NDT-Prüfungsergebnissen auf dem Objekt	●	●
	15 Speicherung von Ergebnissen der Faserwinkelmessungen (z.B. vom F-Scan Profactor)	●	●

**Tabelle 2: Eignung von reinem Inside-out-Tracking (HoloLens) und hybrider Systeme mit externem Tracking für verschiedene Aufgaben in der manuellen Fertigungs-Prozesskette**

In Tabelle 2 ist die prinzipielle Eignung der Systeme zur Räumlichen Erfassung von Objekten für bestimmte Tätigkeiten im Rahmen von Assistenzsystemen in der Composite-Fertigung gegenübergestellt. Alle Aufgaben, in denen der präzise Ort (und Ausrichtung) einer Information gespeichert oder verarbeitet werden muss, wird durch das kombinierte System aus HoloLens und externem IR-Tracking in den meisten Fällen hinreichend genau abgedeckt werden können.

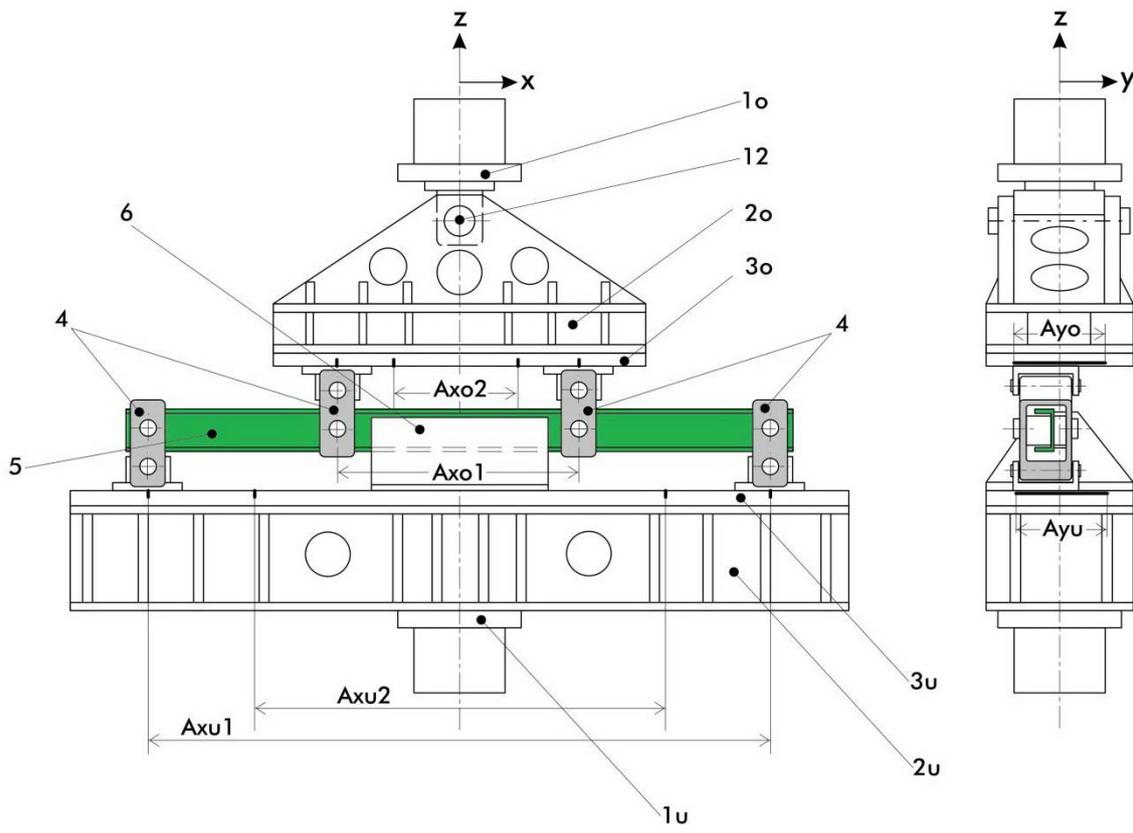
In den Prozessschritten 10 und 11 hängt die Eignung von den Toleranzforderungen bei der Fertigung und von dem Setup des Arbeitsbereiches ab. Im Arbeitsbereich hat die geometrische Konstellation von Kameras des IR-Systems, User-Position und Arbeitsbereich einen großen Einfluss auf die Genauigkeit der Tracking-Information. Gerade bei fest installierten Arbeitsplätzen mit bekann-

ten Tätigkeitsraum und Werker-Posen kann durch geschicktes Arrangieren von IR-Kameras die Toleranz der erkannten Trackingpositionen optimiert werden. Für solche Arbeitsumgebungen stehen auch Trackingsysteme zur Verfügung, die aus bis zu acht Kameras bestehen, die individuell angeordnet werden und so Situationen von partieller Abschattung durch Gegenstände oder den Werker vermeiden können.

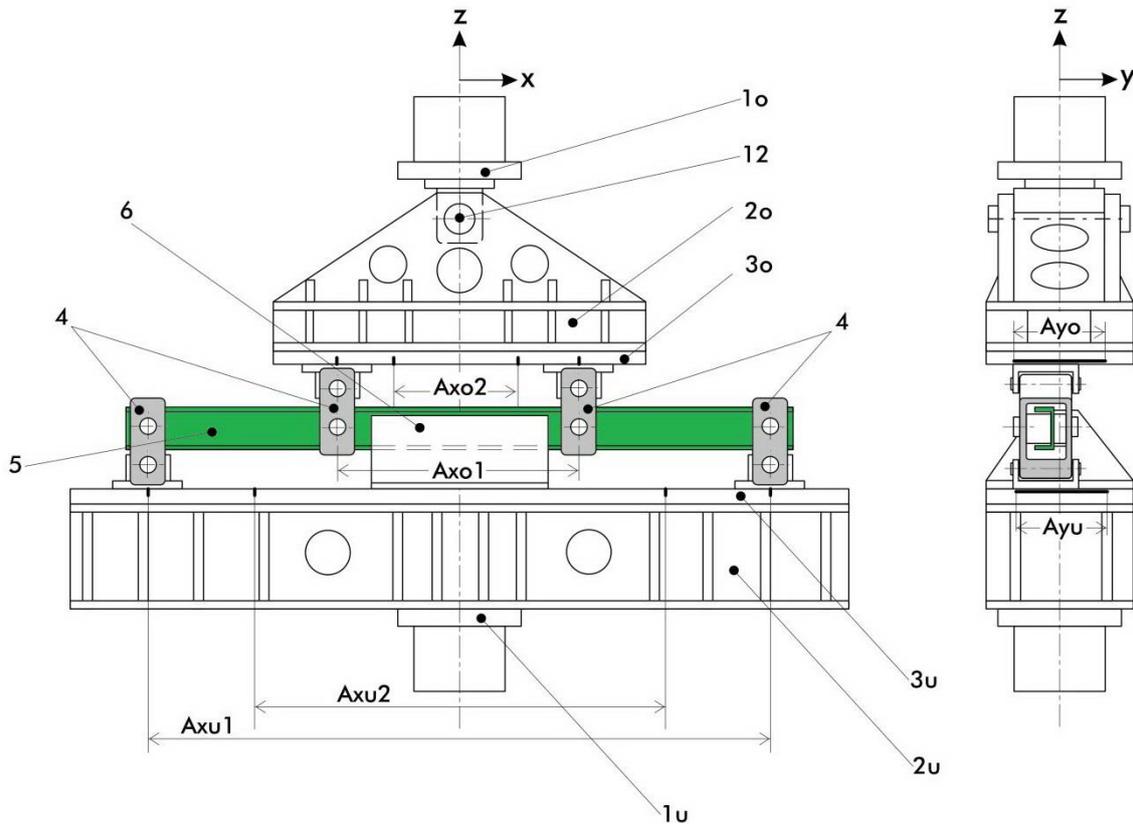
## 2.2.2. SAP 1.1.2 4-Punkt-Biege-Tests (4PB gerade Spante)

### 2.2.2.1. Anpassung der Versuchsvorrichtung

Im Rahmen des Vorhabens EFFEKT wurden zwei Konfigurationen von NCF-Spannen im 4-Punkt-Biegeversuch untersucht. Um das Verfahren über weite Bereiche des Designraums zu erproben zeichnete sich die Konfiguration 1 durch besonders dicke Laminare im Bereich der Gurte und der Stege aus während die Konfiguration 2 mit geringen Wandstärken einen vergleichsweise weichen Spant darstellte. Die Konfiguration 1 hat wesentlich größere Wandstärken als die bislang mit der Vorrichtung untersuchten Spante. Die veränderte Querschnittsgeometrie bedingte eine Abänderung der Spantkoppellemente (siehe

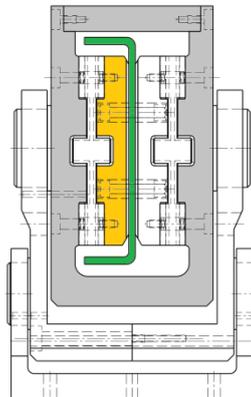


Da zwischen den beiden Gurten des Spants weniger Bauraum zur Verfügung steht als bisher, müssen die Lasteinleitungsblöcke (siehe Abbildung 47) verkleinert werden. Diese Blöcke dienen nicht zur kraftschlüssigen Übertragung, sondern verhindern ein lokales Ausbeulen um die vier Bolzen der eigentlichen Lasteinleitung.



**Abbildung 46:** Schematische Darstellung der Prüfvorrichtung (1u/1o: unterer/oberer Anschluss Prüfmaschine, 2u/2o: unterer/oberer Träger, 3u/3o: untere/obere Befestigungskonsole, 4: Spantkoppellemente (grau), 5: Spant (grün), 6: Abstützvorrichtung des Stags, 12: gelenkige Lagerung oberer Träger)

Nachdem die beschriebenen Modifikationen an der vorhandenen Prüfvorrichtung im Detail auskonstruiert wurden, wurden die Fertigungsunterlagen erstellt, das benötigte Material beschafft und die Modifikation umgesetzt.



**Abbildung 47:** Detailansicht Spantkoppellemente (grau: Rahmen, grün: Spant, orange: Lasteinleitungsblock)

Nach der Montage der modifizierten Teile konnte die Vorrichtung erfolgreich in Betrieb genommen werden. Bei der Anpassung der Spantkoppellemente wurden die Anforderungen, mit denen aus SAP 1.2.7. harmonisiert.

#### 2.2.2.2. Geometrievermessung (ATOS)

Um die Ist-Geometrie der Spante vor dem Test zu erfassen, wurden alle NCF-Spante (gerade und gekrümmt) vor dem 4-Punkt-Biegeversuch optisch vermessen. Dabei kam ein ATOS-System der Firma GOM zum Einsatz.

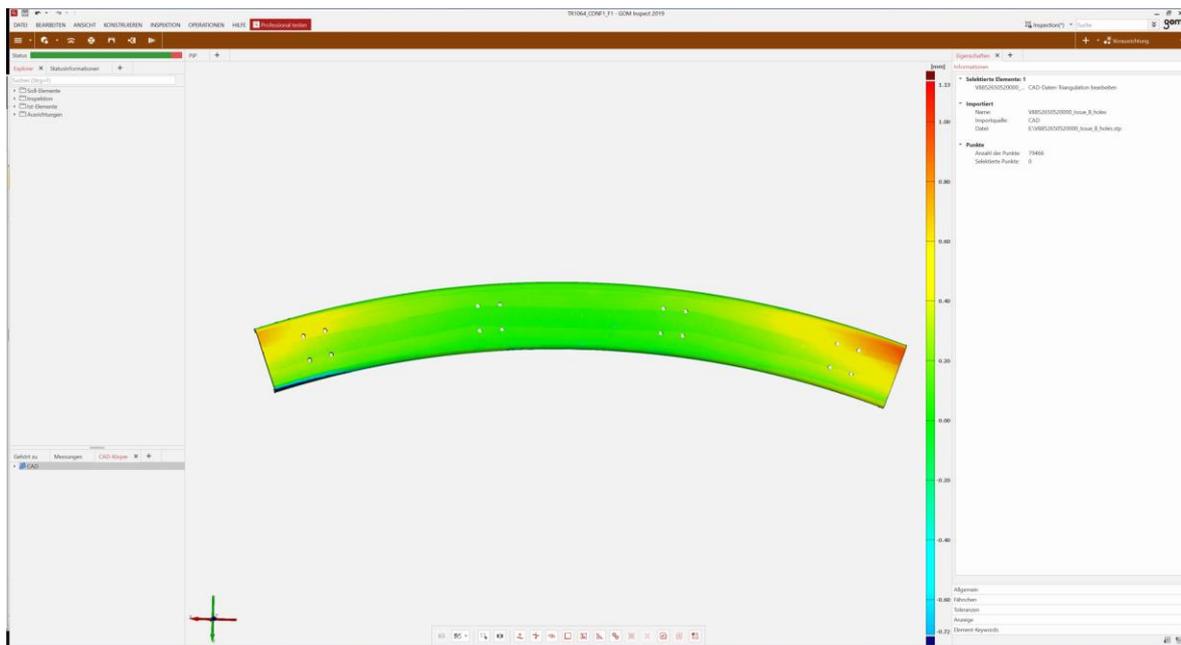


**Abbildung 48: ATOS-Vermessung eines geraden NCF-Spantes**

Das System projiziert ein Streifenmuster auf die Bauteile welches dann mit einem Stereokameraaufbau wieder erfasst wird. Bei der Erfassung der Spante ist darauf zu achten, dass der Einfluss der Verformung aufgrund der Gravitation so gering wie möglich ist. Für die geraden NCF-Spante erfolgt dies über eine aufrechte Positionierung während des Scan-Vorgangs (siehe Abbildung 48). Neben dem Spant sind im Bild mehrere Kalibrierobjekte zu erkennen. Diese werden genutzt um die Genauigkeit der Vermessung weiter zu steigern.

Die mittels ATOS digitalisierte Geometrie der Probekörper kann im Anschluss in der zugehörigen Software mit der CAD-Soll-Geometrie überlagert werden um Abweichungen zu identifizieren.

Abbildung 49 zeigt exemplarisch wie eine solche Analyse der geometrischen Abweichungen für einen gekrümmten NCF-Spant aussieht.



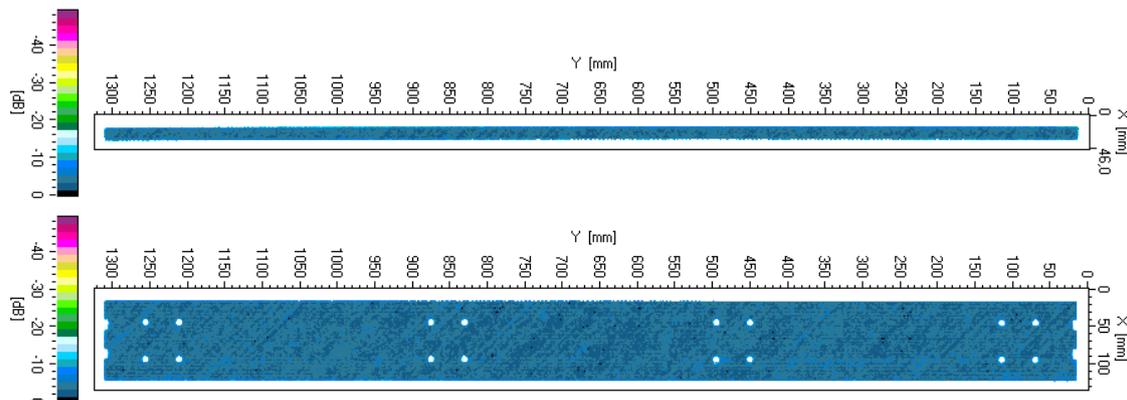
**Abbildung 49: Exemplarische Analyse der geometrischen Abweichungen eines gekrümmten NCF-Spans**

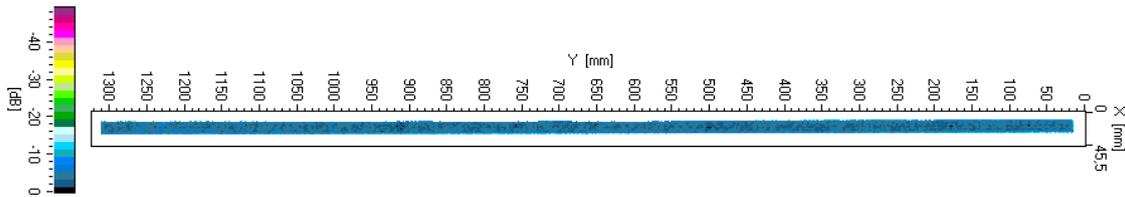
### 2.2.2.3. Versuchsdurchführung statische Bruchtests 4PB

Bevor mit der Durchführung der Versuche gestartet werden kann, muss eine detaillierte Planung erfolgen. Zu diesem Zweck wurde gemeinsam mit dem Verbundführer Airbus eine Dokumentation zum Aufbau und zur Durchführung der Versuche in Form einer „test definition“ erstellt.

Die Inbetriebnahme erfolgte gemeinsam mit dem Verbundführer Airbus im Rahmen eines „test readiness reviews“. Bei dieser Begutachtung wurden die in der „test definition“ festgehaltenen Angaben mit der real existierenden Vorrichtung vor Ort abgeglichen. Es wurden keine Abweichungen identifiziert und der Meilenstein MS1.1.2-1 „Inbetriebnahme straight 4-point-bending Prüfvorrichtung“ wurde somit plangemäß erreicht.

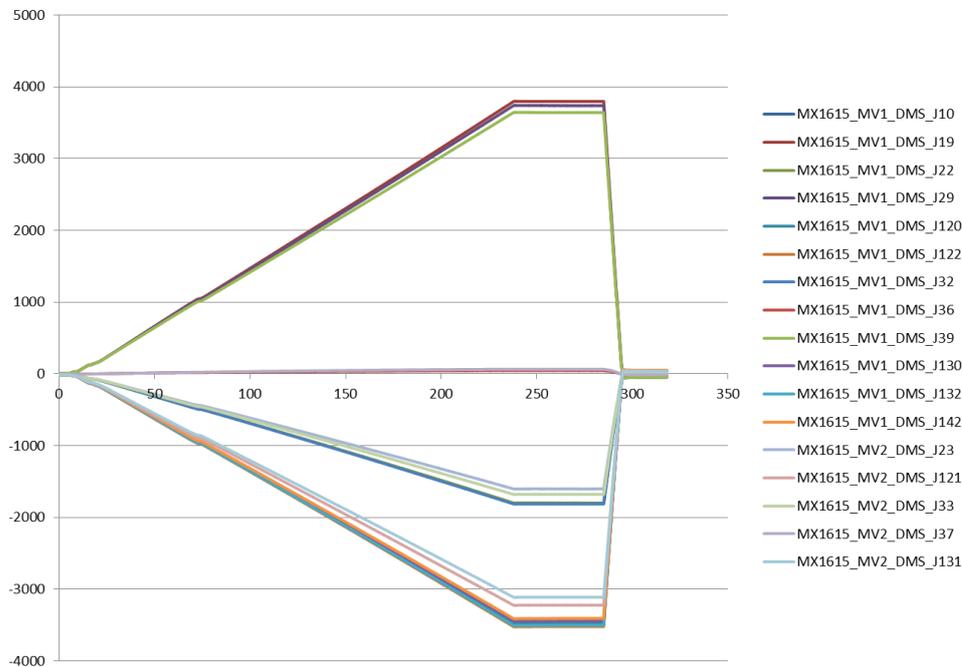
Nach dem Eingang der Spante wurden diese zunächst durch das Einbringen der für den Einbau in die Vorrichtung notwendigen Lochmuster auf die Prüfung vorbereitet. In einer initialen nicht-zerstörenden Prüfung wurde flächige Scans der Gurte und des Stegs der Spante aufgenommen. Dazu wurde die notwendige Versuchstechnik aufgebaut und in Betrieb genommen. Anhand der Ultraschall-Befunde konnten sowohl Fertigungsfehler als auch Schädigungen im Bereich der gefrästen Lochmuster für die Lasteinleitung ausgeschlossen werden (siehe Abbildung 50).





**Abbildung 50: Exemplarischer Ultraschallbefund eines ungeschädigten geraden NCF-Spants (Rückwandecho)**

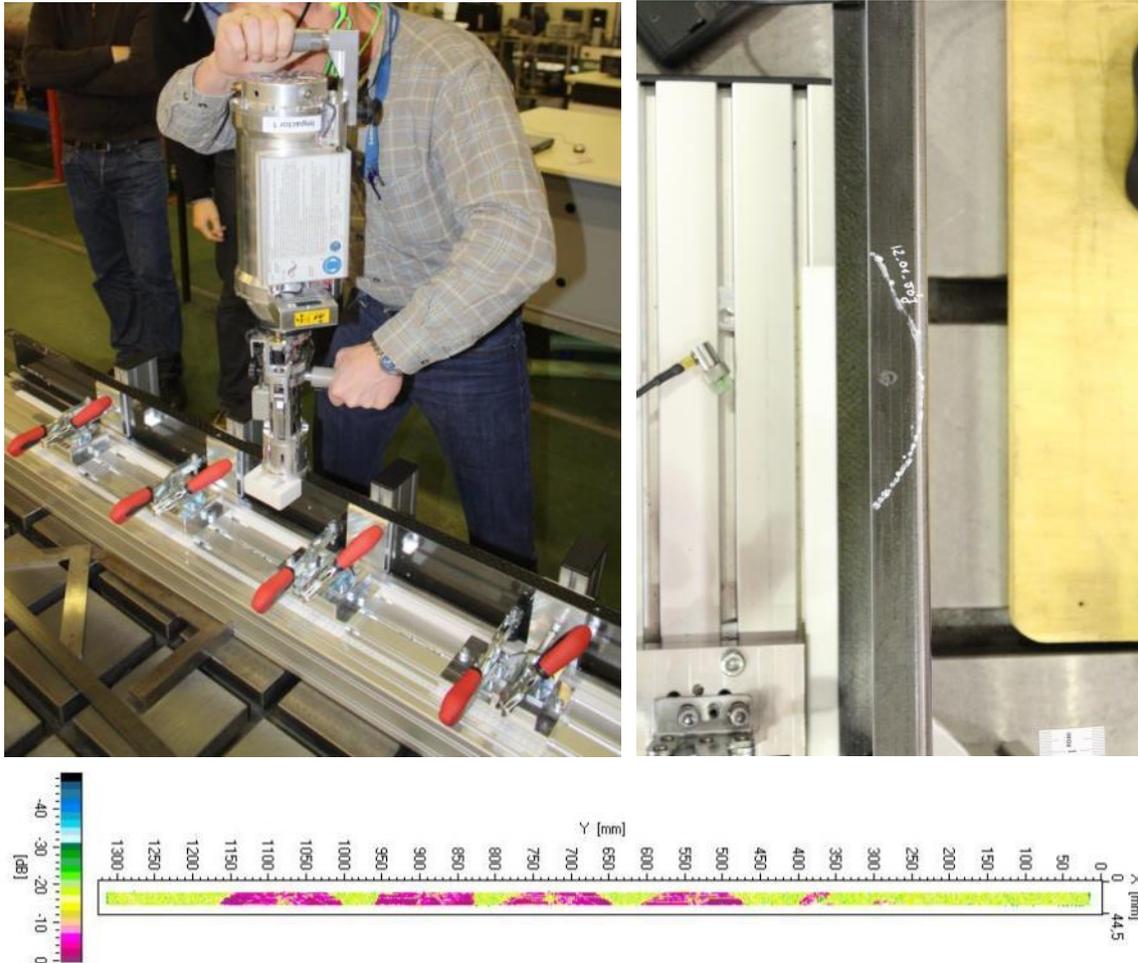
Für den Abgleich mit den Berechnungsmodellen wurde jeweils ein ungeschädigter Spant pro Konfiguration im rein linearelastischen Bereich belastet. Die in diesen als DFEM-Correlation bezeichneten Versuchten gemessenen Dehnungen werden mit den im Modell berechneten verglichen. Zeigt eine exemplarischen Dehnungsverlauf.



**Abbildung 51: Exemplarischer Dehnungsverlauf während der DFEM-correlation**

Der lineare Anstieg der Dehnung verläuft wie auch der Rückgang der Dehnungen auf 0 nach der Belastung verdeutlichen, dass der Spant rein elastisch und ohne bleibende Schäden verformt wurde. Um dies zu verifizieren wurde bei allen DFEM-Spanten eine zusätzliche Ultraschallprüfung durchgeführt.

Um die Restfestigkeit der Spante untersuchen zu können muss der einzubringende Schaden definiert werden. Dies erfolgte in einer gemeinsam mit dem Verbundführer Airbus durchgeführten „Impact-Calibration-Kampagne“. Hier wurden Energie und Position der in die Prüfkörper einzubringenden Schäden festgelegt. Die Schäden können reproduzierbar über eine einstellbare Impact-Kanone eingebracht werden. Im Fall der geraden Spante konnte eine bereits vorhandene Vorrichtung zur Lagerung während des Impacts genutzt werden (siehe Abbildung 52).

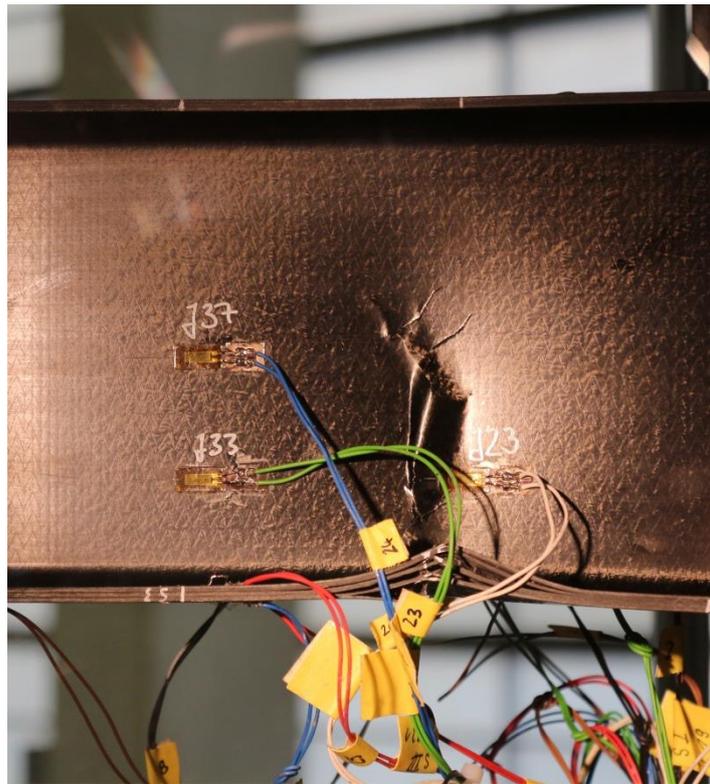


**Abbildung 52:** Einbringen eines Impact-Schadens in einen geraden Spant (links), typischer Schlag-schaden mit angezeichneter Delaminationsfläche (rechts), Beispielhafte Ultraschallbefunde, Scan und Handprüfung (unten)

Während der „Impact-Calibration-Kampagne“ wurden die Schäden mit einem handgeführten Ultraschallprüfkopf bewertet. Im Nachgang wurde auch der an mehreren Stellen geschädigte Impact-Kalibrierspant einer automatisierten Prüfung zur Erfassung flächiger Ultraschallbefunde unterzogen.

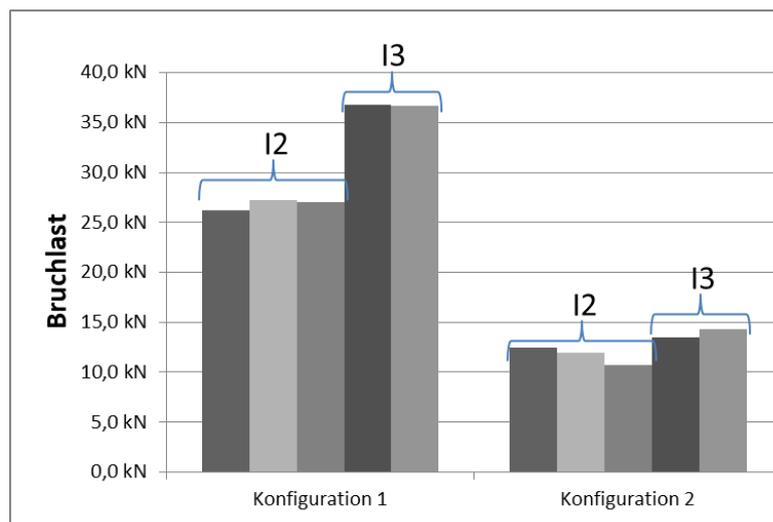
Nach der Definition der einzubringenden Impacts durch den Verbundführer Airbus, wurden die Prüfkörper mit den vorgegebenen Schäden versehen. Zur genauen Beurteilung der Schädigung wurden alle Prüfkörper in diesem Bereich ein weiteres Mal einem Ultraschallscan unterzogen.

Um die Versuche später mit den Berechnungen korrelieren zu können, wurden neben Maschinenkraft und –weg die Dehnungen an verschiedenen Positionen auf den Prüfkörpern mittels Dehnungsmessstreifen (DMS) erfasst. In Vorbereitung der Prüfung wurden die Prüfkörper mit insgesamt 66 DMS instrumentiert (siehe Abbildung 53).



**Abbildung 53: Instrumentierter Prüfkörper eines geraden NCF-Spants nach dem Versagen**

Die für den Versuch notwendige Verkabelung wurde konfektioniert und die Messtechnik entsprechend aufgebaut. Schlussendlich konnten die Versuche an allen geraden NCF-Spanten erfolgreich durchgeführt werden. Abbildung 54 zeigt die in den Versuchen ermittelten Bruchlasten der NCF-Spante.



**Abbildung 54: Bruchlasten der Spante beider Konfigurationen mit unterschiedlichen Schäden**

Wie erwartet ist die Resttragfähigkeit der Spante der dickeren Konfiguration 1 deutlich höher als die der dünnen Konfiguration 2. Es ist auch ersichtlich, dass unterschiedliche Impact Positionen und Energien zu reproduzierbar anderen Restfestigkeiten führen. Obwohl der Unterschied in der

Bruchlast zwischen Impact I2 und I3 für die Konfiguration 2 geringer ausfällt wird deutlich, dass der I2 Impact der hinsichtlich der Restfestigkeit kritischere Schaden ist. Wie aus Abbildung 2 ersichtlich wurden begleitend zu den 4-Punkt-Biegeversuchen an den Spanten auch Coupontests an Traveller Coupons durchgeführt.



**Abbildung 55: Getestete Travellerprüfkörper (Zugproben aus Steg)**

Abbildung 55 zeigt exemplarisch einen Satz getesteter Zugprüfkörper, der aus den Stegen der Spante präpariert wurde. Bis auf wenige Ausnahmen zeigten alle Proben des Prüfprogramms ein gültiges Versagen und die ermittelten Materialkennwerte können verwendet werden. Die Ergebnisse wurden dokumentiert und an den Verbundführer Airbus übergeben. Das Arbeitspaket 1.1.2 konnte daher im Berichtszeitraum erfolgreich und plangemäß abgeschlossen werden.

#### **2.2.2.4. Untersuchung der Eignung von NCF-Spanten für weitere Anwendungsbereiche im Rumpf**

Um den Anwendungsbereich der vormals nur für die Bulk-Frachtorrahmen entwickelten NCF Türrahmen-Spante für mehrere Anwendungen im Rumpf ausdehnen zu können, sind gerade 4 Punkt-Biege-Tests in 2 unterschiedlichen Konfigurationen (je 3 Spante) erforderlich, welche anders als bislang mit nur 35J anstatt 50J Schadensenergie vorgeschädigt wurden, notwendig. Für Anwendungen wie in der Passagiertür 3 (mittlerer Rumpfabschnitt), als integraler Spant des hinteren Druckschotts sowie als Hauptspant im Bereich des zentralen Flügelkastens könnte ein bislang anzuwendender Abschlag für die Auslegung (KDF) bei bisherig getesteten 50J Schadensenergie vermieden werden.

Durch eine Reduktion der Abschlüsse für die Auslegung wird ein konsequenter Leichtbau ermöglicht und die Einführung der NCF-Spanten in diesen Bereichen begünstigt.

Das generelle Vorgehen ist analog zu dem bereits beschriebenen Ablauf bei der Untersuchung der NCF-Spante. Je ein Spant pro Konfiguration wurde vor dem Einbringen der Impacts auf sein Steifigkeitsverhalten hin untersucht. Dazu wurden die Spanten auf ein Lastniveau belastet, das keine

Schäden verursachen dürfte. Die Verformung wurde dabei mit 17 Dehnmessstreifen (DMS) je Spant erfasst. Diese Messungen dienen dem Abgleich zwischen Simulation und Messung. Alle Spante wurden anschließend mit einem Impactschaden versehen und die Schäden per Ultraschall-NDT quantifiziert.

Die Ergebnisse dieser Test wurden schritthaltend an AIRBUS übermittelt und entsprechen den Erwartungen, die sich aus dem Simulationen ergeben haben.

### 2.2.3. SAP 1.1.4 Qualitätssicherung Infusion NCF Bulk-Door-Frame

Das Ziel war im Projekt mit Hilfe eines ultraschallbasierten Messsystems bestehend aus Sensoren und Auswerteeinheit die Infusion der Spante zu überwachen, sodass der Fortschritt und Zustand der Infusion in situ erfasst werden kann. Die Überwachung kann im ersten Schritt dafür verwendet werden, die Ermittlung der geeigneten Prozessparameter für die Infusion zu finden und das entstehende Fließbild abzuleiten und zu analysieren. Im konventionellen Vorgehen kann aufgrund der Verwendung von opaken Membranen die Ausbreitung der Fließfront nicht verfolgt werden. Dadurch wird die Ermittlung der Ursachen und Entstehung von Defekten erschwert, was zu einer zeit- und kostenintensiven Prozessentwicklung führt. Die in-situ-Erfassung des Fließbildes erlaubt das Eingreifen in den Prozess, um solche Defekte zu verhindern oder zu beheben. Beispielsweise kann das Fließbild über das Ansteuern der Ventile verteilter Angüsse beeinflusst werden. Auch ist es möglich einen eingeschlossenen trockenen Bereich durch Aufrechterhalten des Harzflusses aufzulösen. Über das Fließbild hinaus war es das Ziel, die Laminatdicke während der Infusion und die Aushärtung des Harzes zu erfassen.

Durch den Einsatz des Messsystems beim Industriepartner Premium Aerotec konnten die Sensoren, die Algorithmen zur Auswertung und die Benutzeroberfläche weiterentwickelt werden, sodass die Eignung für das industrielle Umfeld und Serienprozesse verbessert wurde.

#### 2.2.3.1. Prozessdatenerfassung für NCF Infusionsformwerkzeuge

##### Untersuchung und Verbesserung der Standfestigkeit der Sensoren

Für den Einsatz der Sensoren im industriellen Umfeld ist deren Standfestigkeit sehr wichtig, da das Reparieren ausgefallener Sensoren zeitaufwendig ist und geschultes Personal benötigt. Bei der Integration der Ultraschallsensoren kam es sowohl bei den Untersuchungen im DLR als auch beim Projektpartner Premium Aerotec zum häufigen Versagen der Sensoren.



**Abbildung 56: Unterseite der Sensoren nach Entfernen vom Formwerkzeug**

Dies trat vor allem bei erhöhten Temperaturen bzw. großen Temperaturänderungen auf. Meistens konnten mit geringem Kraftaufwendung vom Formwerkzeug gelöst werden und in einigen Fällen

lösten sich die Sensoren von selbst. Dabei fiel auf, dass die Unterseite der abgelösten Sensoren nicht mit Klebstoff benetzt ist, wie in Abbildung 56 zu erkennen ist. Infolgedessen wurde das Versagen der Sensoren auf ein Adhäsionsversagen zwischen Klebstoff und Sensoren zurückgeführt. Das führt dazu, dass entweder die elektrische Kontaktierung zur Sensorunterseite oder die Schallübertragung aus dem Sensor über die Klebschicht in das Formwerkzeug nicht mehr gewährleistet sind. Die Sensoren bestehen hauptsächlich aus einem piezoelektrischen Element, das an das Formwerkzeug geklebt wird. Die piezoelektrischen Keramiken sind zur elektrischen Kontaktierung in Dickenrichtung auf der Ober- und Unterseite metallisiert. Die Oberseite wird über eine Lötverbindung mit dem Signalleiter verbunden. Die Unterseite wird mit der elektrischen Masse über die leitfähige eingestellte Klebverbindung und das leitfähige Formwerkzeug verbunden. Das Prinzip ist in Abbildung 57 skizziert.

Als Klebstoff diente bisher das Injektionsharz RTM6, das eine hohe Glasübergangstemperatur von  $T_g \approx 220^\circ\text{C}$  erreichen kann. Durch die hohe Glasübergangstemperatur bleiben die mechanischen Eigenschaften bei den Einsatztemperaturen von  $180^\circ\text{C}$  stabil und die effektive Schalleinkopplung wird gewährleistet. Für eine ausreichende elektrische Leitfähigkeit wird der Klebstoff mit Graphitpulver vermischt.

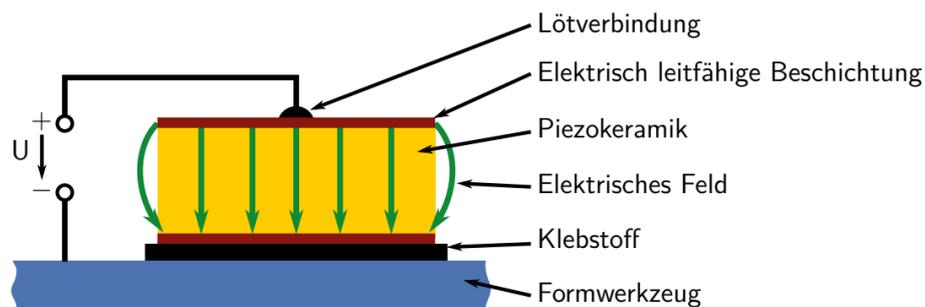


Abbildung 57: Schematische Darstellung der elektrischen Kontaktierung

Zur Findung einer geeigneten Sensorapplikation wurden eine Literaturrecherche und empirische Langzeitversuche durchgeführt. In der Literatur wird für Ultraschallsensoren im Hochtemperaturbereich das Piezoelement oft durch Hartlötten verbunden. Mit den bisher verwendeten Piezokeramiken (Curietemperatur  $T_c = 350^\circ\text{C}$ ) ist ein Hartlötten nicht möglich. Auch aufgrund des hohen Aufwands des Verfahrens wurde diese Variante ausgeschlossen.

Des Weiteren verweisen mehrere Literaturstellen auf den Klebstoff „PyroDuct 597-A“ von Aremco. Dieser ist ein anorganischer Klebstoff mit einer Einsatztemperatur von  $927^\circ\text{C}$  und durch einen hohen Silberfüllanteil elektrisch leitfähig. Neben diesem wurde der ähnliche Klebstoff „PyroDuct 598-A“ vom gleichen Hersteller mit Nickelfüllung und einer Temperatureinsatzgrenze von  $538^\circ\text{C}$  untersucht.

Außerdem wurde die Standfestigkeit der bisherigen Methode mit graphitgefülltem RTM6 ermittelt. Zusätzlich wurde sowohl ein Haftvermittler für metallische Fügepartner als auch reines RTM6 untersucht.

Hierfür wurden die Sensoren auf einen Aluminiumblock aufgeklebt und kontaktiert. Aluminium wurde aufgrund seines großen thermischen Ausdehnungskoeffizienten ausgewählt, um die Klebung stärker zu beanspruchen. Der Aluminiumblock wurde in einem Ofen mehreren Temperzyklen ausgesetzt und dessen Temperatur aufgezeichnet. Gleichzeitig wurden die Ultraschallsignale der Sensoren aufgezeichnet, die durch den Aluminiumblock gesendet und zurück zu den Sensoren reflektiert werden.

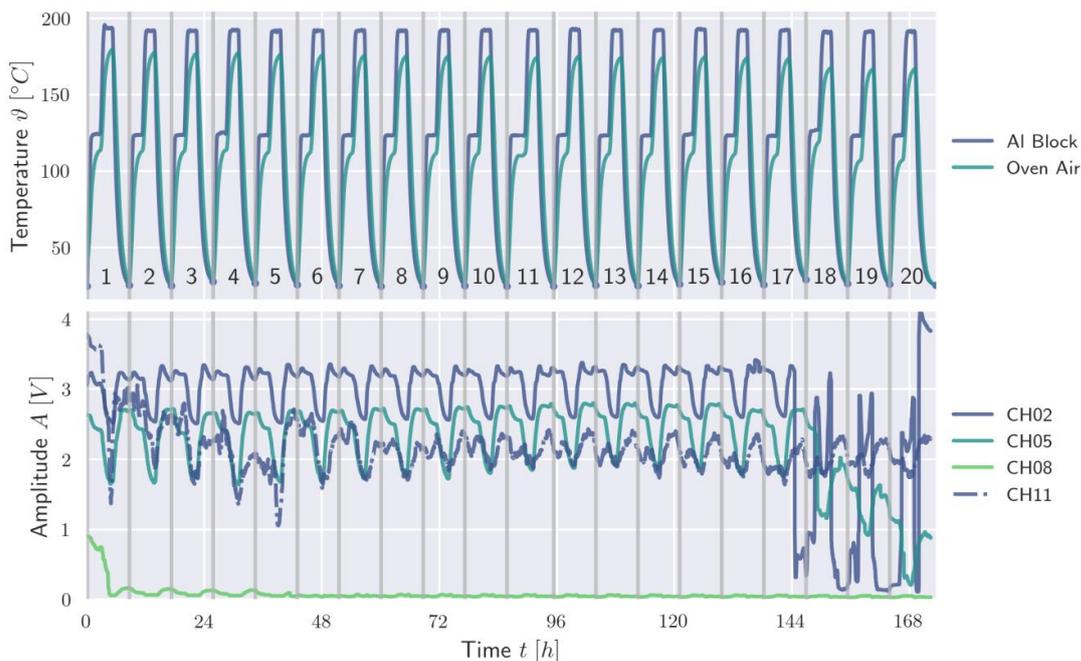
Dabei versagten die Verklebungen mit den PyroDuct-Klebstoffen bereits während des Temperprozesses (2 h bei Raumtemperatur und 2 h bei 93°C). Die elektrische Kontaktierung war noch intakt, folglich liegt der Grund in der Schallankopplung. Diese Vermutung wird auch durch die Signalveränderung gestützt. Es ist anzunehmen, dass die hochgefüllten, anorganischen Klebstoffe eine zu große Porosität für eine Schallübertragung erhalten, da es sich auch um einen lösungsmittelbasierten Klebstoff handelt.

Die Versuche mit RTM6 ergaben starke Streuungen. Die Ergebnisse sind in Abbildung 58 aufgetragen. Im oberen Diagramm sind die Temperaturen des Aluminiumblocks und der Ofenluft aufgetragen. Im unteren Diagramm wird eine repräsentative Auswahl der Signalamplituden im Impuls-Echo-Verfahren dargestellt. Die folgende Tabelle fasst die Konfiguration der Klebeverbindung zusammen:

Kanäle	Klebeverbindung
CH01...CH03	RTM6 mit Graphitpulver
CH04...CH06	RTM6 mit Graphitpulver, Haftvermittler an Sensorunterseite
CH07...CH09	RTM6 mit Graphitpulver, Haftvermittler an Sensorunterseite und Formwerkzeug
CH10...CH12	RTM6

**Tabelle 3: Konfiguration der Klebeverbindung**

Die Verwendung von Haftvermittlern hat sich nicht bewährt und führte sogar zu einer Lebensdauerverkürzung. Dies gilt vor allem für die Vorbehandlung des Formwerkzeugs. Die Verklebungen mit reinem RTM6 erzielten etwas längere Lebensdauern gegenüber dem graphitgefülltem RTM6. Jedoch nach ca. 17 Zyklen zwischen 40 und 180°C mit einer Haltestufe bei 120°C versagten alle Sensoren. Diese Anzahl kann für einige Anwendungen ausreichend sein, jedoch erreichten nicht alle drei Sensoren der jeweiligen Konfiguration diese Zyklenzahl, sondern versagten teilweise deutlich früher.



**Abbildung 58: Ergebnisse der Langzeituntersuchung über 20 Temperzyklen mit RTM6 zur Sensorrappikation (oben Temperatur, unten Schallamplitude ausgewählter Sensorkanäle)**

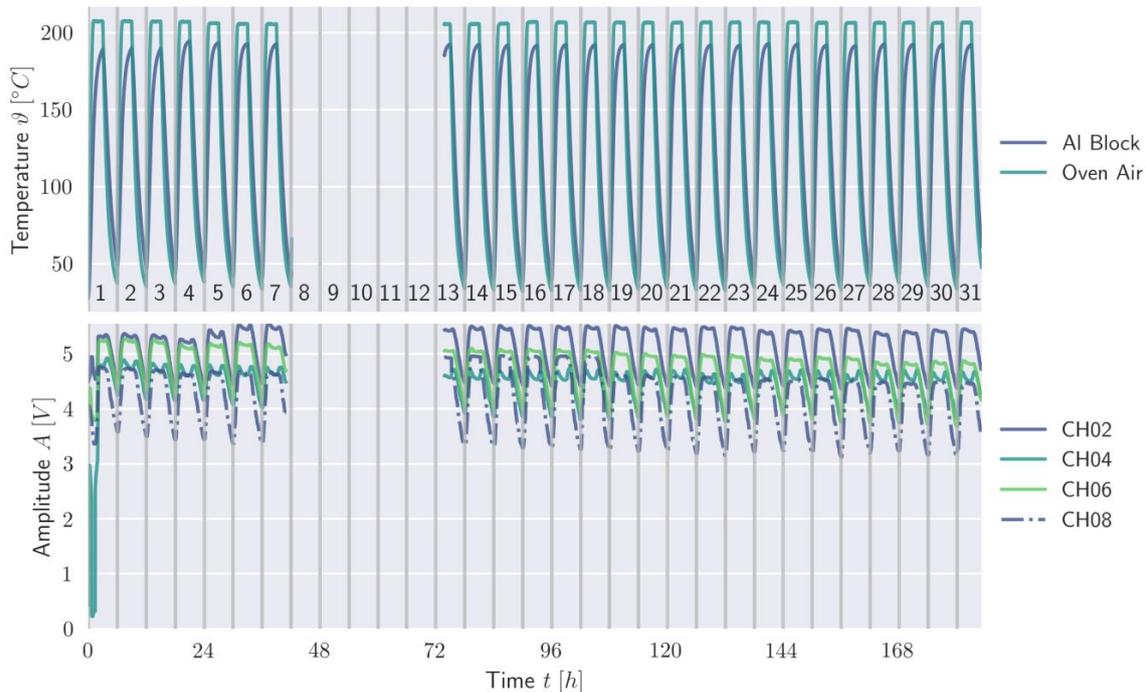
Auch ließen sich die Sensoren leicht entfernen und die Sensorseite zeigte kaum Klebstoffreste. Aus diesen Ergebnissen wurde die Metallisierung der Piezokeramiken mit Silber als Hauptursache des Adhäsionsversagens vermutet. Die Sensoren sind ebenfalls mit Elektroden aus einer Kupfer-Nickel-Legierung erhältlich. Mit solchen Sensoren wurde abermals ein Langzeitversuch vorgenommen.

Die Ergebnisse dieser Versuchsreihe sind in Abbildung 59 zusammengefasst. Die Sensoren an den Kanälen CH01...CH04 wurden mit reinem RTM6 und an den Kanälen CH05...CH08 mit graphitpulvergefülltem RTM6 angeklebt:

Kanäle	Klebeverbindung
CH01...CH04	Nickel-Kupfer Metallisierung, reines RTM6
CH05...CH08	Nickel-Kupfer Metallisierung, RTM6 mit Graphitpulver

**Tabelle 4: Konfiguration der Klebeverbindung**

Bei dem Versuch wurde die Ofentemperatur zwischen 200 und ca. 30°C zyklisch variiert. Der Aluminiumblock erreicht dabei Temperaturen von ca. 190 und 40°C. Während des Versuchs kam es zu einem softwarebedingten Fehler bei der Datenaufzeichnung, sodass in dem Diagramm eine Lücke entsteht.



**Abbildung 59: Ergebnisse der Langzeituntersuchung über 31 Temperzyklen mit RTM6 und Sensoren mit Kupfer-Nickel-Elektroden zur Sensorapplikation (oben Temperatur, unten Schallamplitude ausgewählter Sensorkanäle)**

### Infusionsversuche mit Prozessüberwachung

Alle Sensoren erreichen bei dem Versuch eine relativ hohe Amplitude und über die Versuchsdauer von 31 Zyklen tritt kaum eine Verringerung der Amplitude auf.

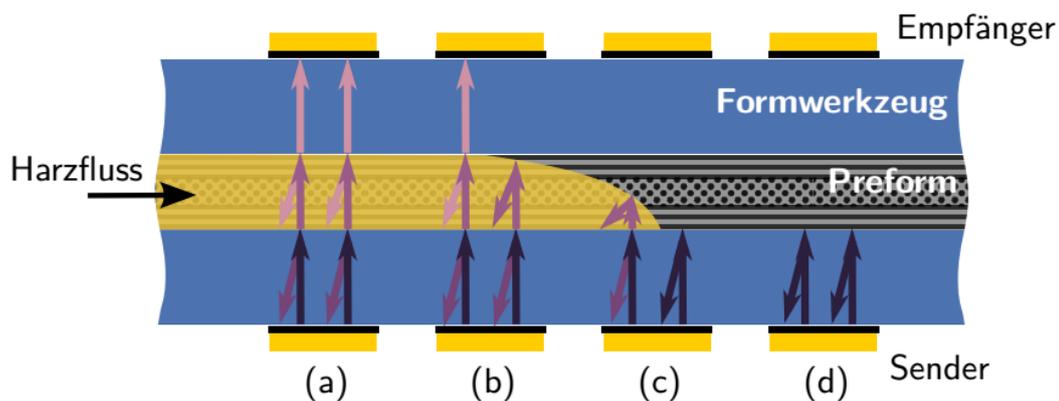
Aus diesen Ergebnissen wurde abgeleitet, dass unbedingt eine Metallisierung der piezoelektrischen Keramiken mit Nickel-Kupfer zu bevorzugen ist. Auch wenn in den Versuchen nicht festgestellt werden konnte, dass das Beimengen von Graphitpulver vorteil- oder nachteilhaft ist, ist diese Me-

thode dennoch vorzuziehen. Durch die höhere Leitfähigkeit mit Graphit ist das erfolgreiche Anbringen der Sensoren deutlich besser gewährleistet, vor allem bei Durchführung durch weniger erfahrenes Personal.

Dem Projektpartner Premium Aerotec in Augsburg wurde ein Messsystem zur selbstständigen Durchführung von Versuchen und zur Erprobung in der Fertigung zur Verfügung gestellt. Auch Sensoren und Kabel wurden zur Verfügung gestellt. Zur Einweisung in das System und die Technologie und zur Untersuchung eines Beispielbauteils wurden gemeinsame Versuche im Werk von Premium Aerotec durchgeführt.

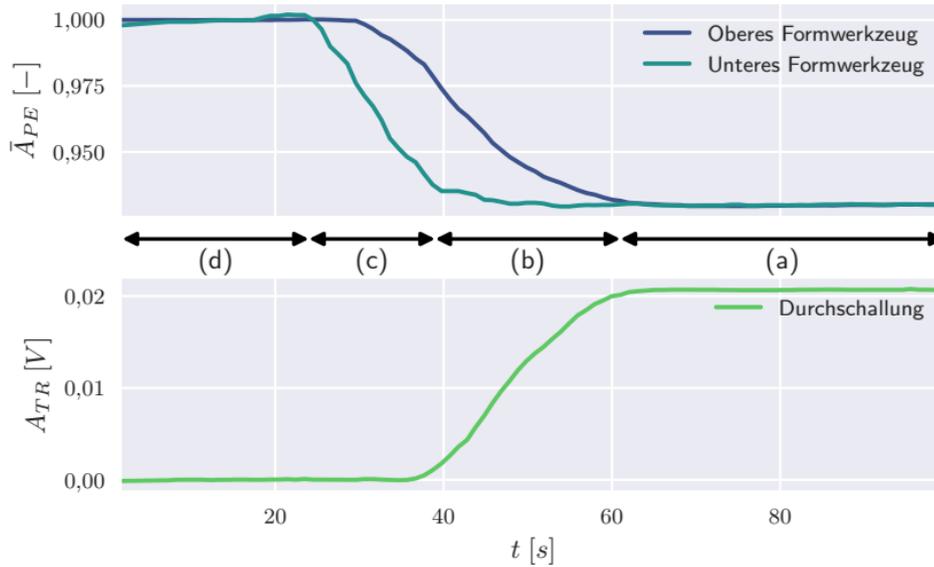
Ein Schwerpunkt bei Premium Aerotec war die Optimierung der Infusionsprozesse durch den Einsatz einer Infusionsanlage mit regelbarem Injektionsdruck. Aber auch der effiziente Einsatz von Hilfsmitteln zur Verbesserung und Steuerung des Harzflusses waren ein Untersuchungsziel.

Zur Charakterisierung des Imprägniervorgangs wurden Versuche mit mehreren Ultraschallpaaren durchgeführt. Das Paar besteht aus einem auf der Unterseite des Formwerkzeugs und einen auf dem Druckstück angebrachten Sensors. Die Sensoren müssen in etwa koaxial ausgerichtet sein. Da die ausgesandte Schallkeule einen Öffnungswinkel aufweist, sind mehrere Millimeter Versatz tolerabel. Von beiden Sensoren werden das jeweilige Impuls-Echo-Signal und das zwischen beiden Sensoren entstehende Transmissionssignal aufgezeichnet.



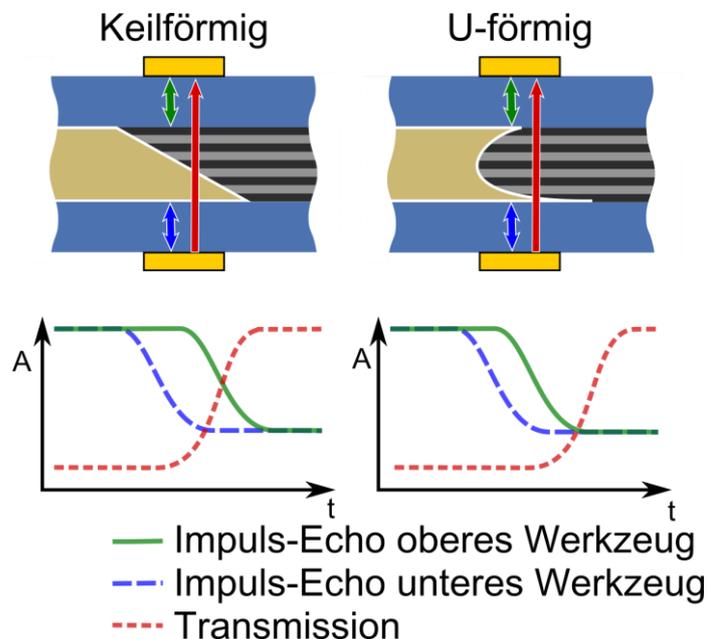
**Abbildung 60: Prinzip der ultraschallsensorgestützten Fließfrontdetektion im Impuls-Echo- und Transmissionsbetrieb**

Abbildung 60 skizziert die Funktionsweise und in Abbildung 61 sind die drei Amplitudenverläufe dargestellt. Im Impuls-Echo-Betrieb wird vor der Fließfrontankunft der ausgesendete Schall vollständig an der Grenzfläche Formwerkzeug-Bauteil zurückreflektiert (a). Auf diesen Anfangswert wird die Impuls-Echo-Amplitude normiert. Wird die Grenzfläche von Harz benetzt, wird ein Teil der Schallenergie in das Bauteil übertragen und weniger Energie wird zurück reflektiert (b), so dass die Impuls-Echo-Amplitude abfällt. Dieser Amplitudenabfall findet solange statt, bis die Grenzfläche, an welcher der Schall reflektiert wird, vollständig benetzt ist (c). Im Transmissionsbetrieb kann erst Schall zum Empfänger übertragen werden, wenn Harz das Volumen zwischen den Sensoren überbrückt (b). Bis dieses Volumen vollständig gefüllt ist (a), steigt die Amplitude an.



**Abbildung 61:** Amplitudenverläufe der Impuls-Echo- und Transmissionsignale während dem Vorbeifließen der Fließfront

Die Auswertung der drei Verläufe lässt Rückschlüsse auf die Form der Fließfront über die Bauteildicke zu. Das Prinzip wird in Abbildung 62 schematisch verdeutlicht. Erreicht die Transmissionsamplitude gleichzeitig mit der zweiten Impuls-Echo-Amplitude einen konstanten Verlauf, kann von einem keilförmigen Fließfrontprofil ausgegangen werden (Abbildung 62 links).



**Abbildung 62:** Unterscheidung des Fließfrontprofils über der Dicke anhand der beiden Impuls-Echo- und der Transmissionsamplitude (schematisch)

Steigt die Transmissionsamplitude weiter an, nachdem beide Formwerkzeughälften bereits benetzt sind, eilt die Fließfront in der Mitte des Bauteils nach (Abbildung 62 rechts). Aus der zeitlichen Differenz kann die Ausprägung der jeweiligen Fließfrontform abgeleitet werden.

Bei den Versuchen bei Premium Aerotec bei einem üblichen Aufbau mit Druckstück und semipermeabler VAP-Membran wurden diese Methoden zur Analyse des Fließverhaltens untersucht. In

Abbildung 63 sind die ermittelten Harzankunftszeiten aufgetragen. Die Sensorpositionen sind äquidistant in der erwarteten Fließrichtung gewählt. Das Harz fließt durch den angelegten Druckgradienten zwischen Harzbehälter und evakuiertem Bauteil. Mit fortschreitender Imprägnierung flacht der Druckgradient über dem zurückgelegten Fließweg ab, so dass die Fließgeschwindigkeit stetig sinkt. Unter idealen Bedingungen ist die Position der Fließfront proportional zur Wurzel der vergangenen Zeit. Der Zusammenhang ist hier näherungsweise zu sehen. Neben den Ultraschallsensoren kamen durch Premium Aerotec auch Drucksensoren zum Einsatz.

Das Harz erreichte im Versuch stets zuerst die Grenzfläche zwischen Druckstück und Bauteil, danach die Grenzfläche Formwerkzeug-Bauteil und mit zunehmender zeitlicher Verzögerung wird die Bauteilmitte getränkt. In Abbildung 64 ist die sich ergebende Fließfrontform skizziert.

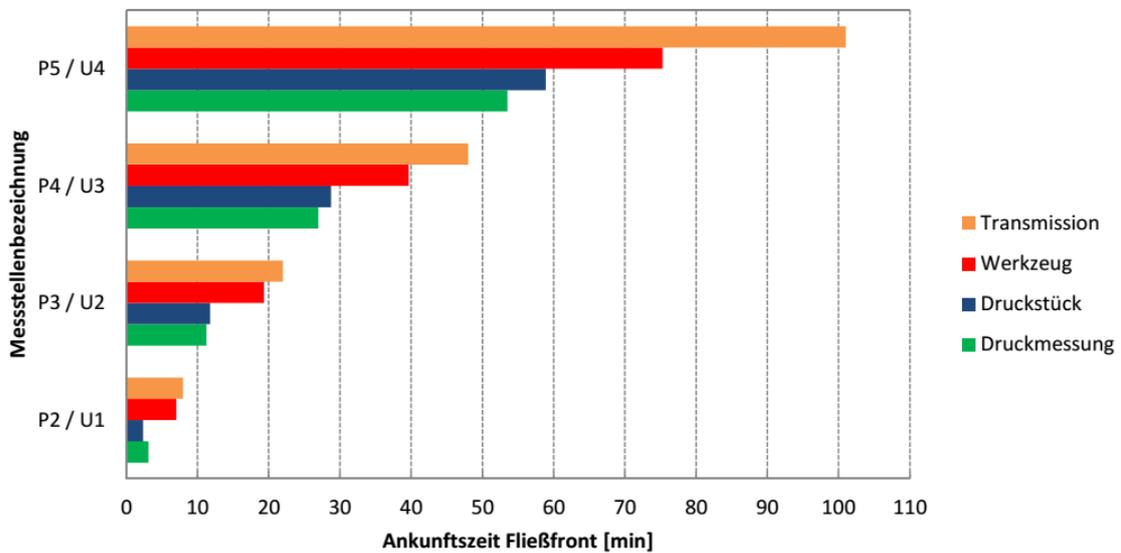


Abbildung 63: Fließfrontankunftszeiten aus Ultraschall- und Druckmessung [PAG]

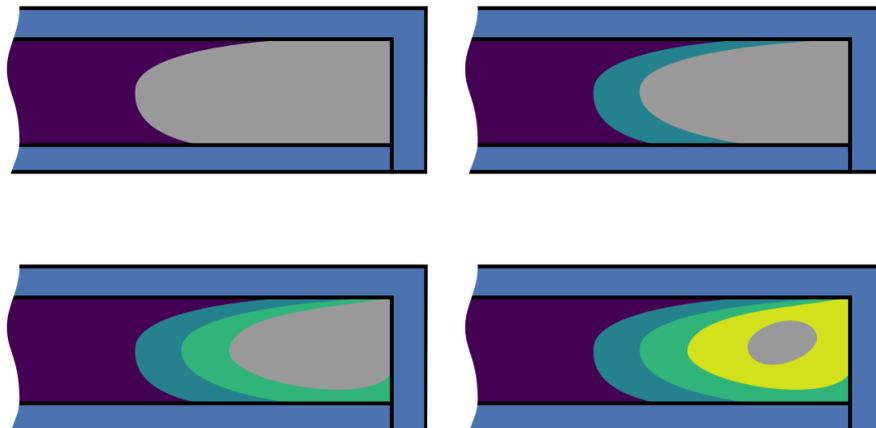


Abbildung 64: Sich ergebende Fließfrontform mit möglichem Einschluss in der Bauteilmitte (unten rechts)

Infolgedessen dominierte bei der Harzimprägnierung der Harzfluss über die Bauteiloberfläche, von wo aus das Harz in Dickenrichtung in das Bauteil fließt. Erreicht das Harz den Rand des Bauteils, wird durch Füllen des Rands Luft im Inneren des Bauteils eingeschlossen. Dieser trockene Bereich wird zwar noch weiter benetzt, da die eingeschlossene Luftmenge einen geringen Druck aufweist. Jedoch steigt der Druck mit abnehmenden Volumen an, bis sich ein Gleichgewicht einstellt. Letztendlich kann es zu einem verbleibenden Lufteinschluss kommen, der einen Defekt darstellt. Beim verwendeten Prozess wird die semipermeable Membran „VAP“ verwendet, durch welche Luft aus dem Bauteil evakuiert werden kann, das Harz jedoch die Membran nicht durchdringt. Jedoch durch das Voreilen der Fließfront an der oberen Bauteiloberfläche kann an diesen Stellen keine verbleibende Luft abgesaugt werden. Zur Erhöhung der Robustheit des Prozesses muss auf Fließhilfe auf dem Bauteil verzichtet werden.

### **Erprobung der Sensoren unter industriellen Bedingungen**

Die Integration und Funktionsfähigkeit der Ultraschallsensoren wurden an einem realen Bauteil erprobt. Die meisten Infusionsbauteile werden bei Premium Aerotec mit einem massiven Druckstück und VAP-Membran gefertigt. Für die Versuche stand ein Formwerkzeug des Seitenteils eines A380-Flaptracks zur Verfügung. Auf dem Druckstück wurden 24 Sensoren durch Kleben aufgebracht. Die Fließfronterfassung konnte dabei erfolgreich durchgeführt werden. Fotos zum Aufbau können aus Gründen der Geheimhaltung nicht gezeigt werden.

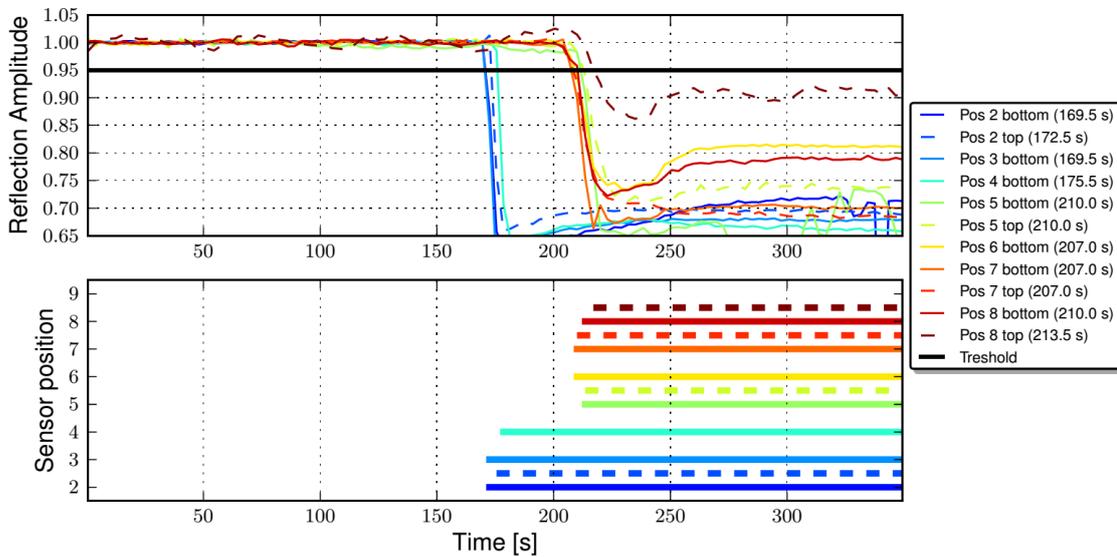
Da das Druckstück von der VAP-Membran und einem Vakuumsack eingeschlossen wird, bestand eine große technische Herausforderung darin, die Sensorkabel aus diesen herauszuführen. Bei den sonst verwendeten Koaxialkabeln besteht die Gefahr, dass diese Luft gut leiten und somit das Evakuieren des Bauteils stark einschränken. Daher wurden einadrige Kabel verwendet. An den Stellen, an denen die Kabel durch das Siegelband geführt werden, wurde lokal die Isolierung entfernt. Diese Methode ist vor allem in Anbetracht der hohen Sensoranzahl mit großem Aufwand verbunden. Infolgedessen wird der Schluss gezogen, dass eine andere Methode der Sensor- und Kabelintegration notwendig ist. Ein Lösungsansatz ist es, ähnlich einem Vakuumstutzen, wie er genutzt wird, das Bauteil zu evakuieren, eine Kabeldurchführung durch den Vakuumsack zu realisieren. Dieser Ansatz konnte im Projekt nicht mehr erprobt werden.

#### **2.2.3.2. Aufbereitung der Messergebnisse/Entwicklung eines User-Interfaces**

Durch regelmäßige Rücksprachen und gemeinsame Versuche mit dem Projektpartner Premium Aerotec wurde die Darstellung der Messergebnisse kontinuierlich verbessert. Mit dem Messsystem zu Projektbeginn sind viele Kenntnisse und Erfahrung erforderlich, die Daten zu interpretieren. Auch die in der Messsoftware implementierten Analysen zur in-situ-Auswertung der Daten waren nicht ausreichend.

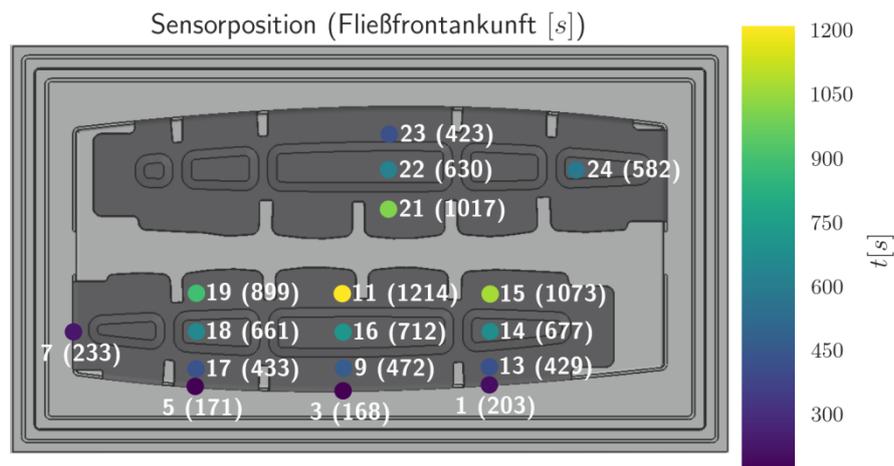
Die Überwachung der Fließfront ist eine wichtige Größe bei der Qualitätssicherung der NCF-Spante und kann vergleichsweise einfach automatisch ausgewertet werden, da sich das Schallsignal relativ stark verändert. Infolgedessen wurde auf diesen Parameter ein Schwerpunkt gelegt.

Abbildung 65 zeigt eine mögliche Darstellungsform der Messdaten. Im oberen Diagramm sind die Amplituden des reflektierten Schallsignals mehrerer Sensoren als zeitlicher Verlauf dargestellt. Ebenfalls eingezeichnet ist ein Schwellwert, der zur Fließfronterkennung genutzt wird. Im unteren Diagramm sind als Balken die Zeitpunkte markiert, an denen die jeweilige Amplitude den Schwellwert unterschreitet und folglich die Fließfront detektiert wurde. Diese Ansicht ist jedoch schwer für das Personal der Bauteilfertigung zu interpretieren, sondern dient eher zum Prüfen der Validität der Messdaten.



**Abbildung 65:** Darstellung der Rohdaten zur ultraschallbasierten Fließfrontüberwachung

Einen deutlich besseren Überblick bietet die Darstellungsweise in Abbildung 66, die einen Überblick über das Bauteil und das Werkzeug bietet. Die Sensorpositionen werden dabei als Punkte an ihren Positionen dargestellt und während der laufenden Messung wird bei Fließfrontankunft die Punktfarbe gemäß der rechts abgebildeten Farbskala eingefärbt und die Fließfrontankunftszeit zusätzlich als Text angegeben. Durch die Einfärbung kann ein schneller Überblick über die Ausbreitung der Fließfronten über das Bauteil erreicht werden und bedarf wenig Kenntnis über die eingesetzte Messtechnik.



**Abbildung 66:** Zweidimensionale Darstellung der gemessenen Fließfrontankunftszeiten an den jeweiligen Sensorpositionen als Übersicht auf dem Formwerkzeug und Bauteil

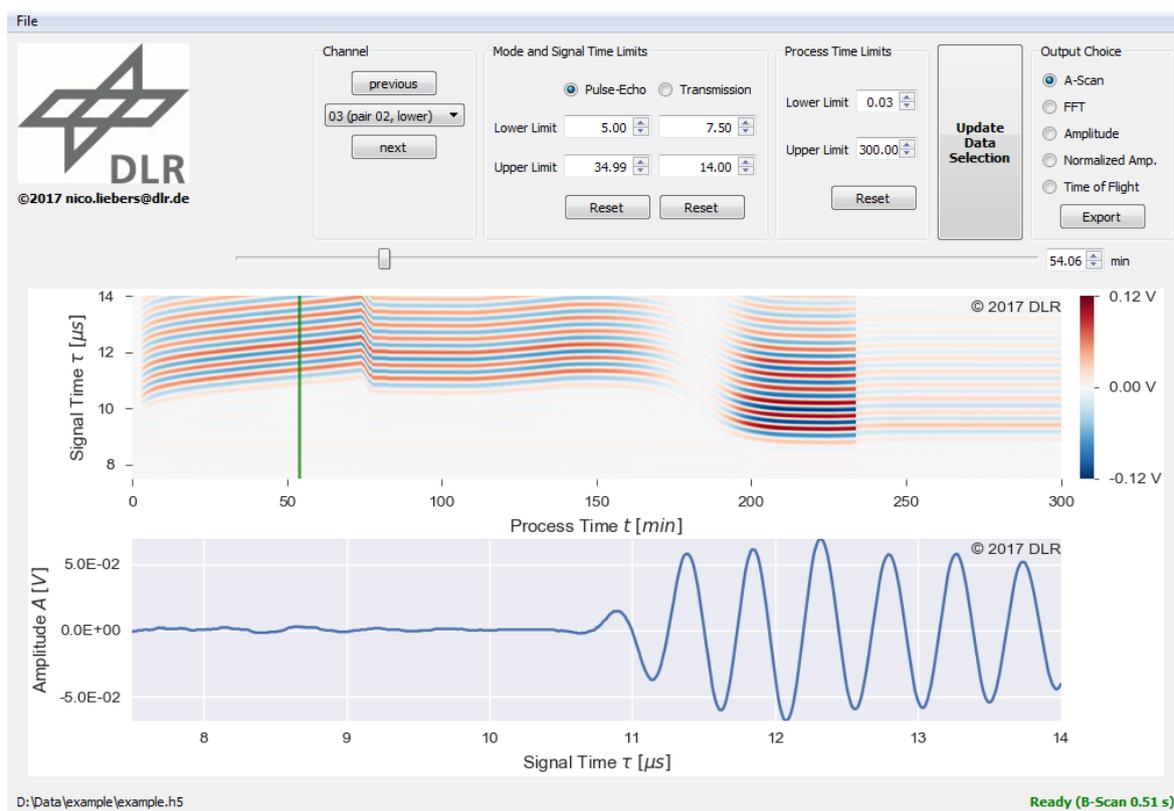
Diese Darstellungsmöglichkeiten eignen sich ebenfalls für die mittels Ultraschalltechnik erfassbaren Qualitätsgrößen Harzaushärtung und Laminatdicke. Diese Größen sind jedoch deutlich komplexer auszuwerten und bedürfen einer feinen Anpassung der Mess- und Auswertungsparameter. Für einen Serienprozess können feste Parameter verwendet werden, die anhand einiger Messungen

optimiert werden. Bei Fertigungsversuchen ist es oft notwendig, die aufgezeichneten Messdaten im Nachhinein auszuwerten.

Zu Anfang des Projekts war es notwendig, dass die von Premium Aerotec gewonnenen Rohdaten nachträglich durch das DLR ausgewertet werden und damit große Latenzzeiten verbunden waren.

Um den Projektpartner in die Lage zu versetzen, die Messdaten selbstständig auszuwerten, zu visualisieren und zu exportieren, wurde eine Software mit grafischer Oberfläche entwickelt. Diese Software ist so wie die Messsoftware mit der freien Programmiersprache Python entwickelt worden, so dass die Auswertetools später auch in die Messsoftware implementiert werden können. Eine sofortige, direkte Implementierung ist aufgrund der Komplexität des Programms sehr aufwendig.

In Abbildung 67 ist die grafische Programmoberfläche dargestellt, nachdem Messdaten eingeladen wurden. Im oberen Bereich können der Kanal, der Modus (Impuls-Echo oder Transmission) und die darzustellenden Zeitbereiche eingestellt werden. Auch die Zielgröße, die ausgewertet werden soll, kann hier ausgewählt werden. Das obere Diagramm gibt eine Übersicht über die gesamte Messung als B-Bild-Darstellung. Mit einem Schieberegler kann das Signal zu einem bestimmten Zeitpunkt angezeigt werden bzw. die Signalentwicklung durch Verschieben des Reglers verdeutlicht werden. Neben dem Signal kann auch das Frequenzspektrum auf diese Weise angezeigt werden.



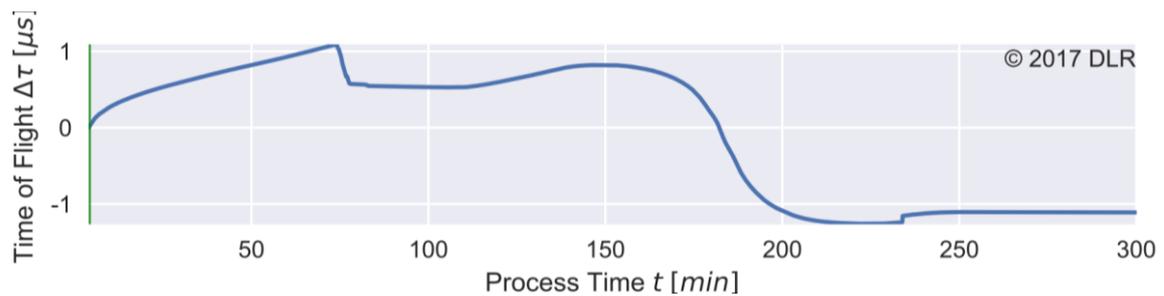
**Abbildung 67: Programmoberfläche zur Darstellung und Analyse der Messdaten**

Zur Prozessanalyse können die Signalamplitude und -laufzeit über die Messdauer ausgewertet werden. Die Signalamplitude dient dazu, die Fließfrontankunft am Sensor zu detektieren. Ein Amplitudenabfall des Impuls-Echo-Signals (Abbildung 68) gibt Auskunft, wann die Grenzfläche zwischen Formwerkzeug und Bauteil benetzt wird und ein Amplitudenanstieg des Transmissionssignals entsteht bei Durchtränkung des Volumens zwischen den Sensoren. Die Kombination dieser Informationen erlaubt die Analyse des Tränkungsverhaltens und -vorgangs des Bauteils.



**Abbildung 68: Ausgewertete Impuls-Echo-Signal-Amplitude über der Messzeit**

Aus der Laufzeit des Signals (Abbildung 69) können Dickenveränderungen während der Infusion und die Aushärtung ausgewertet werden. Zur Auswertung wird die Kreuzkorrelation verwendet. Im momentanen Stand des Programms kann nur die Änderung der Signallaufzeit ausgewertet werden, da als Referenzsignal das erste Signal der Messung herangezogen wird. Zur Bestimmung des Absolutwertes muss ein separat aufgezeichnetes Referenzsignal verwendet werden oder die Laufzeit anderweitig referenziert werden. Bei Betätigen des Exportbuttons wird das Diagramm und die ausgewerteten Daten werden als Textdatei exportiert und können weitergehend verarbeitet werden.



**Abbildung 69: Ausgewertete Laufzeit über der Messzeit**

Zur Bedienung der Software wurde eine ausführliche Anleitung erstellt (Abbildung 70), in der auch die Hintergründe der Analysemethoden erklärt werden. Dabei wird der Leser durch ein Beispiel einer Auswertung geführt.

## Contents

<b>Purpose of the Software</b>	<b>i</b>
<b>1 Overview over the Graphical User Interface</b>	<b>1</b>
<b>2 Loading a measurement database</b>	<b>2</b>
<b>3 Update data selection</b>	<b>3</b>
<b>4 Data Analysis Functions</b>	<b>5</b>
4.1 A-Scan and FFT	5
4.2 Amplitude and Normalized Amplitude	8
4.3 Time of Flight	10
<b>5 Export function</b>	<b>13</b>
<b>6 Current Limitations</b>	<b>14</b>

**Abbildung 70: Anleitung zur Bedienung der Software**

## Fazit

Das Fazit seitens des Projektpartners Premium Aerotec zum Einsatz der ultraschallbasierten Überwachung des Infusionsprozesses war positiv. PAG schätzt die Technologie im Bereich der Fließfrontüberwachung als nahezu einsatzbereit ein. Im Bereich der Laminatdicken- und Aushärtungsüberwachung sind noch Weiterentwicklungen notwendig. Die Fließfrontüberwachung kann im reinen Impuls-Echo-Betrieb erfolgen, sodass nur in das Formwerkzeug Sensoren integriert werden müssen. Dort können die Sensoren relativ leicht und ohne Einflussnahme auf die Fertigung integriert werden. Auch ist die automatische Auswertung der Messdaten und Einstellung der richtigen Messparameter vergleichsweise einfach und bereits implementiert.

Zur Überwachung der Aushärtung und Laminatdicke ist die Messung der Schalllaufzeit über die Bauteildicke notwendig, die momentan nur im Durchschallungsbetrieb erfasst werden kann. Dafür ist es notwendig, gegenüber den Sensoren am Formwerkzeug Sensoren auf dem Druckstück unterhalb der VAP-Membran zu integrieren. Hier muss auf die Positionierung geachtet werden und die Sensorkabel müssen durch die Membran oder Siegelung geführt werden. Daraus entsteht ein großer Aufwand und die Prozesssicherheit wird gefährdet. Folglich sind für diesen Bereich noch andere Lösungen zu erarbeiten, um die Technologie auch in der Serienfertigung anzuwenden. In der Vorserie ist dieser Aufwand zumindest teilweise gerechtfertigt, da die aus den Messungen gewonnenen Informationen eine Beschleunigung der Prozessentwicklung bewirken können.

### 2.2.3.3. Patente und Veröffentlichungen

Liebers, Nico; Bertling, Dominic; Kleineberg, Markus; Wiedemann, Martin (2016): Ultrasound Based Monitoring of Flow Front and Laminate Thickness without Contact to Part. In: Flow Processes in Composite Materials. Kyoto, Japan. Online verfügbar unter <https://elib.dlr.de/105405/>.

Liebers, Nico; Kleineberg, Markus; Wiedemann, Martin (2017): Ultrasonic flow front, thickness and cure monitoring of liquid composite molding processes. In: PFAM26. Jeonju, Südkorea. Online verfügbar unter <https://elib.dlr.de/114886/>.

Andres, Marcel; Liebers, Nico (2018): Charakterisierung der Einflussgrößen auf die Schallgeschwindigkeit bei der schallbasierten Laminatdickenmessung. Masterarbeit, TU Braunschweig

### 2.2.4. SAP 1.1.5 "4-Punkt-Biege"-Tests gebogene NCF-Spante

Nach der Untersuchung gerader Spante zur Bewertung des neuen Materialsystems stellt die Untersuchung gebogener Spante den konsequent nächsten Schritt dar. Mit der komplexeren Geometrie können beispielsweise Effekte aus dem Drapierprozess des NCF-Materials auf die Bauteilperformance bewertet werden. Anders als bei den bisherigen Versuchen soll im Rahmen dieses Arbeitspaketes das Versagen des geschädigten Spantgurtes unter Zugbelastung erfolgen.

#### 2.2.4.1. Anpassung des bestehenden 4-Punkt-Biegeversuchsstandes

Die vorhandene Vorrichtung wurde auf die Geometrie der gebogenen NCF-Spante angepasst. Dabei wurden die Spantkoppellemente und die Lasteinleitungspositionen so modifiziert, dass sowohl die gekrümmten NCF-Spante als auch die in SAP1.2.7 untersuchten gekrümmten Prepreg-Spante auf der modifizierten Vorrichtung prüfbar sind. Die Lochmuster, die zur Lasteinleitung in den Spant benötigt werden, wurde so auf dem Spant verschoben, dass sie mit der Position der Spantkoppellemente aus dem Prepreg-Spant übereinstimmen. Die größte Herausforderung bei diesem Schritt stellte der Unterschied in der Krümmung der NCF- und Prepreg-Spante dar.

#### 2.2.4.2. 4PB-Tests an 5 gekrümmten NCF Spanten für Tension After Impact Allowables

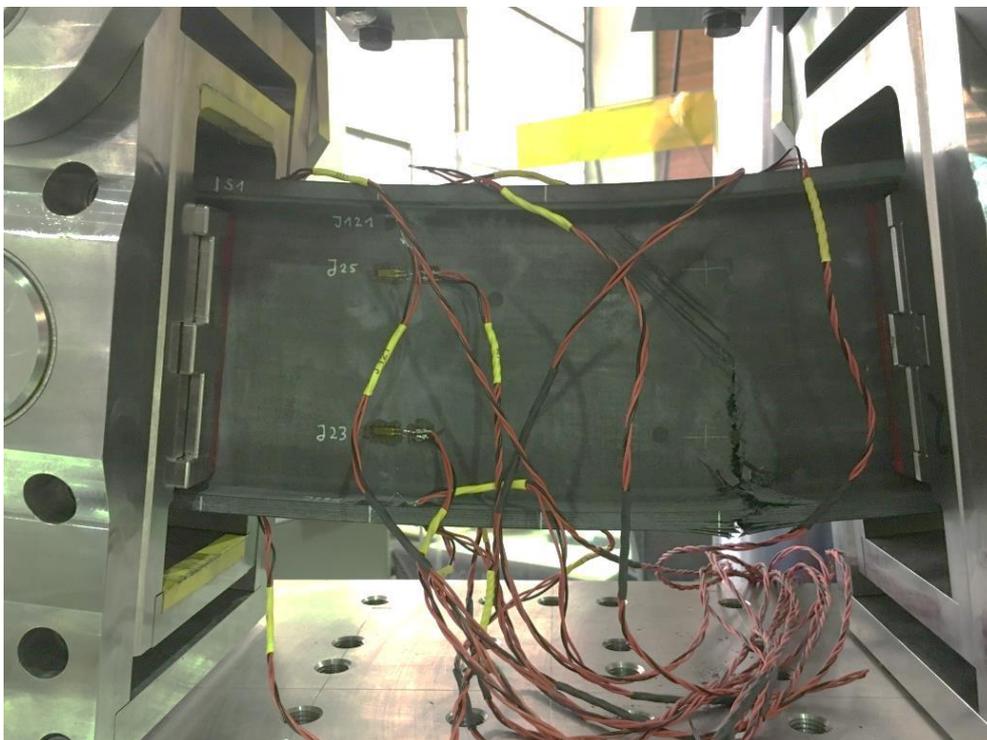
Die der modifizierten Konstruktion entsprechenden Lochmuster wurden in die Spante gefräst und alle Spante wurden dreidimensional optisch vermessen (siehe Abbildung 49).

In einer initialen nicht-zerstörenden Prüfung wurden die angelieferten Spante untersucht und Scans der Gurte und des Stegs angefertigt. Dabei wurde in einem Spant ein Defekt festgestellt, der aber bereits während der Produktion aufgefallen war. Seitens der Fa. PAG wurde deshalb bereits ein zusätzlicher Spant gefertigt, der den defekten Spant ersetzt. Der defekte Spant wurde von den Tests zurückgestellt.

Die benötigte Kalibrierung der Impact-Energien wurde durchgeführt. Die Lagerung der Spante während der Impacts wurde durch die Impactvorrichtung gewährleistet, die für die gebogenen Prepreg-Spante gefertigt wurde. Hierfür musste die Impactvorrichtung noch an den geänderten Krümmungsradius angepasst werden. Für die 4-Punkt-Biege-Tests an den gebogenen NCF-Spanten wurde auf die Werte der geraden Spante zurückgegriffen und lediglich die resultierenden Delaminationsflächen mit denen der geraden Spante verglichen. Für die Auswertung wurden die geschädigten Bereiche nochmals einer nicht-zerstörenden Prüfung unterzogen. Dabei kam es erwartungsgemäß zu vergleichbaren Delaminationsflächen wie bei den geraden NCF-Spanten.

Um eine Vergleichbarkeit der Versuche mit den Berechnungen zu gewährleisten, wurden alle Spante mit Dehnungsmessstreifen versehen. Zusätzlich dazu wurden der Maschinenweg und die Maschinenkraft aufgezeichnet.

Das gesamte 4-Punkt-Biege-Verfahren wurde vor dem ersten zerstörenden Test an einem gebogenen NCF-Spant nochmal einem „test-readiness-review“ unterzogen. Dabei kam es zu keinen Auffälligkeiten.



**Abbildung 71: Gekrümmter NCF-Spante nach dem Versagen**

Bei dem ersten zerstörenden 4-Punkt-Biege-Test kam es zu einem unerwarteten Versagen des Spants. Dabei versagte der, in Bezug auf das Flugzeug, außenliegende Gurt außermittig. Erwartet war jedoch ein Versagen des innenliegenden Gurts im Bereich des Impacts. Entsprechend wurden die Versuche gestoppt und die Prüfung der verbleibenden vier NCF-Spante zurückgestellt bis in enger Absprache mit AIRBUS ein geändertes Prüfverfahren erarbeitet wurde.

Die verbliebenen vier Spante wurden zur Überarbeitung an AIRBUS gesandt, wo Aluminium-Schienen an den außenliegenden Gurt laminiert und anschließend vernietet wurden (siehe Abbildung 72).



Abbildung 72: Überarbeitete NCF-Spante

Die überarbeiteten Spante wurden dann weiter für die 4-Punkt-Biegeversuche verwendet. Alle noch vorhandenen Spante hatten bereits I3-50J Impacts im innenliegenden Gurt. Durch die Kombination aus Impact und verstärktem Außengurt sollte ein eventuell auftretendes Versagen des Spants im Bereich des Innengurts stattfinden.

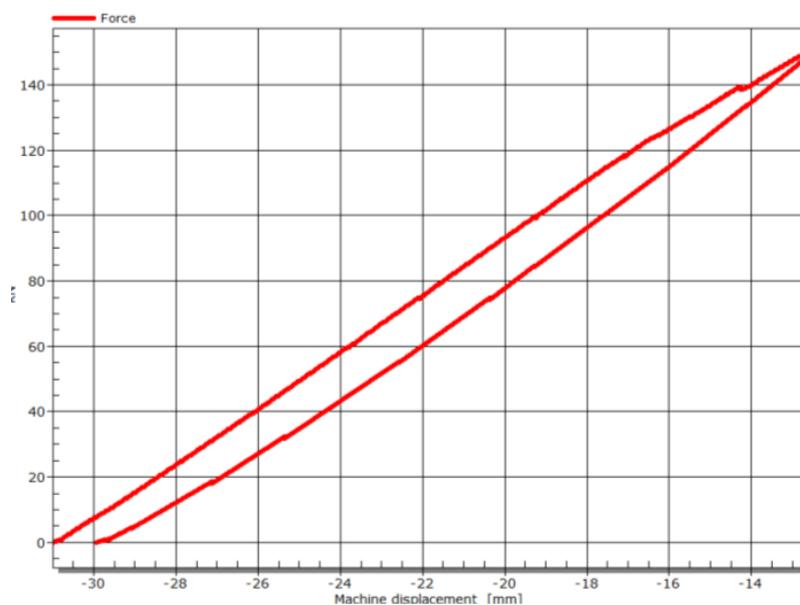


Abbildung 73: Exemplarischer Kraft-Weg-Verlauf für Spant 1064-CONF1-F2A

Ziel der 4-Punkt-Biegeversuche ist nicht zwangsläufig die zerstörende Prüfung der Spante, vielmehr sollen die Dehnungsniveaus an verschiedenen Stellen des Spants überprüft werden um Design-Vorgaben zu bestätigen.

Während der Versuche an den verbliebenen vier Spanten trat kein Versagen auf. Alle Spante erreichten die maximale Last von 150kN, die durch die Prüfvorrichtung aufgebracht werden kann. Dabei versagte zwar an einigen Stellen die Klebschicht zwischen Spant und Aluminium-Verstärkung, die Nieten trugen die Lasten weiter. Durch dieses lokale Versagen und vermutlich durch nicht-reversible Verformungsprozesse in der Aluminium-Verstärkung zeigt die Last-Stauchungskurve eine leichte Hysterese.

Die Dehnungswerte in den beiden Gurten erreichten sehr hohe Niveaus, trotz der Vorschädigung durch den Impact. Alle Spante erreichten über 11.000 $\mu\text{m}/\text{m}$  Dehnung in Zugrichtung im innenliegenden Gurt, sowie über -6.500 $\mu\text{m}/\text{m}$  Dehnung im außenliegenden Gurt (siehe Abbildung 74) und erfüllten somit die geforderten Design-Vorgaben.

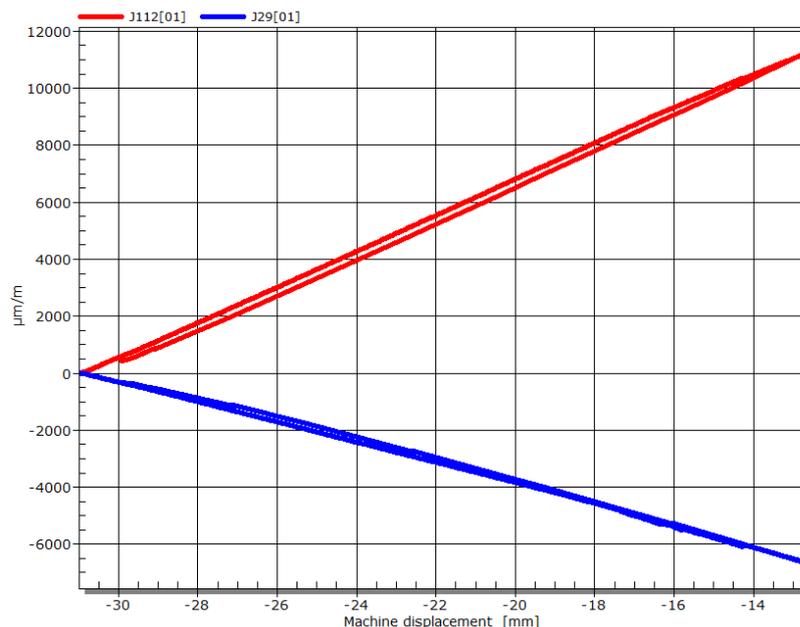


Abbildung 74: Dehnungsmesswerte im außenliegenden Gurt (rot) und innenliegenden Gurt (blau)

Die Messdaten wurden vollständig an den Projektpartner AIRBUS übergeben und das SAP 1.1.5 damit abgeschlossen.

### 2.2.4.3. Validierung der Materialeigenschaften im realen Fertigungsprozess über Traveler-Coupons

Zwar eignen sich die 4-Punkt-Biegeversuche um Belastungsgrenzen des Materials unter realistischer Berücksichtigung von Geometrie, Fertigung und Belastungszustand zu ermitteln, zur Bestimmung von z.B. Steifigkeiten ist dieser Versuch jedoch nicht geeignet. Um dennoch möglichst viele Einflüsse des Fertigungsprozesses zu berücksichtigen, werden ergänzend zu den Biegeversuchen Kennwerte in Couponversuchen ermittelt, bei denen die Probekörpern aus dem Spant entnommen werden. Die Präparation dieser Probekörper ist wesentlich aufwendiger als die Herstellung von Proben aus einer Prüfplatte. Da die Prüfkörper nur aus ebenen Bereichen der Spante entnommen werden können, ist es dennoch nicht möglich Effekte aus der Bauteilkrümmung zu erfassen. Im Rahmen des Vorhabens Effekt wurden aus jedem NCF-Spant (gerade und gekrümmt) Zug-

und Druckproben aus dem Steg und den Gurten hergestellt. Hierfür wurde der Spant zunächst in ebene Teilplatten zerlegt. Die Gurt- und Steglamine wurden im Ultraschall Impuls-Echo Verfahren abgescannt, um den Prüfkörper in fehlerfreien Bereichen zu positionieren und Toleranzen in Form von Dickenschwankungen beurteilen zu können. Für jeden einzelnen Probekörper wurde ein separates LDS erstellt das die Position der Entnahme aus dem Spant definiert (siehe Abbildung 75).

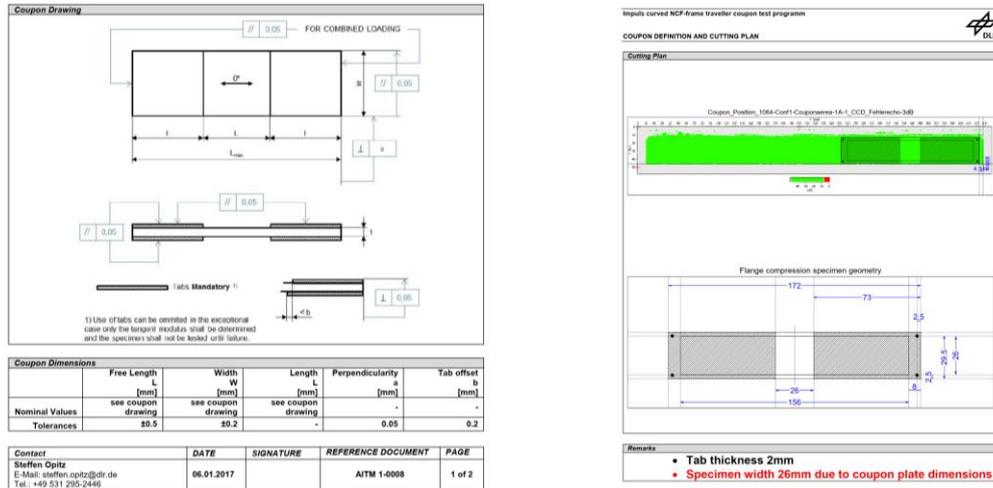


Abbildung 75: Beispielhafter Auszug aus einem LDS für Fertigung eines Traveler-Coupons

Nachdem jeder Probekörper einzeln mit Aufleimern versehen wurde, erfolgt der finale Zuschnitt. Eine erneute Ultraschallprüfung ist notwendig, um ggf. durch die Probenpräparation eingebrachte Schäden zu entdecken. Nach der Vermessung der Proben müssen insbesondere Traveler-Coupons im Bereich der Aufleimer häufig mechanisch nachbearbeitet werden, um die in den Normen geforderten Toleranzen zu erreichen. Wenn die Proben dann den Anforderungen der Norm entsprechen werden diese im statischen Couponversuch getestet. Neben den von den Prüfmaschinen erfassten Messwerten werden die geprüften Probekörper hinsichtlich ihres Versagens beurteilt und fotografisch dokumentiert.

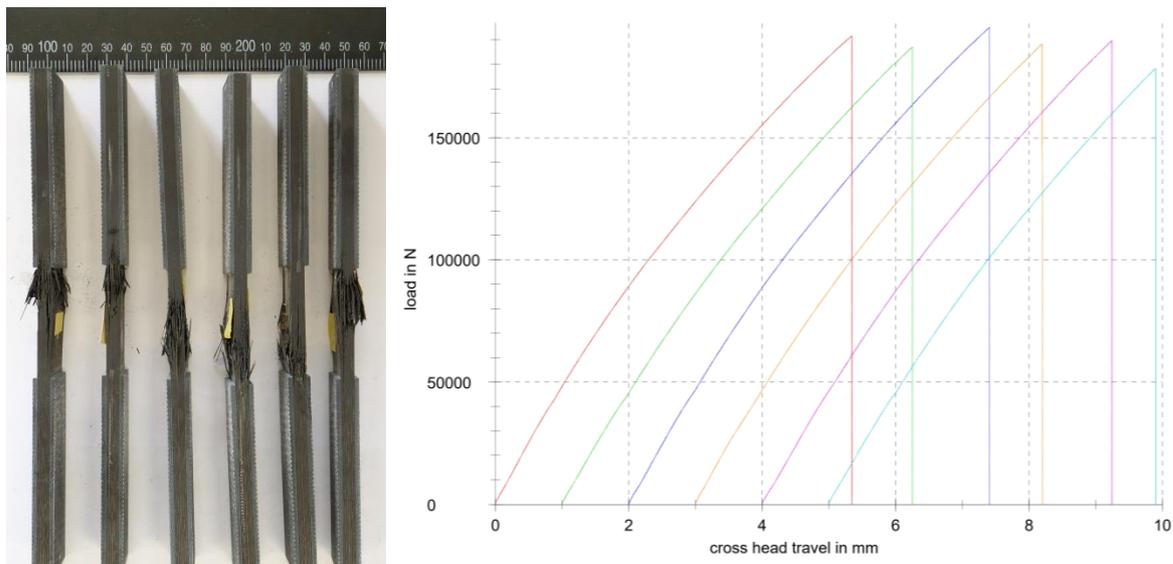


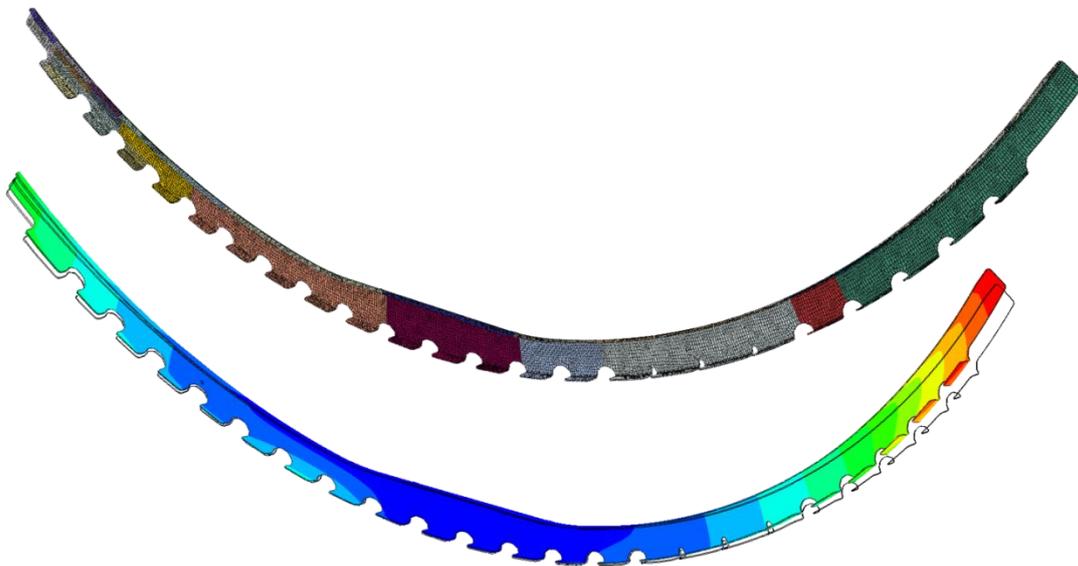
Abbildung 76: Exemplarisches Foto eines geprüften Satzes Traveler-Zugproben und zugehörige Kraft-Weg-Verläufe

## 2.3. Ergebnisse AP 1.2 Integral Frame (Prepreg)

### 2.3.1. SAP 1.2.5 Aushärtetechnologie und neue Werkzeug-konzepte

#### 2.3.1.1. Thermisch- und kostenoptimiertes Formwerkzeug-Konzept

Die Fertigung eines full-scale Integralspants in engen geometrischen Toleranzen stellt eine übergeordnete Herausforderung des IMPULS Projekts dar. Das AP125 fokussiert sich auf die simulationgestützte Vorhersage von Bauteilverzug, die Kompensation im Werkzeug und dem Nachweis der erreichten Spantgeometrie. Abbildung 77 zeigt die Spantgeometrie des IMPULS Spants sowie im Vorgriff exemplarisch ein Berechnungsergebnis einer Verzugssimulation



**Abbildung 77: IMPULS Spantgeometrie in Integralbauweise mit integrierten Mouseholes. Farbei deuten Laminatzonen an (Darstellung oben), FE Bild zeigt Verformung durch Spring-in**

In vergleichbaren Fertigungswerkzeugen in heutigen Fertigungslinien wird zumeist auf das Werkzeugmaterial INVAR zurückgegriffen. Diese auch als Nickel36 bekannte Legierung zeichnet sich durch eine sehr geringe Wärmeausdehnung aus (1.7-2.0 ppm/K). Diese Größenordnung der Wärmeausdehnung ist mit dem Verhalten ausgehärtetem CFKs vergleichbar, so dass davon ausgegangen wird, dass es im Fertigungszyklus, u.a. bei der Abkühlung von der Aushärtetemperatur von ca. 180°C auf Raumtemperatur zu vernachlässigbarer Bauteil-Werkzeug Interaktion aufgrund unterschiedlichem Ausdehnungsverhalten kommt. Nachfolgende sich Eigenschaften für die gebräuchlichen metallischen Werkzeugmaterialien zusammengefasst. Wie zu sehen ist unterscheidet sich INVAR deutlich von den anderen Werkzeugmaterialien im Bereich der Wärmeleitfähigkeit und der Wärmeausdehnung.

Die mechanische Bearbeitung von INVAR wird allgemein als herausfordernd eingestuft, nicht zuletzt aufgrund der geringen Wärmeleitfähigkeit, was zu langsamen Fräsprozessen führt. Durch die nahezu ausschließliche Nutzung im Luftfahrtbereich ist die Anzahl an Firmen, die die Fertigung von INVAR Werkzeugen anbieten limitiert. Zudem liegt der Werkstoffrohmaterialpreis deutlich über dem von Stahl und Aluminium. INVAR Werkzeuge sind somit in der Regel deutlich teurer als vergleichbare Konfigurationen aus Stahl. Jeder Spant, der in Integralbauweise umgesetzt werden soll, weist eine einmalige Geometrie auf. Dies wird insbesondere durch die lokale Dickenvariation

der Haut (Fuselage skin) am Interface zum Spant bedingt. Die führt dazu das für jeden Spant ein eigenes Werkzeug benötigt wird. Folglich besteht großes Interesse kostenintensive Invarwerkzeuge durch Stahlwerkzeuge zu ersetzen, auch wenn dies höhere Anforderungen an die Verzugssimulation stellt.

	Einheit	S355J2+N	Invar	Aluminium 3.3547
<b>Dichte</b>	kg/dm <sup>3</sup>	7.85	8.00	2.66
<b>Elastizitätsmodul</b>	GPa	210	140-150	71
<b>Wärmeleitfähigkeit bei 23°C</b>	W/mK	54	13	110 -140
<b>spezifische Wärme</b>	J/kg K	461	515	900
<b>Wärmeausdehnung</b>	ppm/K	11.1-12.1	1.7-2.0	24.2

**Tabelle 5: Eigenschaften für die gebräuchlichen metallischen Werkzeugmaterialien**

In der heute üblichen sogenannten differentiellen Bauweise, werden Spantprofile mittels Clips und Cleats mit der Rumpfhaut verbunden. Dies bringt eine gewisse Toleranzkompensationsmöglichkeit mit sich, die aus Montagesicht zu begrüßen ist. Andererseits

Der hohe Aufwand für Niet- und Bohrprozesse, als auch die immense Komplexität von Fügevorrichtungen stehen dem gegenüber und sind indirekt ebenfalls Treiber für die Integralspantentwicklung.

Die Einsparung dieser Prozesse, und insbesondere die Reduktion der Nietoperationen (vollständige Substitution von Differentialbauweise durch Integralbauweise) um mehr als 20000 Nieten pro Flugzeug verspricht deutliches Kosteneinsparpotential. Mit einem konservativ geschätzten Kostensatz für das Setzen eines Niets (Bohren, Inspektion, Niet, Niet setzen) von 20-50€, ergeben sich unmitelbar

Die Einführung des Integralspantes, in einem Szenario in dem mit INVAR-Werkzeugen gearbeitet wird stellt einen nennenswerten Kostentreiber dar. Im Rahmen des IMPULS Projekt wurde sich daher seitens der Partner COTESA und DLR das Ziel gesetzt Stahlwerkzeuge für die Fertigung von Integralspanten zu verwenden. Diese Entscheidung adressiert die Einsparung der zuvor skizzierten, vergleichsweise hohen Kosten für INVAR-Werkzeuge. Bedingt durch die vergleichsweise starke Wärmeausdehnung von Stahl im Prozess, erfordert diese Materialfestlegung einen adäquaten Kompensationsprozess zur Vermeidung von fertigungsinduzierten Formabweichungen der Verbundstrukturen. Wie im weiteren Verlauf gezeigt wird, wurde im Rahmen des Projekts ein neues Verfahren etabliert, das die Fertigung von full-scale Integralspanten ermöglicht, die die engen Formtoleranzen seitens AIRBUS erfüllt. Das zur Demonstration umgesetzte Stahlwerkzeug kostete in der Umsetzung 65 k€.

#### *Auf- bzw. Ausbau des Simulationsmodells und der Simulationsskette für Prepregspant*

Die Rahmenbedingungen des Arbeitspakets 1.2.5 des Projekts IMPULS entsprechen einem typischen „Zuliefererszenario“, wie es im Bereich der Verbundteilerfertigung im Luftfahrtbereich oft zu beobachten ist. Ein derartiges Szenario lässt sich wie folgt charakterisieren:

Die Bauteilentwicklung inkl. der Definition der Nominalgeometrie, der Materialfestlegung, der strukturellen Auslegung mit Lagenaufbaudefinition findet beim OEM statt (Wie z.B. Airbus im IMPULS Projekt).

Diese Nominaldaten werden zzgl. der OEM-spezifischen Fertigungsvorgaben, wie z.B. Autoklavprozessdefinitionen und –grenzen an den Zulieferer/Fertiger (Supplier) übermittelt.

Der Zulieferer übernimmt dabei üblicherweise die Aufgabe der Werkzeugkonzeptionierung, -konstruktion und die Beschaffung. Die Problemstellung/Herausforderung der Werkzeugkompensation liegt somit beim Zulieferer (Problem owner).

Unabhängig wie der Zulieferer diese realisiert besteht die Aufgabe darin Verbundstrukturen gemäß der vom OEM vorgegebenen Toleranzgrenzen zu fertigen.

Während für linear extrudierte Profile und einfache Querschnittsformen oft erfahrungsbasiert kompensiert werden kann, ist dies für gekrümmte C-Profile, mit variablen Wandstärken, mit Mouseholes, mit in Umfangsrichtung versteiftem Innengurt nicht verlässlich möglich.

Iterative Prozesse mit mehrfachem Korrigieren von Werkzeugformen sind theoretisch denkbar. aus Kostengründen und dem mangelnden Lernprozesse ist dieses Vorgehen jedoch nur bedingt praktikabel, insbesondere aufgrund der großen Bauteilabmessungen die besonders große Metallbearbeitungszentren erfordern.

Für komplexe Spantstrukturen überlagern sich verschiedenste Einflüsse. Diese sind material- und lagenaufbaubedingt oder eine Folge der Geometrie. Es kann zu Verstärkungen oder teilweise zum Entgegenwirken einzelner Verzugsphänomene kommen. Für den Zulieferer ergibt sich somit unmittelbar der Bedarf einem validen Kompensationsvorgehen, das sicherstellt die unweigerlich auftretenden Formveränderungen einer gefertigten CFK Struktur zu kompensieren. Gleichzeitig steht der Zulieferer einer Kombination verschiedenartiger Herausforderungen gegenüber.

1. Einerseits erfordert die numerische Simulation von Aushärtevorgängen fundierte Kenntnisse im Bereich der Finite-Element-Simulationen. Diese Expertise und die damit verbundene Infrastruktur (FE Software, wie z.B. ABAQUS CAE) sind nicht zwangsläufig Teils des Portfolios eines Zulieferbetriebs, der auf die Fertigung von CFK Strukturen spezialisiert ist.
2. In der Literatur beschriebene Verfahren erfordern eine detaillierte Charakterisierung auf Reinharzbasis. Die Erhebung der Simulationsparameter obliegt zumeist dem OEM, ist zumeist über IP-Rechte geschützt und gehört nicht zu den Daten, die dem Fertiger zur Verfügung gestellt werden. Die Erhebung eigener Daten ist (sofern überhaupt seitens des Materialherstellers zulässig) mit erheblichen Kosten verbunden und belastet die Kostenbilanz nachteilig.
3. Wirtschaftlicher Kostendruck im Wettbewerb mit anderen Zulieferern ist ein weiterer kritischer Aspekt. Die Kompensation muss zwingend erfolgen, um Bauteile in Nominalform zu fertigen. Der Aufwand für die Berechnung und Umsetzung der Kompensation sollte demnach minimal sein, um wettbewerbsfähige Angebote machen zu können.
4. Prozessmodifikation außerhalb der OEM Vorgaben oder Laminataufbauänderungen (die theoretisch Einfluss auf die Bauteilform haben können) sind dem Zulieferer möglich, da sie die strukturelle Integrität des Bauteils beeinflussen können. Zudem ist der Zulieferer verpflichtet die Konformität zu den vom OEM genannten Prozessvorgaben nachzuweisen.

Das im Rahmen des Projekts erarbeitete Vorgehen adressiert direkt das zuvor skizzierte Zuliefererszenario und grenzt sich damit von den in der Fachliteratur verfügbaren Ansätzen ab.

### *Deformationskompensation der Formflächen*

Fertigungsinduzierte Deformationen von Verbundstrukturen sind auf eine Kombination verschiedener Einzeleffekte zurückzuführen. Wichtigster Treiber für Verzug ist das richtungsabhängige Materialverhalten des lagenbasierten Verbunds. Insbesondere die mechanischen und auch Temperaturendeckungsunterschiede zwischen der faserdominierten Laminatenebene und der harzdominierten Laminatdickenrichtung bedingen Verzugphänomene wie Spring-in. Übertragen auf einer einfachen Geometrie wie einen linear extrudierten L-Winkel bedeutet Spring-in eine Annäherung der Flanken nach dem Prozessieren und somit einer Verkleinerung des eingeschlossenen Winkels zwischen beiden Flanken. Auf der Ebene eines gekrümmten C-Profiles muss jedoch mit komplizierten Kopplungen gerechnet werden. Strukturen zeigen in diesem Fall nicht nur eine Querschnittsveränderung. Stattdessen initiieren die lokal auftretenden Querschnittsveränderungen globale Geometrieänderungen. So sind für Spante, unabhängig ob mit Z- oder C-Profilquerschnitt, stets Verdrillungen zu erwarten. Diese Verdrillungen werden durch den Spring-in Effekt erzeugt und übertragen sich entlang des gesamten Bauteils aufgrund der gekrümmten globalen Form. Da Spring-in eine materialgruppenspezifische Herausforderung des lagenbasierten Verbunds ist, und somit unweigerlich Verzug initiiert, ist auch stets mit der Verdrillproblematik zu rechnen. Detaillierte Untersuchungen und eine Demonstration Problematik im Montageprozess ist im Rahmen des IMPULS Projekt erarbeitet und in [L7] veröffentlicht worden.

Der Grundgedanke der Verzugskompensation basierend auf Simulation ist, dass berechnete Verzüge in ihrer Wirkrichtung umgekehrt werden und vektoriell gedacht zu Nominalkontur einer Struktur addiert werden. Man spricht vom sogenannten „Vorhalten“. Dieses einfache Vorgehen entspricht einer linearen Kompensation. Theoretisch erfordert die Kompensation die Berücksichtigung nichtlinearer Effekte, wie in [L11] beschrieben ist. Aufgrund der üblichen Verzugsmagnituden für Luftfahrtfaserverbundmaterialien zeigt sich jedoch, dass bereits die lineare Kompensation oft hinreichend genaue Ergebnisse liefert. Dennoch sei angemerkt, dass ein zwei- oder dreistufiger Prozess noch bessere Ergebnisse denkbar macht.

Für die Spantthematik im Projektfokus bedeutet dies dass mit einem Bedarf zur Kompensation globaler Verdrillungen zu rechnen ist. Dieses Vorgehen stellt jedoch oft das Werkzeugkonzept in Frage, da das vollflächige dreidimensionale Kompensieren der Werkzeugformflächen zum einen signifikant höheren Kosten in der Werkzeugfertigung erzeugt aber andererseits Abgleitvorgänge zwischen Werkzeugteilen im Werkzeugkonzept negativ beeinträchtigt bzw. gar verhindert.

Im Projekt wurde daher ein sogenanntes „Pragmatisches Kompensationsvorgehen“ entwickelt. Dieses Vorgehen greift Erfahrungen des Partners Cotesa mit einem im Vorfeld gefertigten Spantkörper auf, der eine sehr geringe Torsionssteifigkeit aufweist. Das bedeutet, dass aufgrund der großen Spantlänge nur geringe Kräfte notwendig sind, um den Spant im Bereich des Webs auf eine Ebene zu halten. Für den IMPULS Spant wird eine Kombination auf lokaler Kompensation der Querschnitte und einer globalen Kompensation des Spantradius vorgenommen, wobei letztere Information aus einer FE Rechnung gewonnen werden. Die erfahrungsbasierte Torsionssteifigkeit für C-Profilquerschnitte nach A.Föppl, berechnet mit

$$I_T = \frac{1.12}{3} \sum L_i t_i^3$$

lässt erahnen dass dieses Vorgehen seine Einschränkung haben kann, wenn die Wandstärken der Spantabschnitte zunehmen. Die Laminatstärke der Spantabschnitte geht mit der dritten Potenz in die gesamte Torsionssteifigkeit ein. Eine Verdopplung oder Verdreifachung der gesamten Lami-

natdicke führt somit zu einem 8- bzw. 27- fachen der Torsionssteifigkeit. Für dickwandige Strukturen muss daher das Vorgehen besonders analysiert und ggf. modifiziert werden.

### *Simulationsvorgehen*

Die Besonderheiten des Zuliefererszenarios prägen die Gestaltung eines auf Verzug fokussierten Simulationsvorgehens. Klassische Methode, wie sie in der Literatur zu finden sind, beginnen zu meist auf der Mikroebene und bilden das sich während der Aushärtung stark ändernde mechanische Verhalten des Reinharzes detailliert ab. Diese Reinhatzinformationen werden dann mittels Mischungsregeln mit den linear-elastischen Kenngrößen der Fasermaterialien verrechnet (Mischungsregeln) und ergeben schließlich das zeitabhängige, im Prozess sich verändernde mechanische Verhalten einer Einzellage. Typische Beispiele sind das CHILE Modell, welches von Johnston detailliert beschrieben wird [L1] oder auch visko-elastische Formulierungen, wie z.B. bei Hein [L6] beschrieben werden.

Aufgrund des Zuliefererszenarios im Zusammenspiel von Airbus, DLR und Cotesa, konnten diese Verfahren nicht eingesetzt werden. Es stand weder Reinharz zur Verfügung noch waren die benötigten mechanischen Kenngrößen (3D Ingenieurskonstanten) für die Fasern zur Verfügung.

Stattdessen war die Nominalgeometrie des Spants, Grenzen der Autoklavprozesszyklen, sowie das zu verwendende Material bekannt. Als Teil der Nominalgeometrie waren ebenfalls die Laminataufbauten des Spants in den verschiedenen Zonen bekannt.

Die verfolgte Herangehensweise im Projekt war die Applikation und Erweiterung des am DLR entwickelten phänomenologisch-numerischen Ansatzes zur Verzugsvorhersage für den full-scale Spant, welches in [L4] detailliert beschrieben worden ist.

Die prinzipielle Eignung und die Leistungsfähigkeit des Ansatzes wurden bereits im Vorfeld des Projekts für ähnliche Spantstrukturen nachgewiesen [L12]. Die Idee der simulationsbasierten Kompensation der Nominalgeometrie wurde erfolgreich im Rahmen des IMPULS Projekts verifiziert [L10].

Die wesentliche Herausforderung, der sich im Projekt angenommen wurde, war die Definition und Erprobung eines Vorgehens zur Simulationsparameterbestimmung. Insbesondere das Abbilden der lagenaufbauspezifischen Unterschiede stand im Fokus. Als Zielsetzung sollte ein zonenbasiertes Vorgehen erarbeitet werden, das folgende Informationen bereitstellt.

$$\text{Simulationsparameter} = f(\text{Zoneninformation})$$

Der Grundgedanke war es ein Vorgehen analog zum Strukturauslegungsprozess zu etablieren, das zonen- und damit lagenaufbaubasiert Simulationsparameter bereitstellen kann.

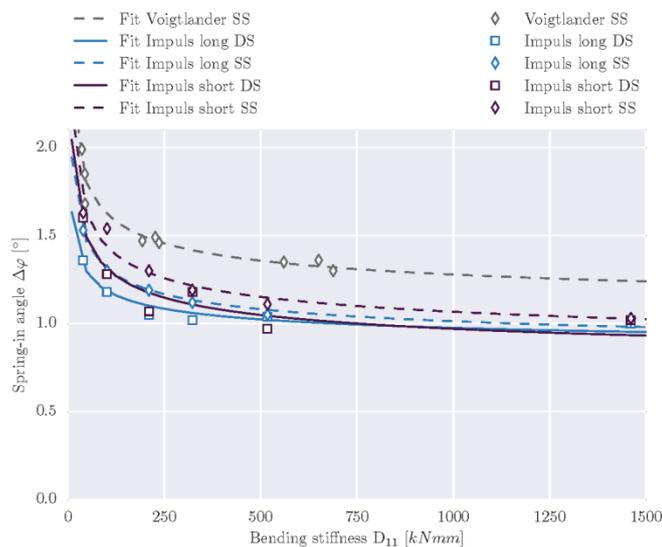
In der Fachliteratur sind Indikationen zu finden das Spring-In Deformationen mit zunehmender Laminatdicke abnehmen. Entsprechende Untersuchungen wurden von Wisnom [L5] vorgestellt. Eigene Untersuchungen zeigen ebenfalls einen Trend dass mit zunehmender Laminatdicke [L14] [L15] Verzugsamplituden abnehmen. Diese Erkenntnisse deuten somit an, dass entlang einer Spantstruktur mit variierendem Verzugsverhalten zu rechnen ist.

Aus Konstruktions- bzw. Auslegungssicht ist die Klassifizierung von Verzug basierend auf Laminatdicken jedoch nicht günstig, da Lagenaufbauvariationen im Parameter Laminatdicke nicht berücksichtigt werden können. Untersuchungen von Voigtländer [L2] legen einen direkten Einfluss des Lagenaufbaus nahe. Voigtländer untersuchte Lamine konstanter Lagenanzahl und mit gleichen Lagenorientierungsanteilen, um den Einfluss der Lagenreihenfolge zu quantifizieren. Die L-Winkel basierten Untersuchungen zeigen, dass Lamine mit der höchsten Biegesteifigkeit die ge-

ringsten Spring-in Verformungen zeigten. Ähnliche Schlussfolgerungen wurden in Untersuchungen zum Interaktionsverhalten während der Fertigung formuliert [L14].

Basierend auf diesen Vorarbeiten wurde der Parameter der Laminatbiegesteifigkeit als geeignet eingestuft, um ein zonenbasiertes Simulationsparametermodell zu definieren. Als Konsequenz dieser Festlegung wurde eine experimentelle Studie auf L-Winkelbasis konzipiert. Diese Studie umfasste das Fertigen sechs ausgewählter Laminatkonfigurationen des IMPULS Spants, die das gesamte Lagenaufbauspektrum abdeckt. Diese Studie umfasst die Fertigung von Probekörpern mit zweiseitigem und einseitigem Werkzeug, um den Einfluss des Werkzeugkonzepts abzubilden, die bisher in der Literatur nur unzureichend Beachtung fand.

Für die Spantfertigungsstrategie, die im Projekt verfolgt wird, ist besonders die zweiseitige Fertigung von Interesse, da strenge Oberflächenanforderungen an die Spantinnen- und die Spantaussenseite gestellt werden. Abbildung 78 zeigt die bestimmten Messdaten sowie darauf basierende Fittingergebnisse.



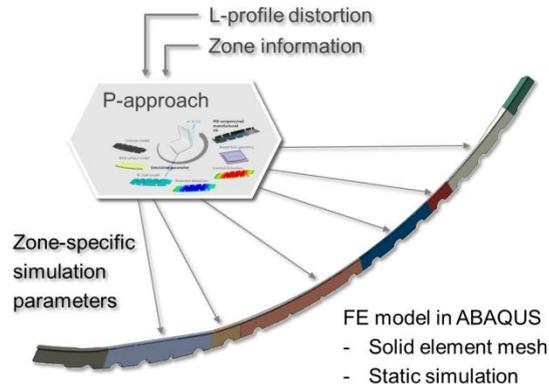
**Abbildung 78: Ergebnisse der experimentellen L-Winkel Studie inkl. berechneter Spring-in Referenzkurven**

Die dargestellten Kurven werden als „Spring-in reference curve(s)“ bezeichnet. Die zugrundeliegende Fittingfunktion ist wie nachfolgend gezeigt definiert.

$$\Delta\varphi = a \cdot e^{-b \cdot D_{22}} + c$$

Die Modellparameter  $a, b, c$  sind demnach Ergebnisse der L-Winkelstudien, und sind somit erwartungsgemäß materialspezifisch. Generell bestätigen die Ergebnisse die Indikationen der oben genannten vorherigen Untersuchungen, dass mit zunehmender Biegesteifigkeit (und auch Dicke) die Spring-in Verformungen leicht abnehmen, wobei ab einem Wert  $D_{22}$  von ca.  $500 kNm$  die Ergebnisse ein Plateau im Bereich von  $1^\circ$  Spring-in andeuten.

Das Anwendungsschema des „P-approach“ Vorgehens ist in Abbildung 79 skizziert. Die experimentell bestimmten Spring-in Referenzkurven erlauben die Zuordnung zonenspezifischer Simulationsparameter und erlauben so das Abbilden der lokalen Inhomogenität.



**Abbildung 79: Idee der Spring-in-reference-curve im Zusammenhang mit Spantstrukturen**

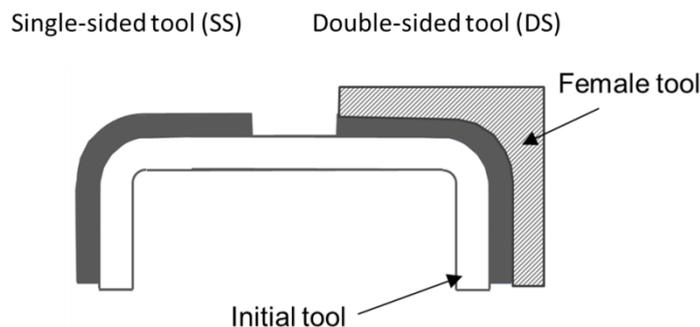
Als mechanische Eingangsgrößen für diese Methode dienen die linear-elastische Materialparameter aus dem Datenblatt des Materials (analog zur Strukturauslegung). Basierend auf denen werden mittels der Klassischen Laminattheorie (auch CLT bezeichnet) die D-Matrizen der Laminatkonfigurationen berechnet. Die Koeffizienten der D-Matrix berechnen sich mit

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \bar{Q}_{ij} \cdot (h_k^3 - h_{k-1}^3)$$

Unter Berücksichtigung der typischerweise verwendeten Koordinatensysteme für Spante, mit der globalen Laminat X-Richtung ausgerichtet entlang der Rumpf-Umfangsrichtung stellt der Parameter  $D_{22}$  den relevanten Koeffizienten der D-Matrix dar.

*Durchführung von Fertigungsverfahren als Parameterquelle*

Zur Generierung einer Simulationsparameterdatenbasis wurden verschiedene Konfigurationen von L-Winkel Probekörpern gefertigt. Die Konfigurationen wurden so ausgewählt, dass das  $D_{22}$  Spektrum der Spantlagenaufbauten abgedeckt wurde. Wie angedeutet wurde im Projekt ein zweiseitiges Werkzeugkonzept verfolgt. Die in der Literatur verfügbare Datenbasis erlaubte zum Startzeitpunkt der Arbeiten keine verlässlichen Erkenntnisse über die Bedeutung dieser Vorgabe hinsichtlich Spring-in Verformungen. Es wurden daher L-Winkel mit ein- und zweiseitigen Werkzeugen gefertigt, wie nachfolgend skizziert.



**Abbildung 80: Einseitige und zweiseitige Werkzeuge für die L-Profilherstellung**

Der Einfluss der Prozessführung auf das Verzugsverhalten ist für Prepregprozesse in der Literatur ebenfalls nur unzureichend untersucht. Kleineberg [L4] liefert in seiner Dissertation Hinweise dass

eine langsame Prozessierung zur Reduzierung von Spring-in führt, wobei in dieser Studie Infusionslaminat untersucht wurden und die Prozessvariationen keine OEM Vorgaben berücksichtigten. Für das Projekt IMPULS wurden die von Airbus vorgegebenen Prozessgrenzen berücksichtigt. Für die Fertigung der Probekörper wurden daher der kürzeste und der längste zulässige Fertigungsprozess berücksichtigt. Beide Zyklen sind nachfolgend dargestellt.

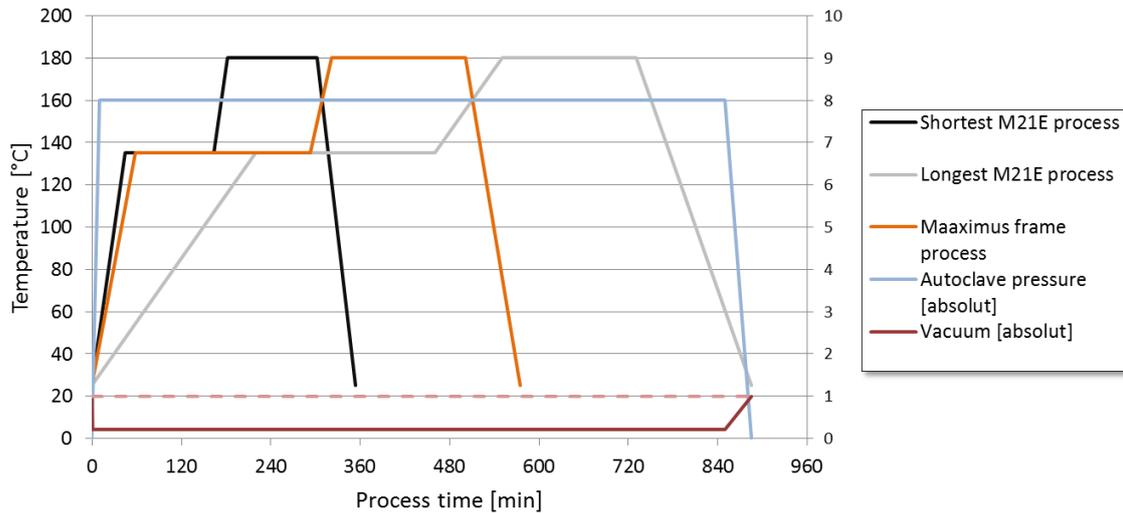


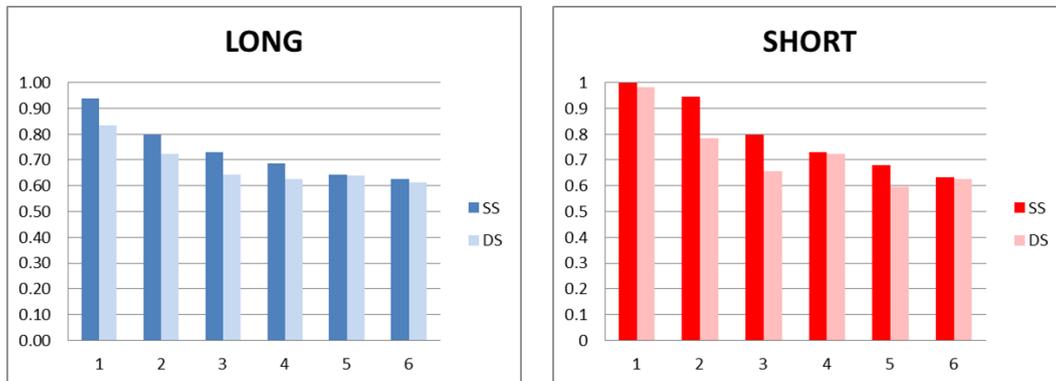
Abbildung 81: Prozessgrenzen für M21E

Um Prozessschwankungen zwischen den einzelnen Zyklen auszuschließen, wurden Probekörper mit einseitigem und zweiseitigem Aufbau in einem Autoklavgang gefertigt. Abbildung 82 zeigt dies.



Abbildung 82: L-Winkel Fertigungsaufbau

Abbildung 83 zeigt die gewonnenen Daten in normierter Form. Die Ergebnisse zeigen dass die Fertigung mit zweiseitigen Werkzeugen in allen Fällen zu leicht reduzierten Verzügen führt. Zudem zeigen die Daten, dass die Fertigung mit dem kürzest-möglichen Prozess zu leicht höheren Verzug führt.

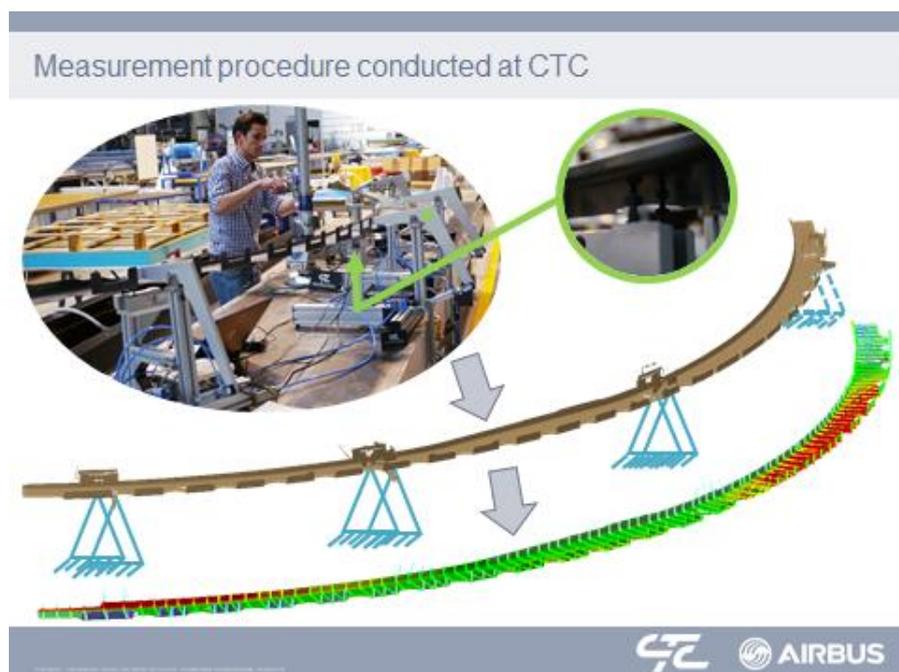


**Abbildung 83: Normierte Ergebnisse der L-Winkelstudie zeigen Effekte des Werkzeugkonzepts und der Prozessführung**

Die gewonnenen Daten wurden für die Berechnung der Spantverformung verwendet. Hierzu wurde ein FE Modells des Spants mittels ABAQUS aufgebaut.

#### *Validierung der Ergebnisse mittels Full-Scale Demonstratoren*

Die Validierung der Verzugsvorhersagen wurde im Projekt mittels full-scale Demonstratoren nachgewiesen. Das Werkzeug für die IMPULS Spantkonfiguration (Siehe Bild oben) wurde vom Projektpartner COTESA konzipiert. Die nominale Bauteil- bzw. Werkzeugform wurde basierend auf den durchgeführten Simulationen des DLR mit dem beschriebenen phänomenologisch-numerischen Simulationsansatz kompensiert.



**Abbildung 84: Globale Spantvermessungen des CTC im Unterauftrag des Partners Airbus**

Für die Übergabe der Simulationsergebnisinformationen wurde zwischen dem DLR und Cotesa ein Austauschformat definiert. Das beschriebene „pragmatische Kompensationsvorgehen“ wurde angewendet, so dass der globale Spanradius und die lokalen Querschnitte modifiziert wurden. Die Umsetzung des Werkzeugs erfolgte aus Stahl. Im Rahmen des Projekts wurden durch den Partner COTESA mindestens 10 Spante gefertigt. Der Nachweis der Formtreue wurde vom CTC im Unterauftrag von Airbus ausgeführt.

Detailinformationen zu den durchgeführten Analysen können im Rahmen des DLR Berichts aus IP-Gründen nicht präsentiert werden. Es wird in diesem Zusammenhang auf den IMPULS Abschlussbericht des Verbundführers Airbus verwiesen.

Als Fazit lässt sich sagen, dass die durchgeführten Kompensationsrechnungen die Fertigung der full-scale Demonstratoren innerhalb der gegebenen Formtoleranzen ermöglicht haben.

Die Formtreue der Bauteile und deren Robustheit gegenüber Schwankungen wurden erfolgreich nachgewiesen. Die technologischen Anforderungen für den TRL6 wurden erfüllt und noch während der Projektlaufzeit erfolgreich abgeschlossen.

#### *AP-spezifische Literaturliste*

[L1]	Johnston AA. An Integrated Model of the Development of Process-Induced Deformation in Autoclave Processing of Composite Structures. PhD Thesis, University of British Columbia, 1992
[L2]	Voigtländer S. Parameterstudie: Spring-in Effekt von Faserverbundbauteilen mit duroplastischer Matrix unter Verwendung des Autoklavverfahrens, Master thesis, University of applied science Mittweida, Mittweida, 2014
[L3]	Kleineberg M. Präzisionsfertigung komplexer CFK-Profile am Beispiel Rumpfspant. PhD thesis, Technical University Braunschweig, 2008
[L4]	Kappel E. Process Distortions in Composite Manufacturing. PhD Thesis, Otto-von-Guericke University Magdeburg, Germany, 2013
[L5]	Wisnom M, Potter KD, Ersoy N. Shear-lag analysis of the effect of thickness on spring-in of curved composites. <i>Journal of Composite Materials</i> 41:1311, 2007
[L6]	Hein R. Vorhersage und In-Situ Bewertung fertigungsbedingter Deformationen und Eigenstressungen von Kompositen. Dissertation, Technische Universität Carola-Wilhelmina zu Braunschweig, 2019.
[L7]	Kappel E. Distortions of composite aerospace frames due to processing, thermal loads and trimming operations and an assessment from an assembly perspective. <i>Composite Structures</i> , Vol. 220, pp. 338-346, 2019
[L8]	Kappel E. A zone-based approach to predict process-induced distortions of composite structures based on a ‘spring-in reference curve’. <i>Composite Structures</i> , Vol. 209, pp. 143-149, 2019
[L9]	Kappel E. Meshing recommendations for the P-approach application in ABAQUS – A tool for pheno-numerical spring-in prediction. <i>Composite Structures</i> , Vol. 203, pp. 1-10, 2018
[L10]	Kappel E. Compensating process-induced distortions of composite structures: A short communication. <i>Composite Structures</i> , Vol. 192, pp. 67-71, 2018
[L11]	Kappel E, Spring-back of preforms - an analogy to spring-in of composite structures, <i>COMMASOL Whitepaper</i> , Germany, May 2016
[L12]	Kappel E, Reinhard B, Roser T. High-rate, spring-in compensated, net-shape manufactur-

ing of RTM-made composite frames within the EU project MAAXIMUS, ECCM17, Munich, Germany, June 2016

[L13] Kappel E, Forced-interaction and spring-in – relevant initiators of process-induced distortions in composite manufacturing. *Composite Structures*, Vol. 140, pp. 217-229, 2016

[L14] Kappel E. Process distortions in prepreg manufacturing – An experimental study on CFRP L-profiles. *Composites Part A*, Vol. 56, pp.27-35, 2014

### Wissenschaftliche Veröffentlichungen aus AP 125

Im Rahmen des Projekts Impuls EFFEKT sind verschiedene wissenschaftliche Studien durchgeführt worden. Diese wurden in Fachmagazinen veröffentlicht. Für die detaillierten Inhalte wird auf die entsprechenden Artikel verwiesen. Nachfolgend finden sich zu jedem Artikel eine Kurzbeschreibung sowie der Link zum Journal.

Titel	Meshing recommendations for the P-approach application in ABAQUS – A tool for pheno-numerical spring-in prediction
Link	<a href="https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318313758">https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318313758</a>
Kurzbeschreibung	Analysen zur Anwendung des phänomenologisch-numerischen Simulationsansatzes und zum Einfluss von FE Netzeigenschaften

*Composite Structures* 203 (2018) 1–10



Meshing recommendations for the P-approach application in ABAQUS – A tool for pheno-numerical spring-in prediction



Erik Kappel  
 DLR, German Aerospace Center, Germany

Titel	Compensating process-induced distortions of composite structures: A short communication
Link	<a href="https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822317327095">https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822317327095</a>
Kurzbeschreibung	Experimenteller Nachweis der Verzugkompensation durch simulationsbasierte Vorhersage und Modifikation der Werkzeugnominalgeometrie

*Composite Structures* 192 (2018) 67–71



Short Communication

Compensating process-induced distortions of composite structures: A short communication



Erik Kappel  
 DLR, Institute of Composite Structures and Adaptive Systems, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany

Titel	A zone-based approach to predict process-induced distortions of compo-
-------	------------------------------------------------------------------------

Link	site structures based on a 'spring-in reference curve' <a href="https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318313606">https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318313606</a>
Kurzbeschreibung	Vorstellung des zonenbasierten phänomenologisch-numerischen Simulationsansatzes

Composite Structures 209 (2019) 143–149



A zone-based approach to predict process-induced distortions of composite structures based on a 'spring-in reference curve'



Erik Kappel

German Aerospace Center (DLR), Institute of Composite Structures and Adaptive Systems, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany

Titel	Distortions of composite aerospace frames due to processing, thermal loads and trimming operations and an assessment from an assembly perspective
Link	<a href="https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318330848">https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318330848</a>
Kurzbeschreibung	Analysen zum Verzugsverhalten von gekrümmten Faserverbundstrukturen aus dem Flugzeugbau sowie dem Einfluss von Besäumungsoperationen auf die globale Form der Strukturen

Composite Structures 220 (2019) 338–346



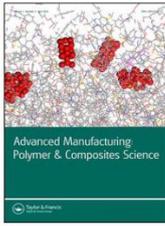
Distortions of composite aerospace frames due to processing, thermal loads and trimming operations and an assessment from an assembly perspective



Erik Kappel

DLR, Institute of Composite Structures and Adaptive Systems, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany

Titel	A controlled recipient evacuation process to form composite profiles from flat multi-angle prepreg stacks – infrastructure and C-profile verification
Link	<a href="https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/20550340.2019.1660455">https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/20550340.2019.1660455</a>
Kurzbeschreibung	Untersuchung zum Einfluss des Warmumformen vollständiger Prepreglagenstapel mittels eines rezipientdruckgesteuerten Verfahrens und dem Einfluss auf Verzug

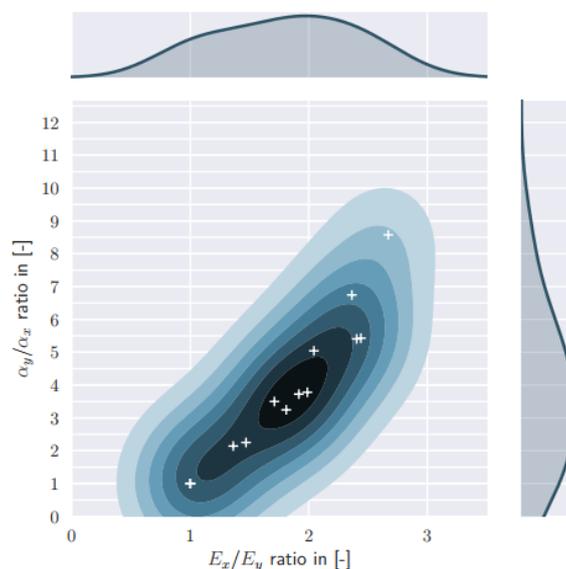


## A controlled recipient evacuation process to form composite profiles from flat multi-angle prepreg stacks – infrastructure and C-profile verification

E. Kappel & M. Albrecht

### Arbeiten im Rahmen der Aufstockung

Der IMPULS-Spant wird aus dem Airbus A350 Serienmaterial (M21E/IMA Prepreg) gefertigt. Dieses Material zeichnet sich durch diskrete, sogenannte Interleaf Schichten aus, die mittels unlöslicher Thermoplastpartikel im Laminat erzeugt werden, um bestimmte Damage-Tolerance Eigenschaften zu realisieren. Die Laminat des Impulsspant zeichnen sich zudem durch ungewöhnlich hochorthotrope Charakteristiken aus. Die Zusammenhänge zwischen Steifigkeitsverhältnissen und Wärmeausdehnungsverhältnissen für die IMPULS-Spant Laminat ist in Abbildung 85 dargestellt. Es wird deutlich das nur ein Laminat der Spantkonfiguration quasi-isotrop ( $E_x/E_y=1$ ) ist, während die anderen Laminat zum Teil stark orthotrop sind ( $E_x/E_y > 1$ ).

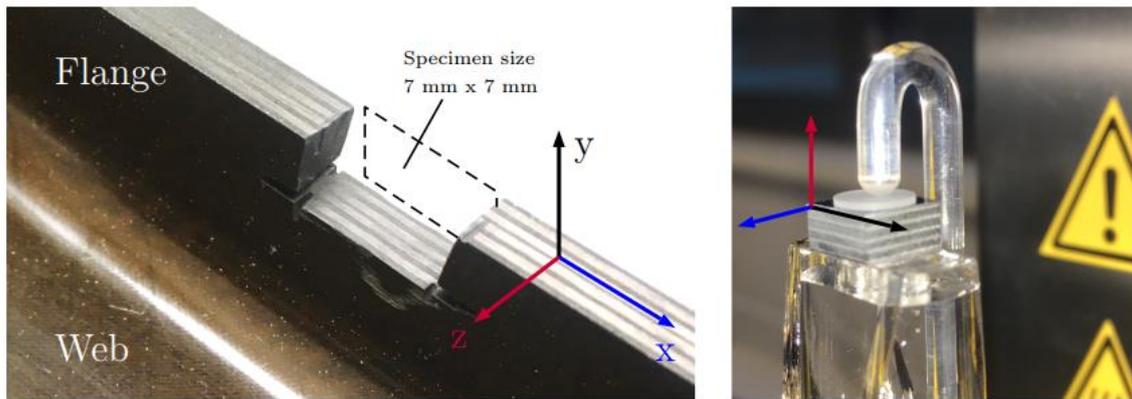


**Abbildung 85: Laminatkonfigurationen des Impulsspant (+ Zeichen) mit zugehörigen Steifigkeits- und Wärmeausdehnungszahlverhältnissen**

Diese Orthotropie geht auch mit der Orthotropie der Wärmeausdehnungskoeffizienten einher, die letztendlich eine Konsequenz der Lagenorientierungsanteile sind. Das Verzugsverhalten gekrümmter Spantstrukturen wird signifikant durch diese Wärmeausdehnungskoeffizienten des Laminats bestimmt. Erste interne Untersuchungen zum Wärmeausdehnungsverhalten von orthotropen Spantlaminaten mit Interleaf-Lagen deuteten Diskrepanzen zwischen Berechnungsergebnissen der Lami-

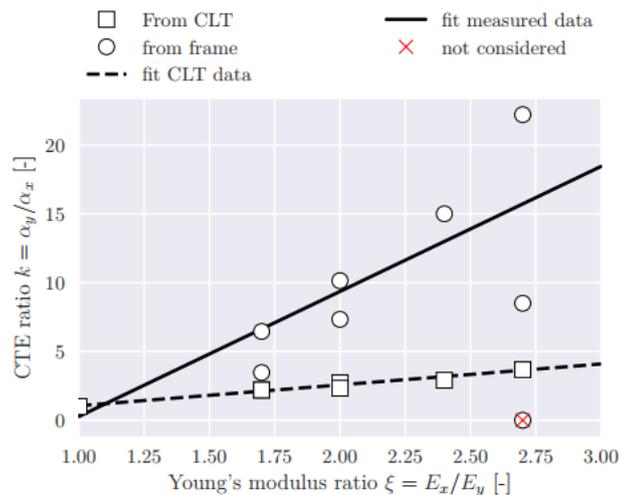
nattheorie und gemessenen Wärmeausdehnungskoeffizienten. Dies birgt die Gefahr, dass fehlerhaft berechnete bzw. unpräzise Wärmeausdehnungseigenschaften zu unpräzisen Verzugsvorhersage und somit fehlerhaften Werkzeugkompensationen führt.

Im Rahmen der Aufstockung wurde eine experimentelle Studie durchgeführt, um die Beobachtung tiefergehend zu untersuchen. Das Ziel der Studie ist die 3D Laminatwärmeausdehnungskoeffizienten von ausgewählten Spantlaminaten zu quantifizieren und mögliche Diskrepanzen aufzuzeigen. Zu diesem Zweck wurden 7 mm x 7 mm große Probekörper aus einem der gefertigten full-scale Spantdemonstratoren generiert und mittels TMA Analysen untersucht. Abbildung 86 zeigt beispielhaft die Probekörpergenerierung sowie eine Aufnahme während des Tests.



**Abbildung 86: TMA Probekörperextraktion sowie Testvorrichtung**

Anhand der Messungen wurden lineare Laminatausdehnungskoeffizienten der Lamine bestimmt. Parallel wurden unidirektionale Proben ausgewertet, um die Grundlage für CLT Analysen bereitzustellen. Gemessene Laminatwärmeausdehnungskoeffizienten wurden mit den CLT-basiert berechneten Werten verglichen. Die Ergebnisse der Studie sind in Abbildung 87 zusammengefasst.



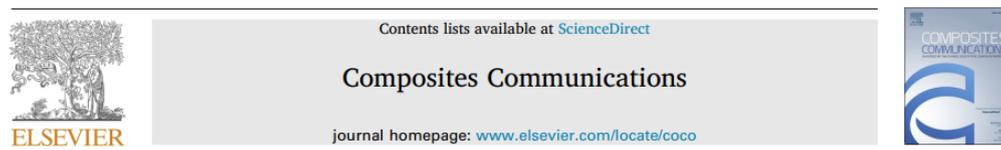
**Abbildung 87: Studienergebnisse. Deutliche Diskrepanz zwischen Berechnung und Messungen nachgewiesen**

Die Ergebnisse zeigen, dass mit zunehmendem Orthotropiegrad eine wachsende Diskrepanz zwischen CLT Vorhersage und Messungen zu beobachten ist. Die Hintergründe dieser Diskrepanz werden in Folgeuntersuchungen analysiert, die jedoch nicht mehr im Rahmen des IMPULS Pro-

jekts abgeschlossen werden konnten. Die Ergebnisse belegen jedoch eindeutig einen Effekt, der mit dem Orthotropiegrad des Laminats in Verbindung zu stehen scheint. In weiteren Untersuchungen wird zu prüfen sein, ob es sich um ein Phänomen handelt das nur für die Gruppe der Interleaf Prepregs oder auch für konventionelle Prepregs, ohne diskrete Interleaf Schichten, relevant ist. Für die vollständigen Details der Studie wird auf die veröffentlichte wissenschaftliche Studie (nachfolgend) verwiesen.

Titel	On abnormal thermal-expansion properties of more orthotropic M21E/IMA carbon-fiber-epoxy laminates
Link	<a href="https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452213919301792">https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452213919301792</a>
Kurzbeschreibung	Untersuchung zum Wärmeausdehnungsverhalten von hochorthotropen Laminaten

Composites Communications 17 (2020) 129–133



Short Communication

On abnormal thermal-expansion properties of more orthotropic M21E/IMA carbon-fiber-epoxy laminates

Erik Kappel\*, Robert Prussak

DLR, Institute of Composite Structures and Adaptive Systems, Lilienthalplatz 7, 38108, Braunschweig, Germany

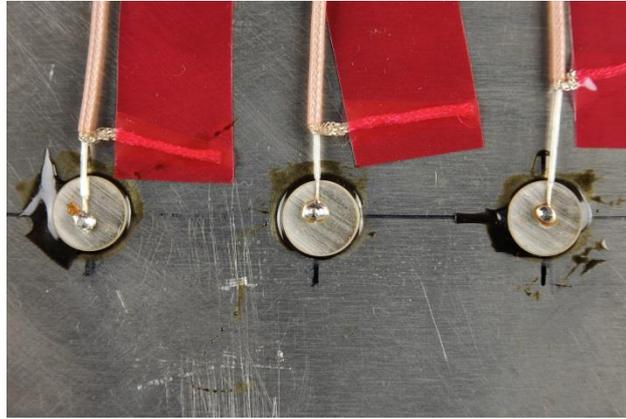
### 2.3.1.2. Sensorisch geregelter Aushärteprozess

Zum Aufbau eines besseren Prozessverständnisses und zum Test der identifizierten Sensortechnologien wurde die Aushärtung des 4-Punkt-Biege-Spant (4PBS) mithilfe verschiedener Sensoren überwacht. Die Luft- und Werkzeugtemperaturen wurden mithilfe von Thermoelementen Typ K erfasst. Zur Aushärteüberwachung wurden Ultraschallsensoren auf das Werkzeug appliziert. Um die Prozessdehnungen während der Aushärtung zu erfassen wurden faseroptische Sensoren (Fiber Bragg, FBG) in den Spant einlaminiert. Zusätzlich wurden dielektrische Aushärtegradsensoren (DEA) zur Bestimmung des Aushärtegrades in das Laminat integriert.

#### Auswahl geeigneter Sensoren

Zur Überwachung der Aushärtung des Bauteils im Autoklaven wurden mehrere Sensortypen in Betracht gezogen und die geeigneten Sensoren ausgewählt. Aufgrund der großen Erfahrung und vielen Eigenentwicklungen mit ultraschallbasierter Prozessüberwachung im DLR bei der Herstellung von Faserverbundbauteilen, wurden diese Sensoren neben dielektrischen Sensoren ausgewählt. Der Vorteil von Ultraschallsensoren liegt darin, dass sie keinen direkten Kontakt zum Bauteil benötigen, wie dies beispielsweise bei den weit verbreiteten dielektrischen Sensoren zur Überwachung der Aushärtung notwendig ist. Dadurch werden keine unerwünschten Abdrücke auf der Bauteiloberfläche verursacht oder die Werkzeugdichtigkeit beeinträchtigt. Zudem wird beim Ultraschallverfahren das Bauteil über die Dicke durchschallt und daraus die Schallgeschwindigkeit ermittelt, mit der die Aushärtung korreliert. Es wird infolgedessen ein Mittelwert über die Dicke gebildet, während bei dielektrischen Sensoren nur die Aushärtung an der Bauteiloberfläche gemessen wird. Diese kann aber stark unterschiedlich zur Bauteilmitte sein.

Das DLR hat kostengünstige, kleine Ultraschallsensoren entwickelt (Abbildung 88), die es erlauben, eine hohe Anzahl von Sensoren ohne große Beschränkungen auf das Werkzeug zu verteilen. Neben der Aushärtung kann auch die Laminatdicke verfolgt werden. Dies erlaubt eine umfangreiche Überwachung wichtiger Parameter der Bauteilqualität.



**Abbildung 88: Kostengünstige Ultraschallsensoren zur Prozessüberwachung**

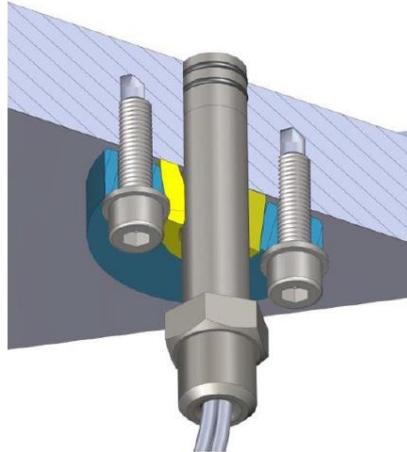
Neben den Ultraschallsensoren wurden auch dielektrische Sensoren der Firma Synthesites für die Prozessüberwachung ausgewählt ([www.synthesites.com](http://www.synthesites.com)). Die Sensoren sind kommerziell verfügbar und für den industriellen Einsatz konzipiert. Ein Vorteil der Sensoren ist, dass sie neben dem elektrischen Widerstand gleichzeitig auch die Temperaturen messen, sodass keine zusätzlichen Temperatursensoren notwendig sind. Im Gegensatz zu den ultraschallbasierten Sensoren wird kein Empfänger auf der Gegenseite des Senders benötigt und damit die Flexibilität erhöht. Es existieren verschiedene Ausführungen, die in Abbildung 89 aufgeführt sind. Die wiederverwendbaren Sensoren messen Harzankunft, Aushärtegrad, Gelpunkt und Temperatur. Die flexiblen Sensoren können für Validierungszwecke in das Laminat eingebettet werden und ermöglichen die Messung des Aushärtegrades oder Temperatur über die Bauteildicke. Der Inline-Sensor erlaubt die Messung des Mischungsverhältnisses von Harz und Härter und ermöglicht eine Anpassung des Infiltrationsprozesses. Der Pot Sensor überwacht das Mischungsverhältnis, die Harzqualität sowie die Alterung des Harzes im Vorratsbehälter.



**Abbildung 89: Verfügbare Sensortypen von Synthesites**

Die Integration der wiederverwendbaren Sensoren erfolgt über eine Bohrung im Werkzeug (Abbildung 90). Am Sensorkopf integrierte Dichtungsringe stellen die Dichtigkeit sicher. Die Abdrücke des Sensors auf der Bauteiloberfläche sind minimal. Das Sensorsignal wird über ein Kabel an die Auswertebox übertragen und nach Aufbereitung an einen verbundenen PC (LAN oder

WLAN) weitergeleitet. Die dazugehörige Software Optview ermöglicht online die grafische Darstellung der Messsignale. Die dielektrischen Sensoren wurden im Rahmen des EU-Projektes ECOMISE für Autoklav- und RTM-Prozesse erfolgreich getestet und weiterentwickelt.



**Abbildung 90: Integration des wiederverwendbaren Sensors [Synthesites]**

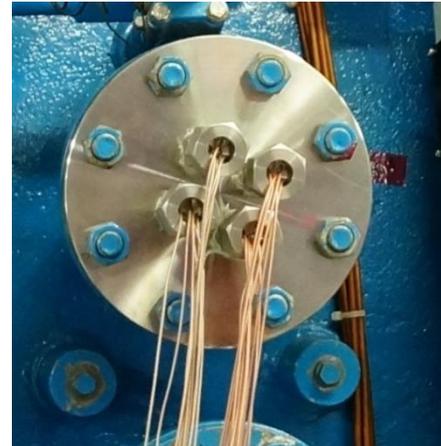
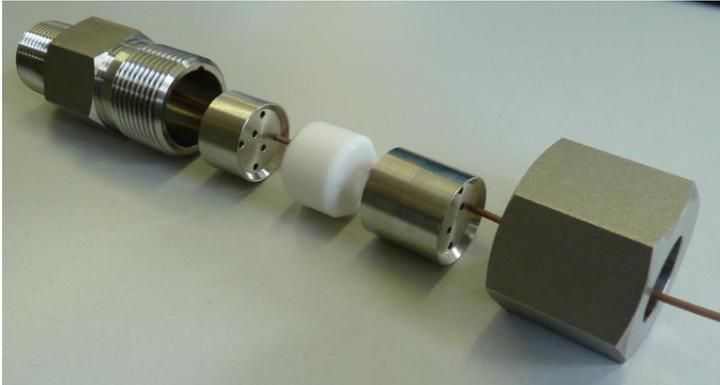
Neben den Ultraschall- und dielektrischen Sensoren wurden auch Fiber-Bragg-Sensoren ausgewählt, um in situ fertigungsinduzierte Dehnungen im Laminat zu erfassen. Die Fiber-Bragg-Sensoren bestehen aus einer Glasfaser, in die ein Muster eingebracht ist. Ein Laserlichtsignal, das in die Faser gestrahlt wird, wird an diesem Muster reflektiert und durch eine spezielle Messtechnik detektiert und ausgewertet. Wird das Muster gedehnt, ändert sich die Wellenlänge des reflektierten Signals und so können auf die Dehnung und auch die Eigenspannungen im Laminat geschlossen werden.

Zusammen mit COTESA wurden ebenfalls Temperatursensoren ausgewählt, die ins Laminat gelegt werden sollen. Die Besonderheit der ausgewählten Sensoren von TE-Wire (Abbildung 91) ist die Querschnittsgeometrie und das Isolationsmaterial, welches eine vakuumdichte Siegelung in den Vakuumsack erlaubt. Für die Temperatursensoren (Thermoelemente Typ K) konnten die vorhandenen Schnittstellen im Autoklav zum Anschluss der Sensoren und Erfassung der Messdaten verwendet werden.



**Abbildung 91: Ausgewählte Temperatursensoren von TE-Wire**

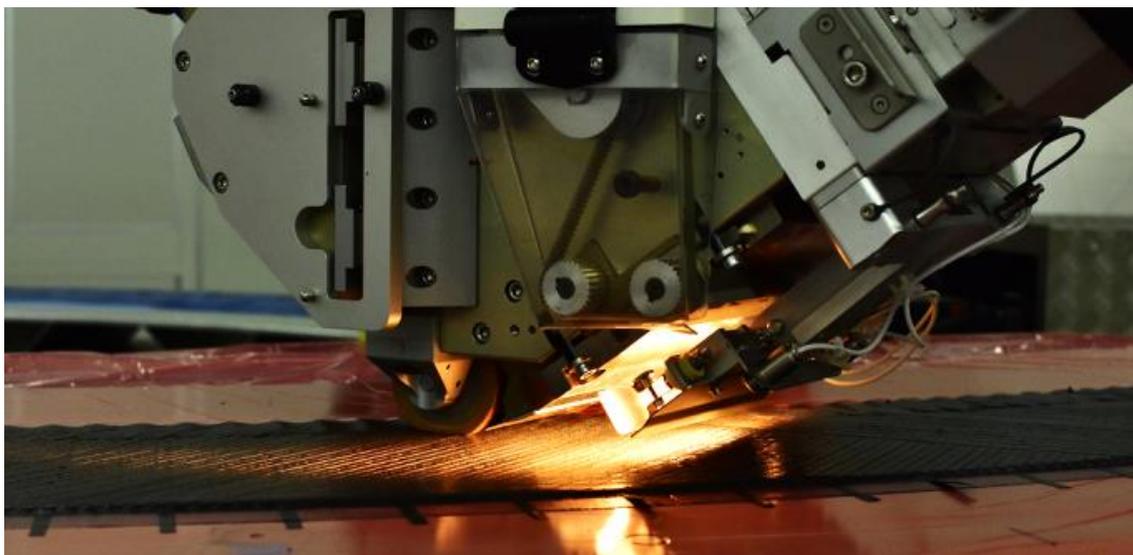
Während die Temperatursensoren im Autoklav selbst angeschlossen werden konnten, mussten sowohl für die Ultraschall- als auch für die dielektrischen Sensoren Signalgabel durch die Autoklavwand geführt werden. Hierfür wurden druckdichte Kabeldurchführungen spezifiziert und beschafft, die in einen eigens angefertigten Flanschdeckel eingeschraubt wurden (Abbildung 92). Die Fiber-Bragg-Sensoren konnten auf ähnliche Weise durch eine vorhandene Durchführung eingebracht werden.



**Abbildung 92:** Druckdichte Kabeldurchführungen und Flanschdeckel als Schnittstelle in den Autoklav

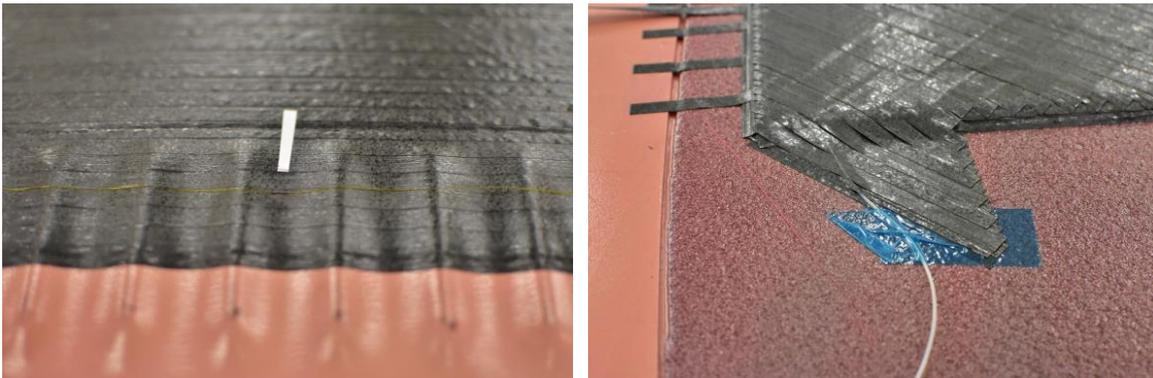
### Laminatablage und Sensorintegration

Aus terminlichen, organisatorischen und logistischen Gründen wurde beschlossen, die Prozessschritte des Prepregablegens und des Hotformings bei COTESA im Werk in Mochau und den Aushärtprozess in den Laboren des DLR in Braunschweig durchzuführen. Zur Aushärtung mit Prozessüberwachung wurden daher die umgeformten Spante samt Werkzeug jeweils zwischen den Standorten transportiert und zeitnah ausgehärtet. Ein Teil der Sensoren mussten bereits während des Ablageprozesses eingebracht werden.



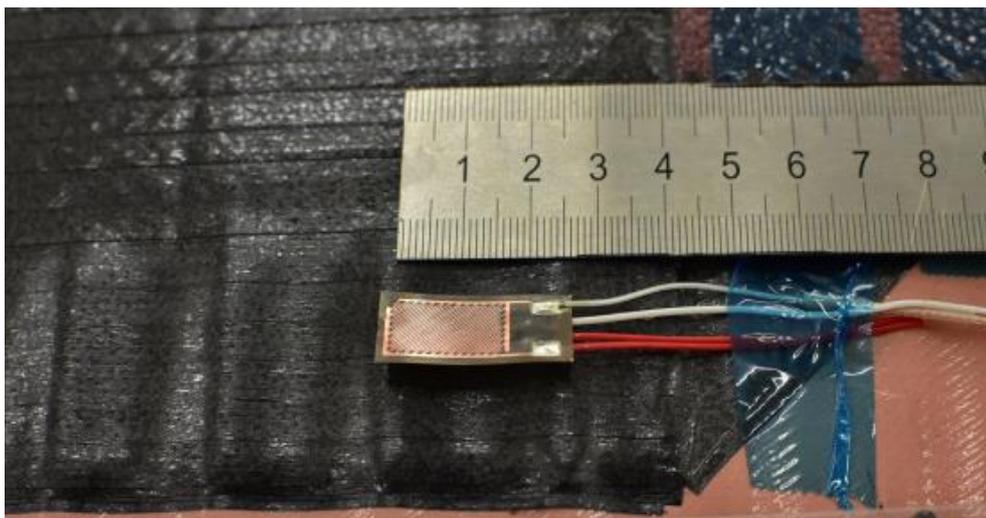
**Abbildung 93:** Ablage der Tapes mittels AFP-Verfahren

Die Ablage der Tapes (M21E-Prepreg) erfolgt mittels AFP-Verfahren (Abbildung 93) mit einem Ablegekopf der Fa. Corioles beim Projektpartner COTESA. Zwei optische Dehnungssensoren sind auf der Einzelschicht 5, einmal im Außenflansch und einmal im Innenflansch, integriert (Abbildung 93). In Einzelschicht 5 wurden im Rahmen einer Aushärteprozesssimulation die höchsten Eigenspannungen berechnet. Die Sensoren sind 160 mm von der Stirnseite und 30mm von der Außenkante entfernt. An dieser wurden lokale Spannungsüberhöhungen durch das Fräsen der Mouseholes berechnet. Zum Schutz der Glasfasern wurden diese an der Austrittsstelle aus dem Laminat mit einem Schlauch ummantelt.



**Abbildung 94: Integration der optischen Sensoren in Lage 5 (0° Faserorientierung, links: Detailaufnahme im Innenflansch; rechts: Herausführung der Glasfaser)**

Auf der anderen Stirnseite wurden die zwei DEA-Sensoren integriert. Der erste DEA-Sensor wurde in die Laminatmitte (zwischen Einzelschicht 15 und 16) und der zweite Sensor auf die vorletzte Lage (Einzelschicht 29) einlaminiert (Abbildung 95). Dadurch können mögliche Aushärtegradgradienten detektiert werden. Die Sensoren befinden sich 40mm von der Stirnseite und 30mm von der Außenkante. Der Gesamtlagenaufbau ist  $[0,45,-45,0,0,90,0,0,90,0,0,-45,45,0,0]$ s.



**Abbildung 95: Integration der DEA-Sensoren auf Lage 15 und 29 (0° Faserorientierung)**

Nach der Ablage aller Einzellagen erfolgt die Umformung des Laminats in einem temperierten Wasserbad (Hot Forming). Im Anschluss werden die Temperatursensoren an jeweils drei Positionen in den Flanschen eingebracht und der Vakuumsack auf das Formwerkzeug gesiegelt. Die Ult-

raschallsensoren sind fest auf den Werkzeugen installiert und haben keinen direkten Kontakt zum Bauteil. Die Sensorpositionen aller Sensoren sind in Abbildung 96 schematisch zu sehen.

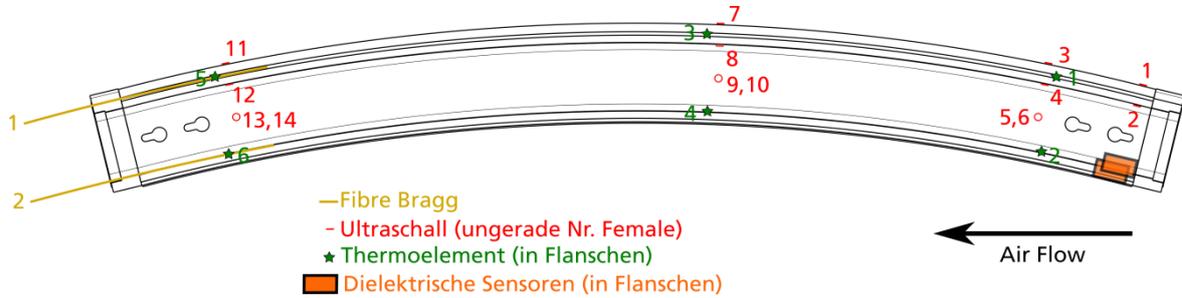


Abbildung 96: Positionen aller verwendeten Sensoren

### Aushärtung im Autoklav und Messergebnisse

Nachdem der umgeformte Spant nach Braunschweig transportiert wurde, folgte der nächste Schritt der Aushärtung im Autoklav. Abbildung 97 zeigt den vollständigen Aufbau im Autoklav mit allen verbundenen Signalkabeln.

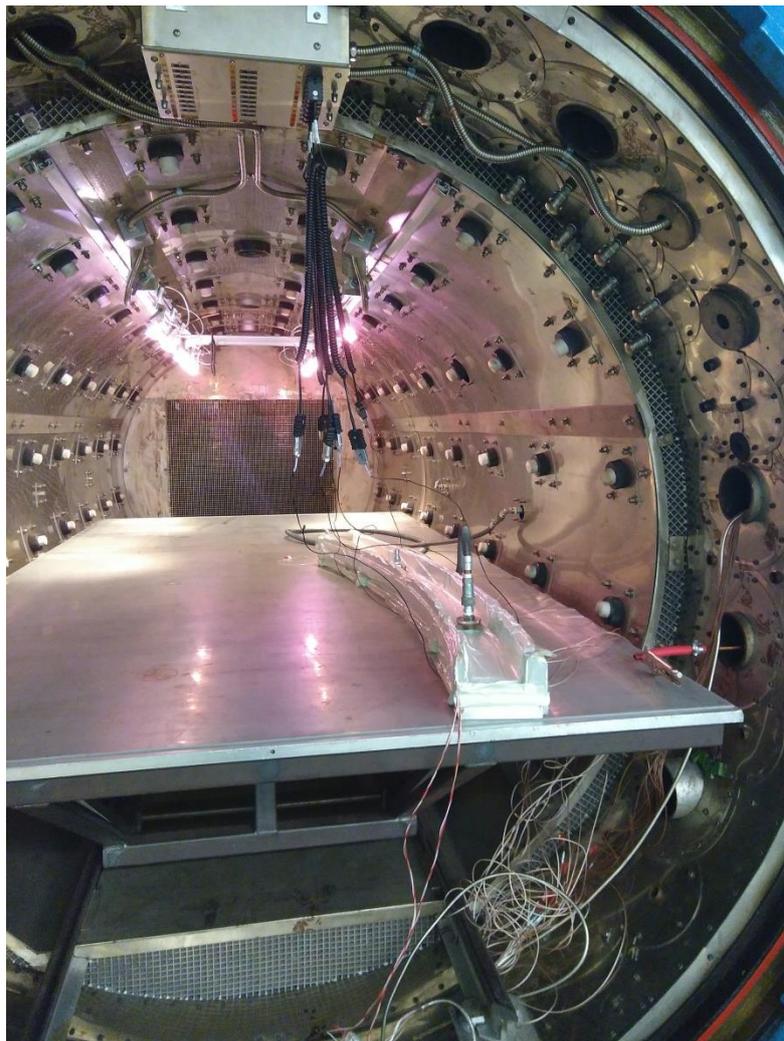
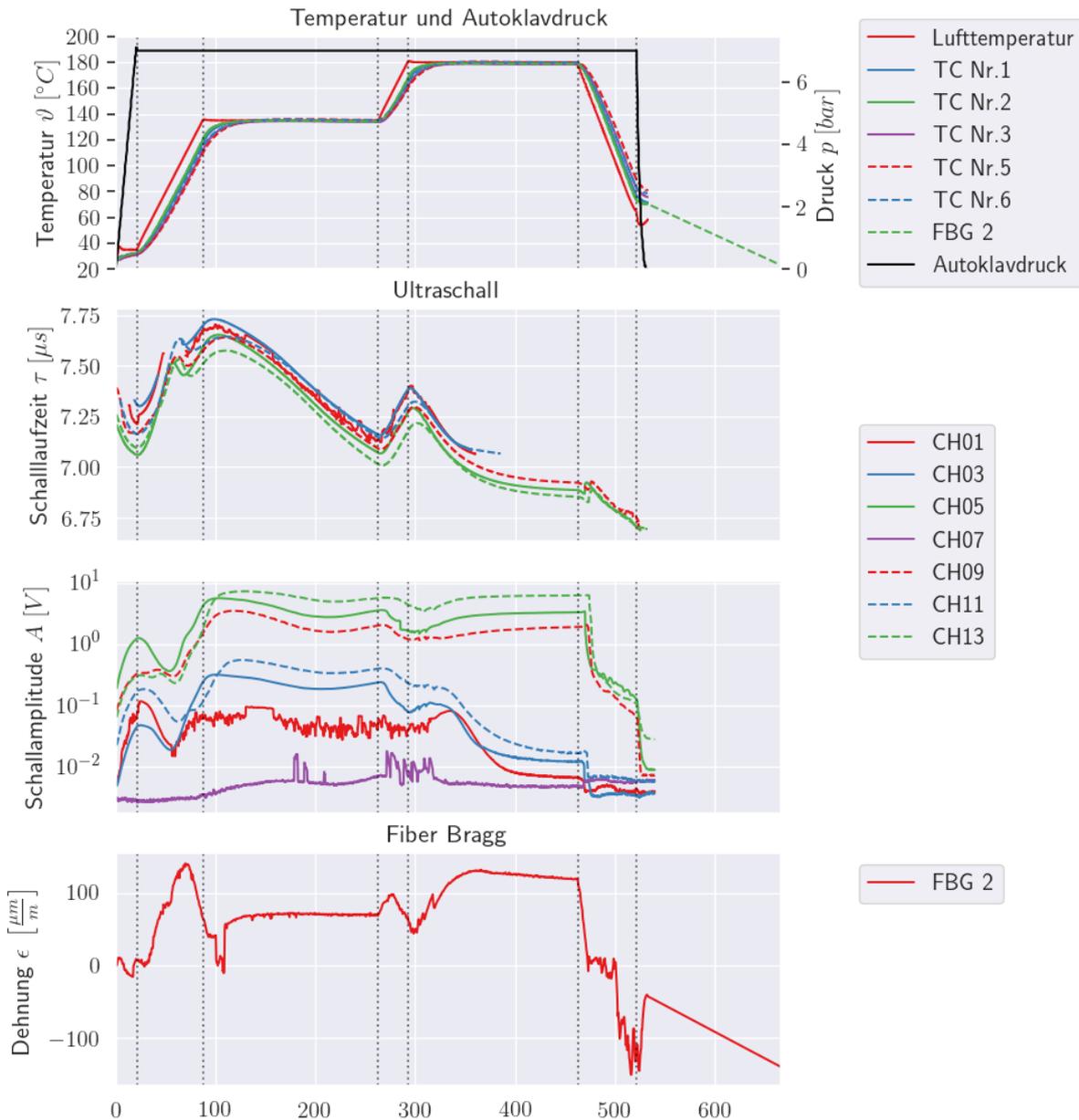


Abbildung 97: Spant auf Werkzeug mit Vakuumsack im Autoklaven mit angeschlossenen Sensoren

Abbildung 98 zeigt eine Übersicht aller gewonnenen Messdaten des ersten Versuchs über den gesamten Aushärteprozess im Autoklaven. Die folgenden Abbildungen zeigen zur besseren Übersicht Teilbereiche. Im oberen Diagramm sind jeweils die gemessenen Luft- und Laminattemperaturen sowie der aufgebrauchte Autoklavendruck abgebildet. Im zweiten und dritten Diagramm sind die Ergebnisse der Ultraschallmessungen aufgetragen. Zum einen ist das die Schalllaufzeit vom Sender zum Empfänger zum anderen die Schallamplitude dieser Signale. Im untersten Diagramm ist die Dehnung der Fiber Brags dargestellt.



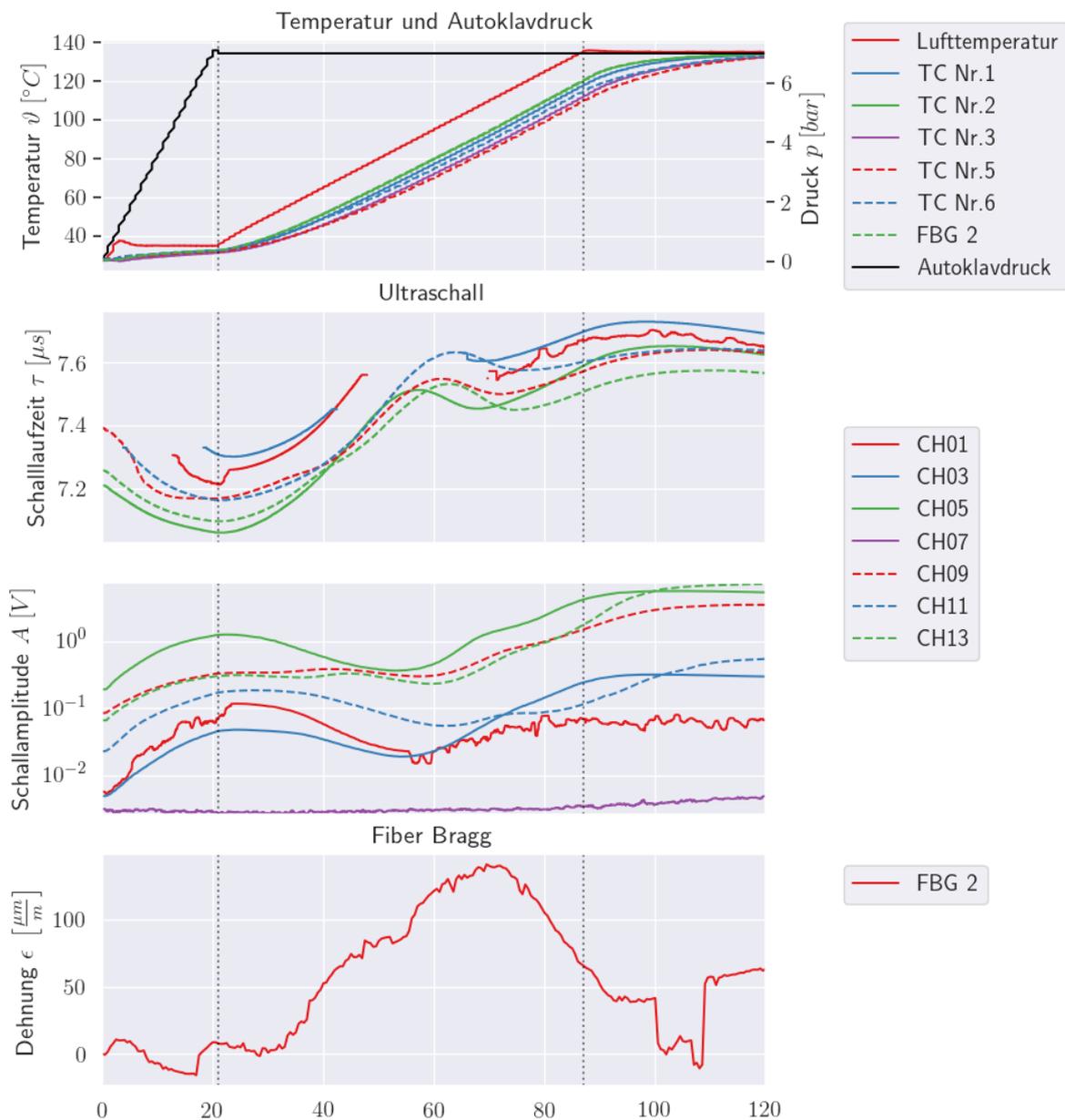
**Abbildung 98: Übersicht über alle Messdaten (erster Versuch)**

Während der Messung hat sich herausgestellt, dass die verwendeten DEA-Sensoren für die Überwachung von CFK-Laminaten nicht geeignet waren. Sie wurden durch eine fehlende Isolierung kurzgeschlossen, so dass keine Messdaten aufgenommen werden konnten. Für die zwei weiteren Spante wurden isolierte DEA-Sensoren verwendet, sodass auch der Aushärtegradverlauf gemessen werden konnte. Einer der FBG-Sensoren wurde bei den vorangegangenen Prozessschritten oder

beim Transport beschädigt, sodass lediglich ein FBG-Sensor ausgewertet werden konnte. Zur Auswertung der Sensordaten wurde ein Jupyter-Notebook-File entwickelt, das die Signale in einem Dashboard (siehe Abbildung 98) zusammenfassend grafisch darstellt. Dieses kann zukünftig für die schnelle Auswertung der Sensordaten, auch für andere Bauteile, verwendet werden.

Sensor	Autoklavluft	Nr. 1	Nr. 2	Nr. 3	Nr. 4	Nr. 5	Nr. 6
Zeit [min]	64	76	74	80	76	81	78
Verzögerung zu Lufttemperatur [min]	0	12	10	16	12	17	14

**Tabelle 6: Zeitpunkt des Erreichens von 100°C an den Messstellen**



**Abbildung 99: Messdaten während des Druckaufbaus und der ersten Heizphase (erster Versuch)**

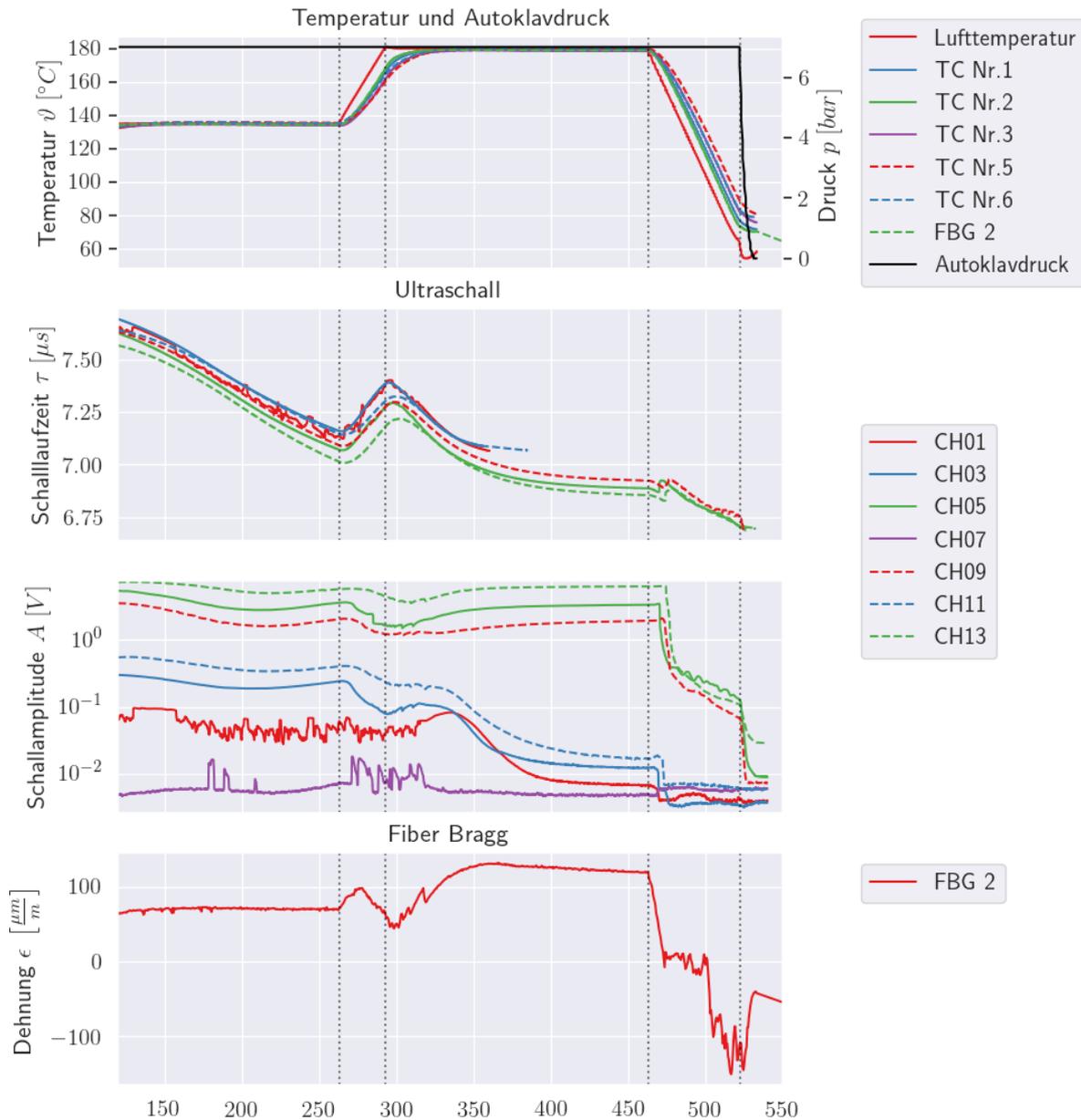
In Abbildung 99 sind alle Messdaten während des Druckaufbaus und der ersten Heizphase auf 135°C dargestellt. Die geringen Abweichungen zwischen den Laminattemperaturen zeigen, dass die Temperaturverteilung im Spant relativ homogen ist (siehe auch Tabelle 6). Die maximale zeitliche Verzögerung zur Lufttemperatur beträgt 17 Minuten am Sensor 5 (im Autoklaven hinterste Messstelle). An der vorderen Messstelle werden die 100°C nach 10 bzw. 12 Minuten erreicht. Temperaturüberhöhungen infolge von exothermen Reaktionen wurden nicht beobachtet.

Während des Druckaufbaus ist eine abnehmende Schalllaufzeit zu verzeichnen, da das Bauteil kompaktiert wird und die Bauteildicke abnimmt. Gleichzeitig steigt die Schallamplitude, da der Schall durch den Anpressdruck besser übertragen werden kann. Durch das Aufheizen nimmt die Laufzeit wieder zu, da im Allgemeinen die Schallgeschwindigkeit abfällt. Bei ca. 60 Minuten kommt es zu einem erneuten Abfall der Schallgeschwindigkeit. Das Laminat erreicht hier ca. 70°C. Der Abfall kann mit einem Erweichen des Harzes und einer weiteren Kompaktierung zusammenhängen. Im Anschluss steigt die Laufzeit weiter an bis das Laminat eine konstante Temperatur erreicht. Die Laufzeit beginnt daraufhin abzufallen, da durch die einsetzende Aushärtereaktion die Schallgeschwindigkeit des Laminats zunimmt. Mit diesem Abfall geht der Gelübergang einher, der damit nach ca. 100 Minuten erreicht wird.

Die unterste Grafik zeigt die gemessene Dehnung. Während der Erwärmung auf die erste Temperaturhaltstufe von 135°C kommt es zu einer positiven Dehnungsänderung infolge der thermischen Ausdehnung des Werkzeugs und des Laminats. Vor Erreichen der ersten Haltstufe fällt die Dehnung ab. Dies ist vermutlich auf das Erweichen des Materials (Übergang von einem glasartigen Materialzustand in einen gummielastischen Materialzustand) oder ein Ablösen des Laminats vom Formwerkzeug zurückzuführen. Anschließend stagniert das Dehnungssignal bei ca. 70µm/m infolge der isothermen Haltephase.

In Abbildung 100 sind die Messdaten zu den beiden Haltestufen und der Abkühlphase zusammengefasst. Während der ersten Temperaturhaltstufe bei 135°C nimmt die Laufzeit durch die Vernetzung weiter ab. Nach einer kurzen Zunahme während der Aufheizphase zu 180°C fällt die Laufzeit weiter ab, erreicht jedoch einen annähernd asymptotischen Verlauf am Ende der Haltestufe vor dem Einleiten der Abkühlphase. Daraus kann geschlossen werden, dass die Vernetzungsreaktion nahezu abgeschlossen war. Beim Betrachten der Schallamplitude fällt generell auf, dass an den Sensorpositionen am Flansch (CH05, 09, 13) deutlich höhere Amplituden erreicht werden. Hier liegt das Innenwerkzeug auf dem Laminat und wird zusätzlich durch die Gewichtskraft angepresst. An den anderen Sensorpositionen am Außenflansch liegen die Amplituden deutlich tiefer. Während der Abkühlphase fallen die Amplituden rapide ab, da sich das Bauteil vom Werkzeug löst.

Im Dehnungsverlauf kann zunächst ein Anstieg mit anschließendem Abfall beobachtet werden. Es wird davon ausgegangen, dass in dieser Phase sich das Material im glasartigen Zustand befindet und ein Erweichen infolge des Übergangs in den gummielastischen Materialzustand stattfindet. Dieser bewirkt ein Dehnungsabfall. Anschließend steigt die Dehnung infolge der Erwärmung auf maximal ~125µm/m an und fällt anschließend wieder ab. Das Abfallen wird auf Relaxationsprozesse zurückgeführt. In der anschließenden Abkühlphase nimmt die Dehnung ab. Bei Raumtemperatur wurde eine Dehnung von ~-150µm/m gemessen.



**Abbildung 100: Messdaten während den beiden Temperaturhaltestufen (erster Versuch)**

Im zweiten Aushärteversuch wurden isolierte DEA-Sensoren verwendet, sodass auch der Aushärtegrad und die Glasübergangstemperatur erfasst werden konnten. Bei der Montage wurde ein Kabel eines DEA-Sensors beschädigt, sodass nur für einen Sensor der Aushärtegrad erfasst werden konnte. Abweichend zum ersten Spant sind die FBG-Sensoren und die DEA-Sensoren seitenvertauscht.

Die Messergebnisse sind in

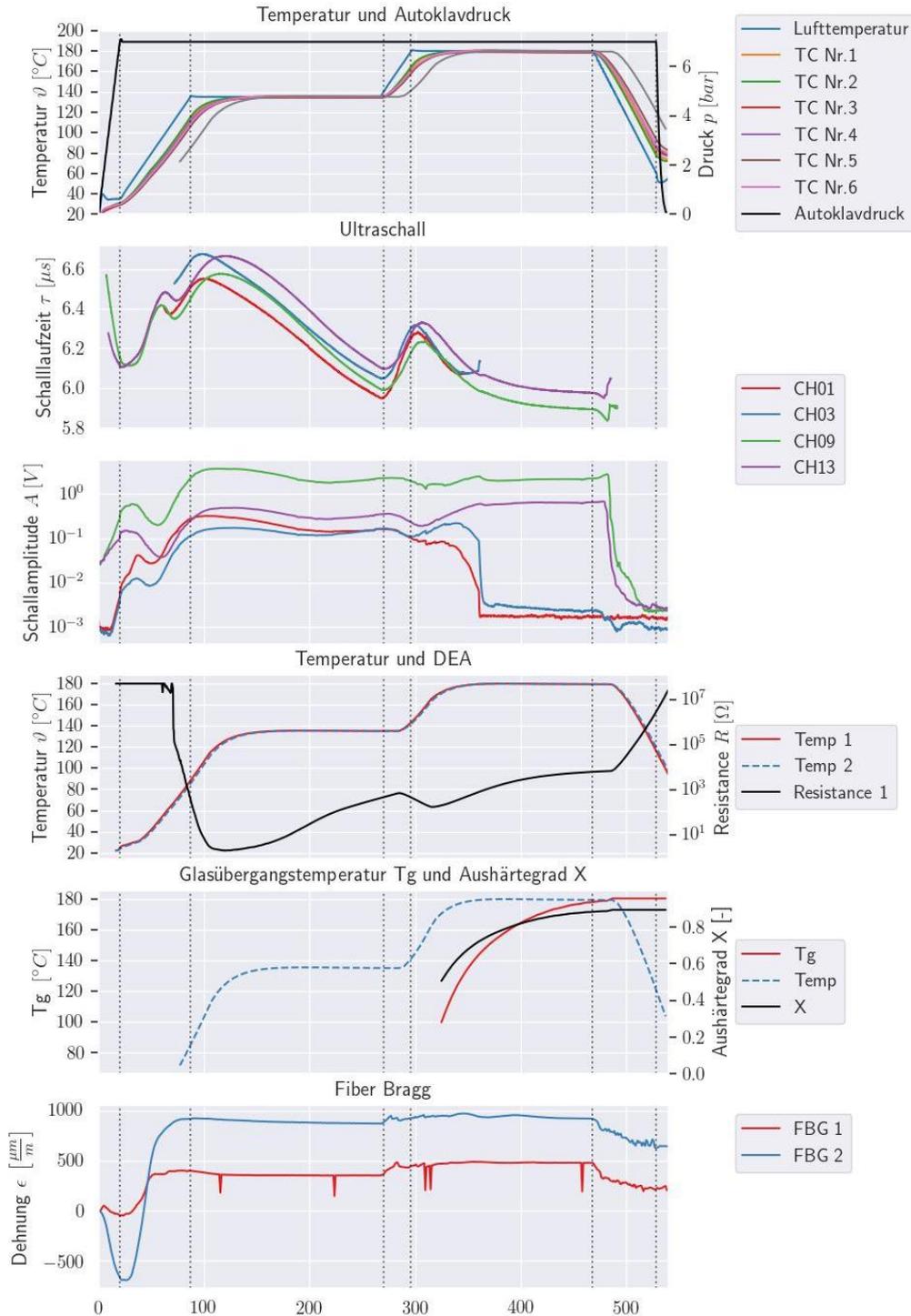


Abbildung 101 zusammengefasst. Im obersten Diagramm sind die Luft- und Laminattemperaturen dargestellt. Der qualitative und quantitative Verlauf sind identisch zum ersten Spant. Analog zum ersten Spant wurden keine Temperaturüberhöhungen infolge exothermer Reaktionen beobachtet. Im zweiten Diagramm ist die ermittelte Schalllaufzeit und im dritten Diagramm logarithmisch die Schallamplitude der ultraschallbasierten Prozessüberwachung aufgetragen. Aufgrund der aufwendigen Versuchsvorbereitung wie dem Vakuumaufbau mit der Integration der zahlreichen Sensoren wurden die Ultraschallsensoren 7 und 11 beschädigt. An diesen Stellen war daher keine Durchschallung möglich. Das Ultraschallpaar bestehend aus Sensor 5 und 6 lieferte trotz einwandfrei

funktionierender Sensoren nur ein sehr schwaches Durchschallungssignal, das eine Auswertung der Schalllaufzeit nicht zulässt.

Während des Druckaufbaus im Autoklaven ist der Effekt der Kompaktierung des Laminats durch eine starke Abnahme der Laufzeit und einer Zunahme der Schallamplitude ersichtlich. Jedoch ist die Schallamplitude signifikant größer an den Messstellen im Web des Spants. An den Flanschen ist das Schallsignal zu schwach für eine Laufzeitberechnung. Durch die anschließende Erwärmung des Laminats steigt die Laufzeit aufgrund der abfallenden Schallgeschwindigkeit durch die Erweichung des Laminats. Nach gut 60 min, als das Laminat etwa 100 °C erreicht, kommt es durch die Erweichung zu einer weiteren Kompaktierung und Schalllaufzeitabnahme. Ab diesem Zeitpunkt kann auch eine Laufzeit im Flanschbereich ermittelt werden.

Während der Haltephase bei 135 °C kommt es zu einer kontinuierlichen Abnahme der Laufzeit aufgrund der Aushärtung des Laminats. Dabei steigt der E-Modul des Laminats, was zu einer Schallgeschwindigkeitszunahme führt. In der anschließenden Heizphase auf 180 °C nimmt die Laufzeit wieder zu und dann in der Haltephase durch die weitere Aushärtung wieder ab. Jedoch nimmt der Verlauf der Laufzeit gegen Ende der Haltephase einen asymptotischen Verlauf an, der das Ende der Aushärtung indiziert.

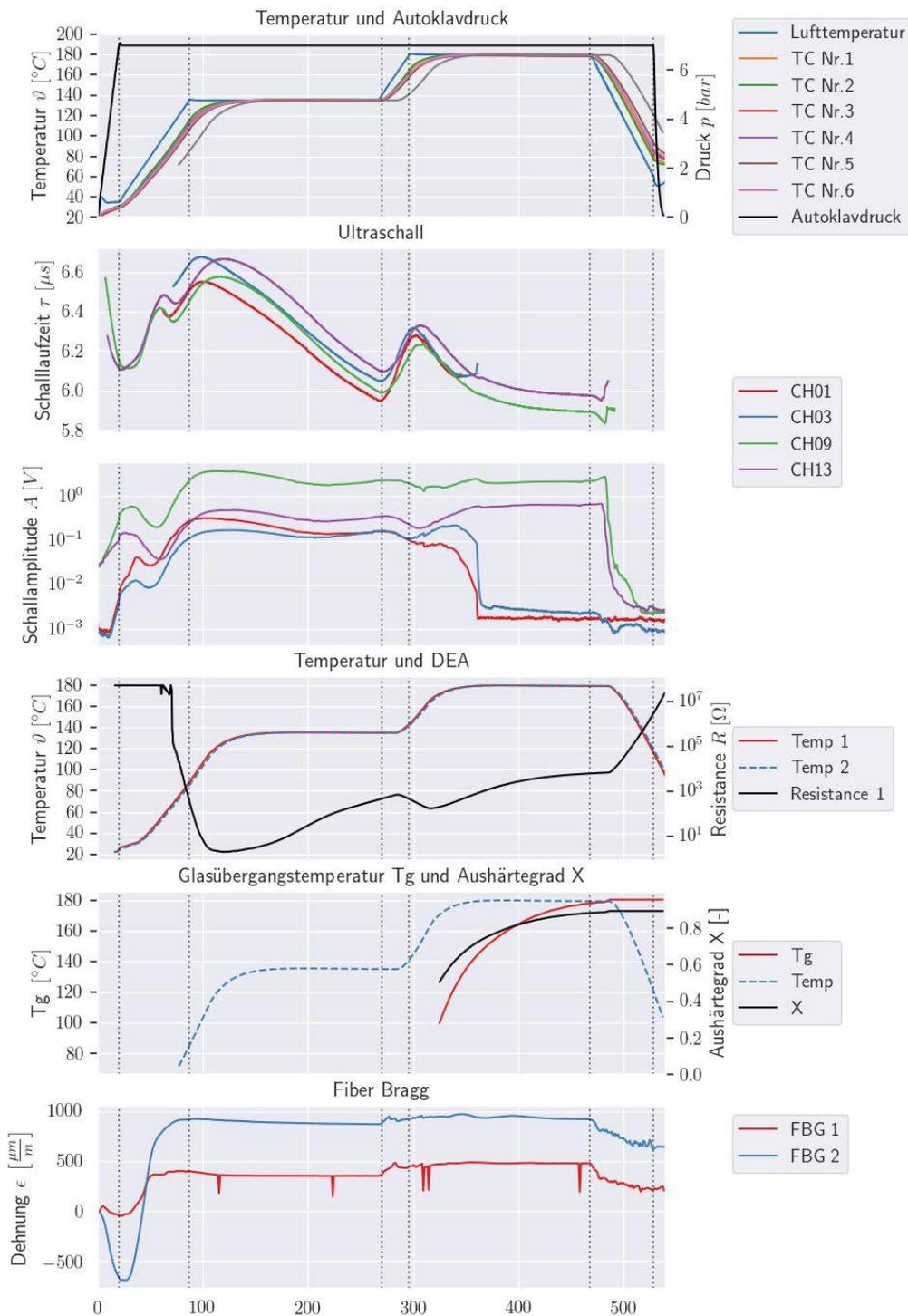
In dieser Haltephase kommt es bei den Sensoren am Außenflansch zu einem abrupten Abfall der Durchschallungsamplitude fast zeitgleich nach ca. 360 min. Das bereits weit ausgehärtete Laminat löst sich dabei vom Außenwerkzeug.

Das vierte Diagramm zeigt die mittels DEA-Sensor gemessene Temperatur sowie den elektrischen Widerstand in logarithmischer Skalierung. Mit zunehmender Temperatur nimmt die Ionenbeweglichkeit in der Matrix zu und infolgedessen sinkt der elektrische Widerstand. Etwas später als zu dem Zeitpunkt als es auch bei den Ultraschallwerten zu einer Erweichung kommt, fällt der Widerstand stark ab. Hier werden vermutlich die Elektroden des Sensors von dem jetzt flüssigen Harz benetzt.

Während der isothermen Haltephase bei einer Temperatur von 135°C finden Vernetzungsprozesse statt. Mit zunehmender Vernetzung nimmt die Viskosität zu und der elektrische Widerstand steigt an. In der Aufheizphase auf die Temperatur von 180°C nimmt der elektrische Widerstand aufgrund der erhöhten Temperatur und der damit verbundenen erhöhten Ionenbeweglichkeit wieder ab. Während der Haltephase steigt der elektrische Widerstand infolge von weiteren Vernetzungsprozessen wieder an und stagniert zum Ende der Haltephase. Der Verlauf der DEA-Sensoren ähnelt damit stark denen der Schalllaufzeit.

Der elektrische Widerstand kann in eine Glasübergangstemperatur ( $T_g$ ) umgerechnet werden. Dazu muss der elektrische Widerstand materialspezifisch mit  $T_g$ -Messungen für verschiedene Vernetzungszustände kalibriert werden. Die Kalibrierung und Umrechnung erfolgte durch die Firma Synthesites [1]. Aus der Glasübergangstemperatur kann über die DiBenedetto-Gleichung der Aushärtegrad berechnet werden. Die aus den DEA-Sensoren ermittelte Glasübergangstemperatur- und Aushärtegradverläufe sind im fünften Diagramm dargestellt. Systembedingt kann erst ab einem bestimmten Aushärtegrad (hier ~50%) die Glasübergangstemperatur ermittelt werden. Vor der Abkühlung auf Raumtemperatur wurden eine Glasübergangstemperatur von 180°C und ein Aushärtegrad von 89% erreicht.

Das sechste Diagramm zeigt den gemessenen Dehnungsverlauf für den ersten Fiber-Bragg-Sensor (FBG1, rot) im Außenflansch und den zweiten FBG-Sensor (FBG 2, blau) im Innenflansch. Auffällig ist, dass beim zweiten FBG eine starke Dehnungsänderung zum Prozessbeginn erfolgt. Dies ist vermutlich auf das CFK-Druckstück am Innenflansch zurückzuführen. Der Innenflansch wird wahrscheinlich durch den Autoklavdruck deutlich stärker komprimiert als der Außenflansch, der durch das Aluminium-Werkzeug fixiert ist.



**Abbildung 101: Übersicht aller Messergebnisse (zweiter Versuch)**

Für den ersten Sensor wird nach der ersten Haltephase bei einer Temperatur von 135°C eine Dehnung von ~350μm/m und für den zweiten Sensor von ~870μm/m ermittelt. Am Ende der zweiten Haltephase (180°C) steigen die Dehnungen aufgrund der thermischen Ausdehnung auf ~477μm/m (Sensor 1) bzw. ~923μm/m (Sensor 2) an. Im Vergleich zum ersten Spant konnten während der Aufheizphasen kein Abfallen der Dehnung beobachtet werden. Nach Abkühlung auf ~70°C sinkt die Dehnung infolge der Kontraktion für Sensor 1 auf ~240μm/m und für Sensor 2 auf ~645μm/m.

Nach der Entformung wurden bei Raumtemperatur Dehnungen von  $\sim 372\mu\text{m/m}$  für Sensor 1 bzw. von  $\sim 687\mu\text{m/m}$  bzw. für Sensor 2 ermittelt.

Beim ersten Spant wurde zum Vergleich nach dem Entformen eine Dehnung von  $-150\mu\text{m/m}$  ermittelt. Es existieren damit signifikante Unterschiede in den Dehnungsniveaus zwischen den beiden Spanten. Eine Ursache für die unterschiedlichen Dehnungen könnte das falsch montierte Druckstück beim zweiten Spant sein.

Zusammenfassend konnten die Prozessdehnungen mithilfe von FBG-Sensoren während der Aushärtung erfasst werden. Zum Aufbau eines tieferen Prozessverständnisses oder einer Prozesszertifizierung bieten die FBG-Sensoren ein großes Potential. Allerdings konnten nur zwei Spante mit FBG-Sensoren produziert werden, sodass keine ausreichende Datenlage vorlag. Für belastbare Ergebnisse müssen weitere experimentelle Untersuchungen durchgeführt werden.

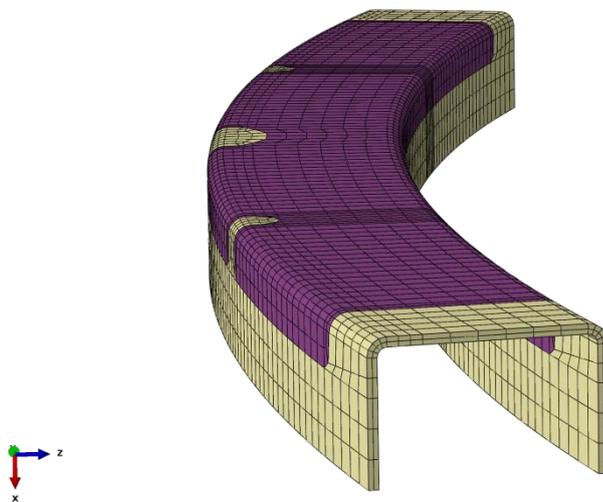
### Lessons learned

- Die richtigen DEA-Sensoren nehmen: Bei Strukturen aus GFK können Standard-DEA-Sensoren verwendet werden. Bei Strukturen aus CFK müssen die DEA-Sensoren zusätzlich isoliert werden, um Kurzschlüsse zu vermeiden
- Transport und Handling haben zu vielen Sensorausfällen geführt, insbesondere bei den FBG-Sensoren und US-Sensoren. Die Sensoren bieten ein großes Potential bezüglich der Prozessüberwachung. Hinsichtlich der industriellen Anwendung sind jedoch noch Weiterentwicklungen hinsichtlich der Robustheit notwendig.
- Viele Sensoren  $\rightarrow$  viele Fehlerquellen (Sensorposition, kaputte Kabel)
- Aufgrund der unzureichenden Datenlage bei den Dehnungsmessungen, können keine belastbaren Aussagen bezüglich der quantitativen Bewertung der fertigungsbedingten Eigendehnungen und Eigenspannungen getroffen werden

### Aushärtensimulation des 4-PB-Spants

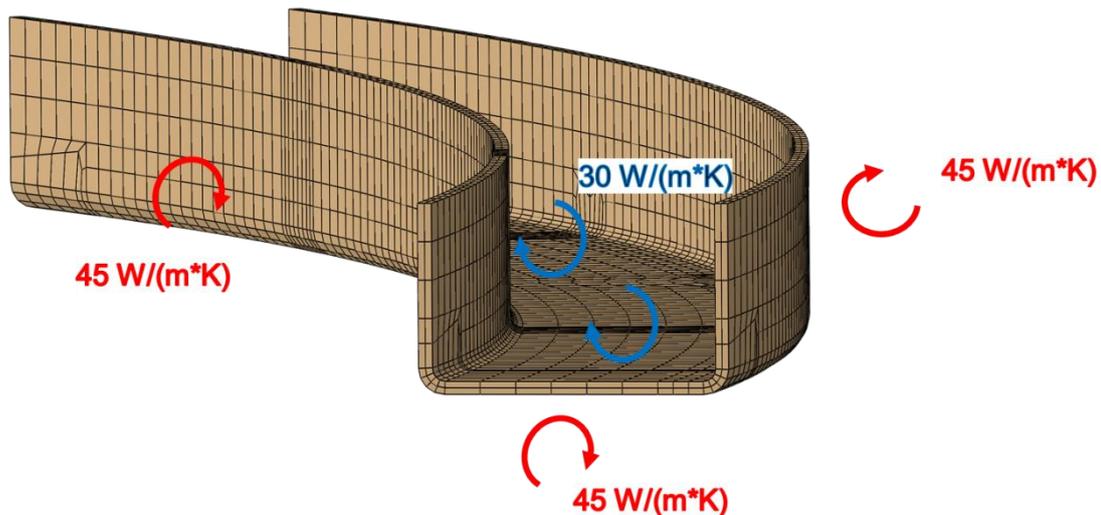
Im Vorfeld zu den oben dokumentierten Online-Monitoring wurden Prozesssimulationen für den 3-Punkt-Biegespant durchgeführt. Ziel war hierbei die Simulation der Aushärtegrad- und Glasübergangstemperaturentwicklung sowie die Vorhersage der fertigungsbedingten Deformation und Eigenspannungen.

Die Abbildung 102 zeigt das entwickelte FE-Modell. Das gelb eingefärbte FE-Modell zeigt die Kontur des Spants nach dem Entformen und das violett eingefärbte FE-Modell die Kontur nach dem Besäumen. Die Deformationen und Eigenspannungen wurden für die genannten Prozessschritte berechnet.



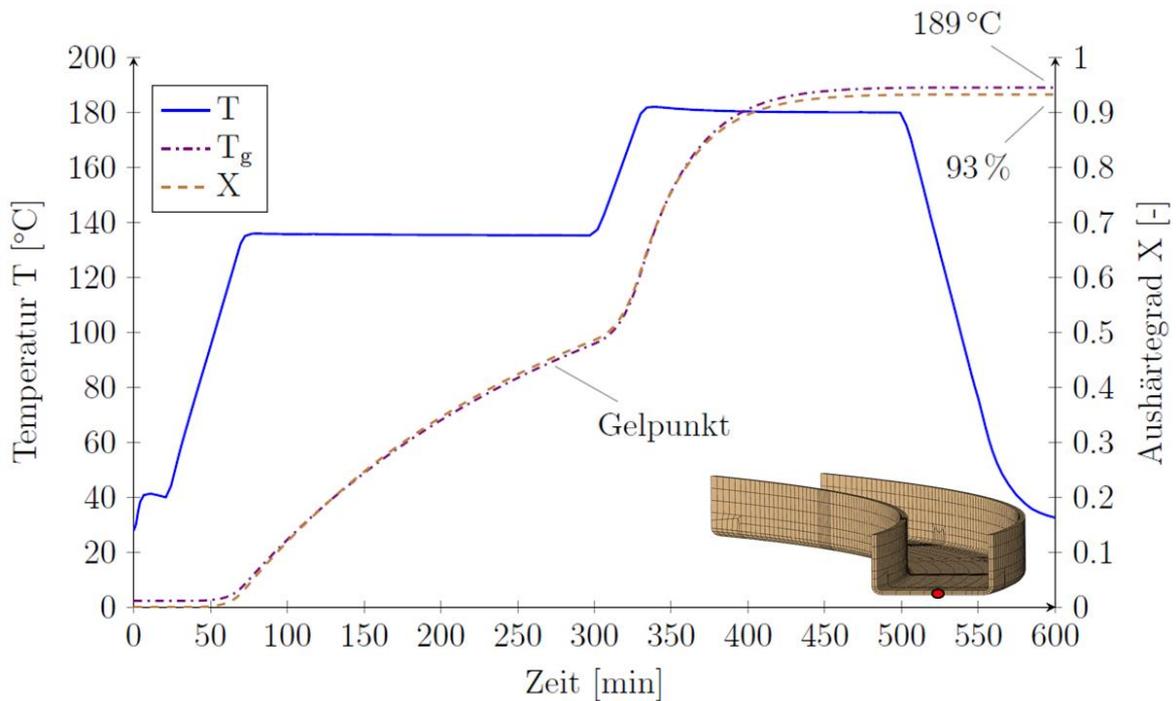
**Abbildung 102: FE-Modell für die Aushärtésimulation**

Für die Thermalanalyse wurden die in Abbildung 103 dargestellten Wärmeübergangskoeffizienten vorgegeben.



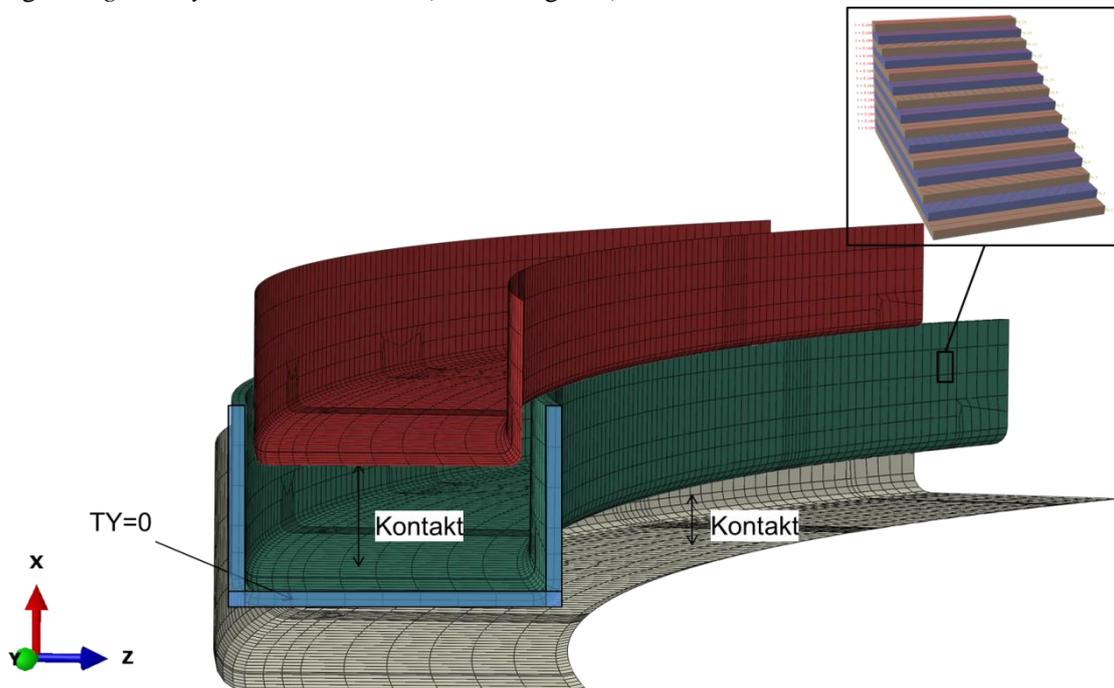
**Abbildung 103: Verwendete Wärmeübergangskoeffizienten als thermische Randbedingung.**

Der betrachtete Aushärtezyklus ist in Abbildung 104 dargestellt. Die Temperatur ist die gemessene Lufttemperatur des im Autoklaven ausgehärteten Integralspans und wurde von Cotesa bereitgestellt. Der Temperaturzyklus wurde über die Wärmeübergangskoeffizienten auf die äußeren Knoten als thermische Randbedingung vorgegeben und die Temperatur-, Aushärtegrad-, und Glasübergangstemperaturverteilung im Bauteil berechnet. In der ersten Haltephase wird der Gelpunkt bei einem Aushärtegrad von 45% erreicht. Am Ende der zweiten Haltephase werden ein Aushärtegrad von 93% und eine Glasübergangstemperatur von 189°C erreicht.



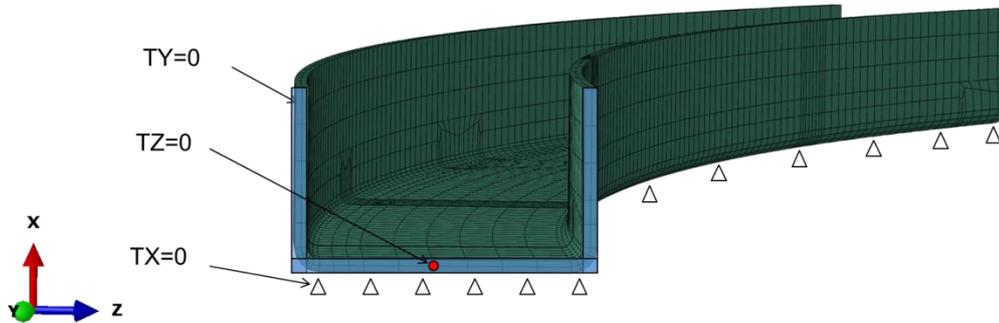
**Abbildung 104: Berechnete Entwicklung des Aushärtegrads und der Glasübergangstemperatur in Abhängigkeit von der Temperatur und Zeit**

Die in der Temperaturfeldanalyse berechneten Temperaturen dienen als thermische Randbedingungen für die anschließende Strukturanalyse. Die Werkzeug-Bauteil-Interaktionen während des Aushärteprozesses wurden vereinfacht über eine Kontaktbedingung berücksichtigt, wobei das Werkzeug als *rigid body* modelliert wurde (Abbildung 105).



**Abbildung 105: Mechanische Randbedingungen während des Aushärteprozesses**

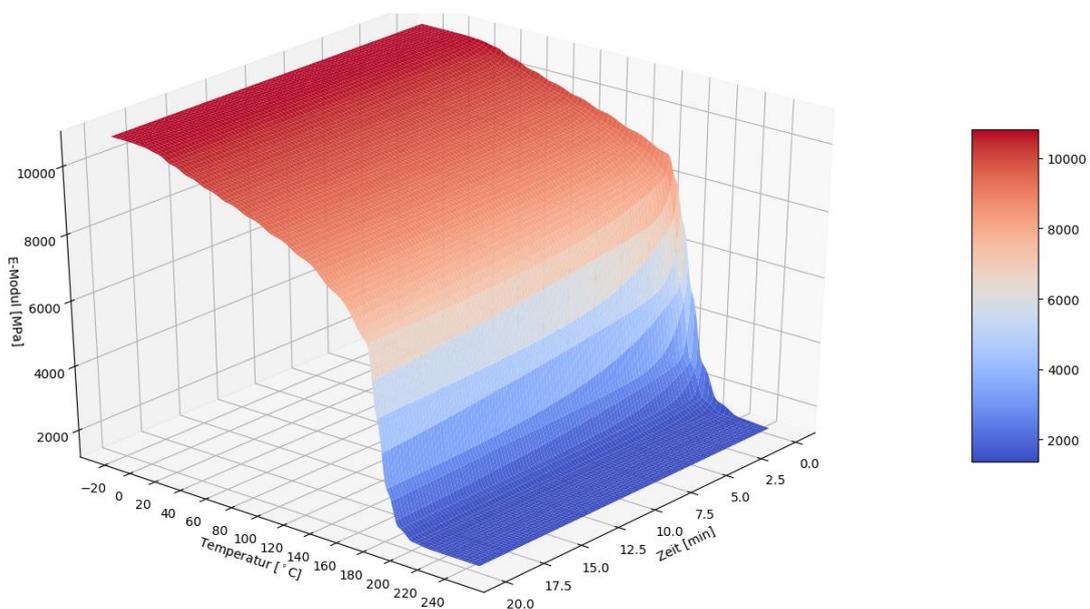
Für den Entformungsschritt wurden die *rigid toolings* deaktiviert und eine isostatische Lagerung, wie in Abbildung 106 dargestellt, zur Verhinderung von Starrkörperverschiebungen modelliert. Diese Randbedingungen wurden für den Besäumungsprozess beibehalten.



**Abbildung 106: Mechanische Randbedingungen während des Besäumens**

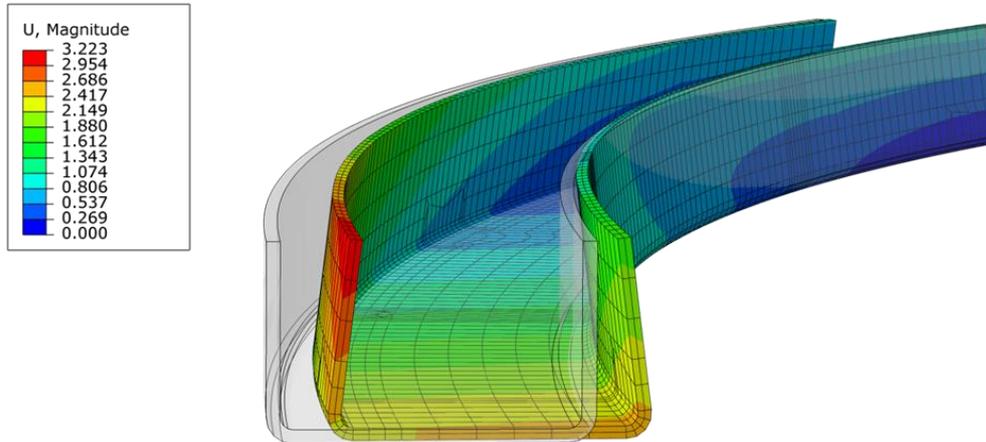
Zur Bestimmung der Reaktionskinetik wurden dynamische und isotherme DSC-Messungen von M21E durchgeführt. Basierend auf den Ergebnissen wurde ein Reaktionsmodell für M21E abgeleitet, das die Berechnung des Aushärtegradfortschritts und der Glasübergangstemperatur unter Berücksichtigung von exothermen Effekten für beliebige Temperaturprofile erlaubt. Die Gelzeiten wurden über Rheometermessungen ermittelt. Die anisotropen thermischen Wärmeausdehnungskoeffizienten wurden mithilfe der Thermisch-Mechanischen-Analyse (TMA) bestimmt.

Durch DMA-Messungen konnten die zeit- und temperaturabhängigen Steifigkeiten in Faser- und Faserquerrichtung gemessen werden, wobei eine gute Korrelation mit statischen Zugversuchen festgestellt wurde. Die Messkurven wurden unter Ausnutzung des Zeit-Temperatur-Superpositionsprinzips in eine Masterkurve überführt. Diese wurde für die numerische Abbildung mithilfe von Prony-Reihen approximiert. Abbildung 107 zeigt das bestimmte Materialverhalten in Faserquerrichtung in Abhängigkeit von der Temperatur und Zeit.



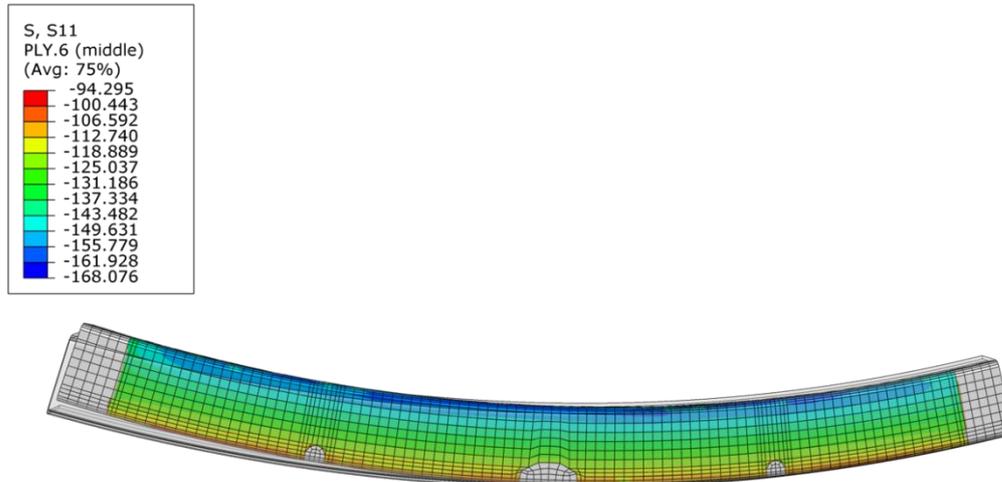
**Abbildung 107: Simulierte Masterkurve für den E-Modul in Faserquerrichtung für M21E in Abhängigkeit von der Temperatur und Zeit**

Unter Verwendung der berechneten Temperaturfelder wurde in einer nachgelagerten Strukturanalyse die fertigungsbedingten Deformationen und Eigenspannungen berechnet. Abbildung 108 zeigt die berechnete Verformung des Spants nach dem Entformen. Es kommt zu einem zu einem Einfallen der Flanken („lokaler Spring-in“) und zum anderen zu einer Krümmung der neutralen Faser („globaler Spring-in“).



**Abbildung 108: Berechnete Verformung [mm] des Spants nach dem Entformen**

Die maximalen Eigenspannungen wurden für die Lage 6 ermittelt und betragen -168MPa (Abbildung 109). Die maximalen Spannungen in Faserquerrichtung betragen +46MPa.



**Abbildung 109: Berechnete Eigenspannungen [MPa] nach dem Entformen in Faserlängsrichtung**

Abbildung 110 zeigt die Verformungsänderung des Spants beim Entformen und Besäumen. Die römischen Ziffern beschreiben den Verformungszustand zu Beginn des Aushärteprozesses (I), nach dem Entformen (II) und nach dem Besäumen (III). Infolge des Besäumungsprozesses kommt es zu einer Aufweitung des Spants und die maximale Verformung nimmt von 3.2mm auf 1.4mm ab. Gleichzeitig kommt es, wie in Abbildung 111 dargestellt, zu einer Spannungsumlagerung. Der Außengurt befindet sich in einem Druckzustand. Infolge der Einbringung der Mouse Holes kommt es zu einer Ausbildung von Druckpeaks. Diese bewirken lokale Spannungsüberhöhung von ~20-30MPa gegenüber den Gurtspannungen.

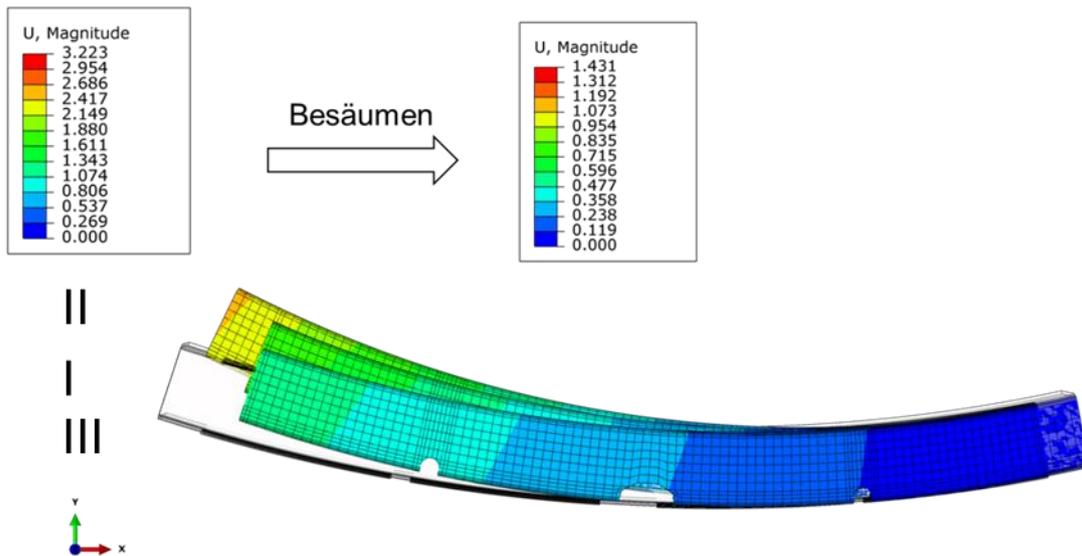


Abbildung 110: Verformungsänderung des Spants beim Besäumen

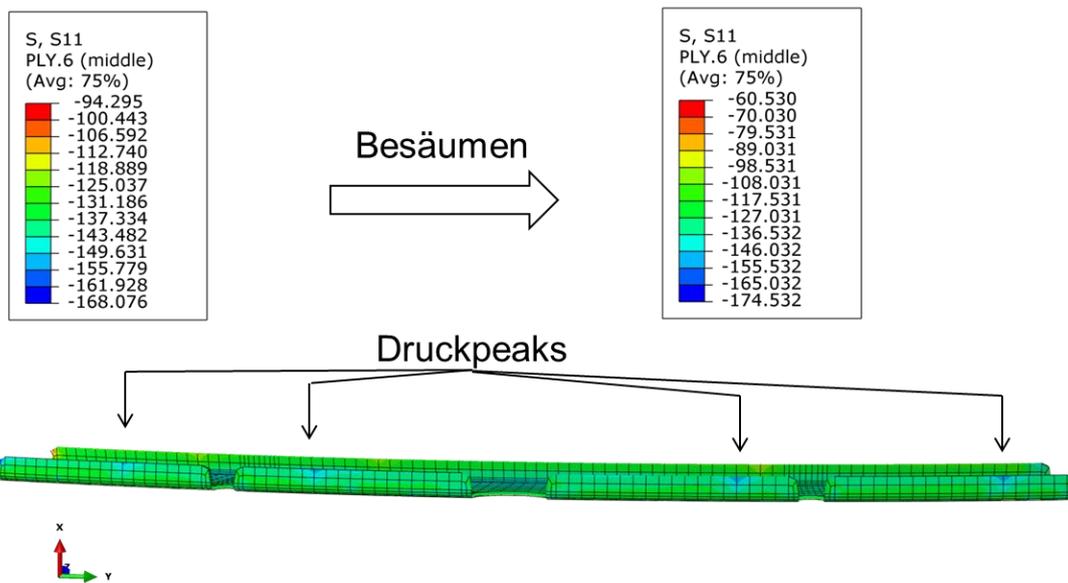


Abbildung 111: Spannungen [MPa] in Faserrichtung nach dem Besäumungsprozess

Im Rahmen des Projekts wurden Simulationen zur Vorhersage fertigungsbedingter Deformationen und Eigenspannungen angewendet und weiterentwickelt. So wurde für das Material M21E eine umfangreiche Materialcharakterisierung durchgeführt und geeignete Materialmodelle abgeleitet. Basierend auf den DMA-Messungen in Faser- und Faserquerrichtung wurden Mischungsregeln zur Berechnung der viskoelastischen Schubsteifigkeiten implementiert. Es wurde gezeigt wie nachgelagerte Bearbeitungsprozesse die Verformungen und Eigenspannungen beeinflussen. Eine Korrelation der berechneten Verformungen mit den gefertigten Spanten war aufgrund von Prozess- und Qualitätsabweichungen zum Ausgangsspannt nicht möglich. Das gleiche gilt für die Dehnungen. Zur Bewertung der Vorhersagegenauigkeit müssen zukünftig weitere Validierungstests eingeplant und durchgeführt werden.

### 2.3.1.3. Thermomechanische Interaktion zw. Bauteil und Werkzeug

Die Ergebnisse zu den Arbeiten finden sich im zusammenfassenden Artikel unter 2.3.1.2.

### 2.3.1.4. Deformationskompensation der Formflächen

Die Ergebnisse zu den Arbeiten finden sich im zusammenfassenden Artikel unter 2.3.1.1.

### 2.3.1.5. Bereitstellung, Ausrüstung und Erprobung des Aushärtewerkzeugs

Der Entwurf und die Konstruktion wurden in enger Abstimmung mit dem Projektpartner COTESA durchgeführt. Das finale Full-Scale-Spantwerkzeug in Form eines mehrteiliges Formwerkzeug aus unterschiedlichen Stahlwerkstoffen und Aluminium inkl. Material und CAD-Dienstleistung wurde bei der Firma CONCAD GmbH bestellt. Das gelieferte Werkzeug befand sich dann zur Erprobung beim Projektpartner COTESA.

### 2.3.1.6. CTE Anomalie Orthotroper Laminate

Die Ergebnisse zu den Arbeiten finden sich im zusammenfassenden Artikel unter 2.3.1.1.

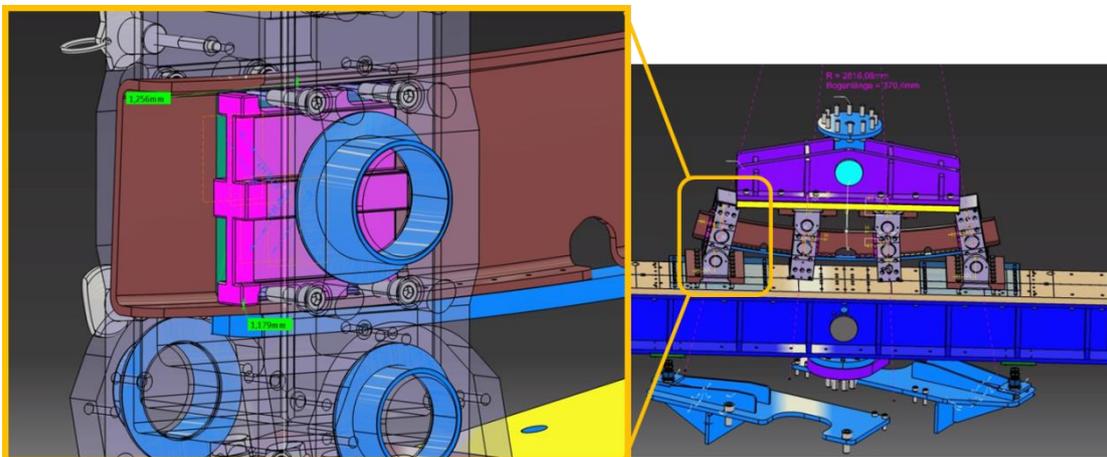
Im Zusammenhang mit dem AP 1.2.5 wurden folgende Patente eingereicht

Nr.	Nr	Patenttitel	Status
1	DE 10 2017 106 850	Verfahren und Vorrichtung zum Herstellen eines Faserverbundbauteils	In Prüfung, Offengelegt
2	DE 10 2019 116 817	Keileinleger Omegastringerfertigung	In Prüfung, Offengelegt

## 2.3.2. SAP 1.2.7 4-Punkt-Biege-Tests gebogene Prepreg-Spante (Curved 4PB Test)

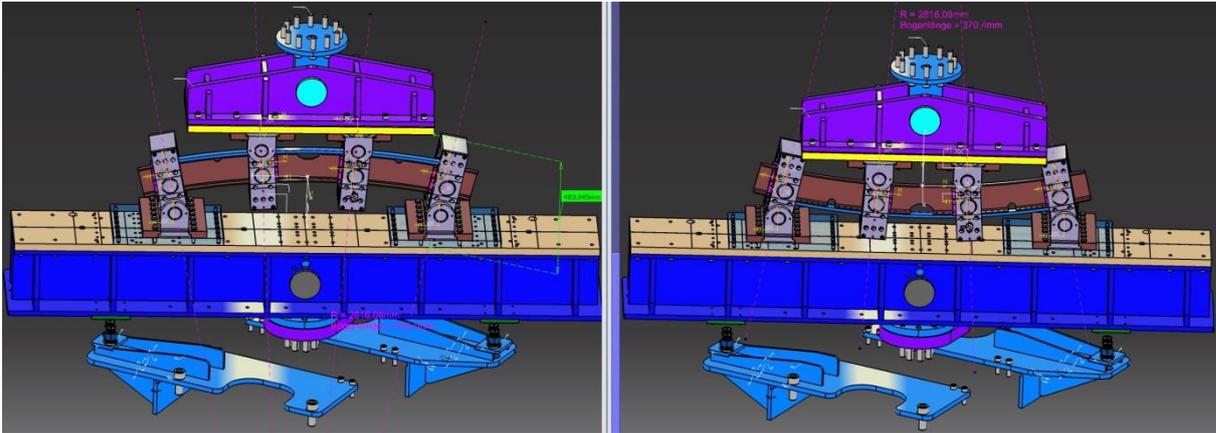
### 2.3.2.1. Umbau der 4PB-Prüfvorrichtung

Wie auch schon im SAP1.1.2 ist auch für die Untersuchung von gebogenen Prepreg-Spanten eine Modifikation der 4-Punkt-Biegevorrichtung notwendig. Die Änderungen betreffen im Wesentlichen die Spantkoppellemente für die Lasteinleitung, welche an den Spantquerschnitt angepasst werden müssen (siehe Abbildung 112), als auch die Positionen der Lasteinleitungen auf dem oberen und unteren Träger der Vorrichtung.



**Abbildung 112: Detailansicht des Lasteinleitungselementes nach der Anpassung**

Eine besondere Herausforderung stellt die gering Steghöhe zwischen den Gurten der Spante dar. Die Modifikationen für den Test der gebogenen Prepreg-Spante wurden gemeinsam mit den Anpassungen zur Prüfung der gekrümmten NCF-Spante im Arbeitspaket 1.1.2 geplant um zusätzliche Kosten und einen hohen Umrüstaufwand im Projekt zu vermeiden. Auch die Kompatibilität der neuen Lasteinleitungselemente mit Versuchen an gekrümmten und geraden Spanten stellt eine Herausforderung dar.



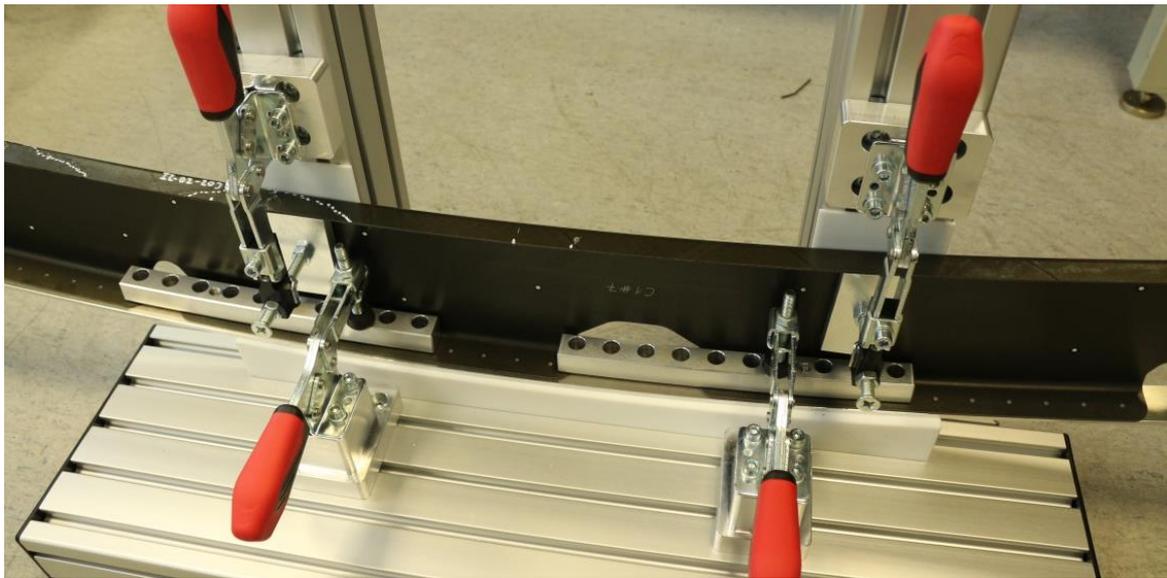
**Abbildung 113: Gekrümmte Spante in der Prüfvorrichtung für beide Belastungsrichtungen**

Weiterhin muss die Position und Ausrichtung der vier Lasteinleitungspunkte neu konzipiert werden. Die Prüflasten sollen radial eingeleitet werden. Dies führt zu einer Verschiebung der Lasteinleitungspunkte, bezogen auf die Prüfkonfiguration für gerade Spante. Um die Spante mit positiven und negativen Biegemomenten belasten zu können, müssen die Spantkoppellemente an anderen Positionen entlang der Träger befestigt werden. Die Konstruktion von Adapterplatten erleichtert den Umbau und schafft den benötigten Abstand um eine Kollision der oberen Spantkoppellemente mit dem unterem Träger bei negativen Biegemomenten (siehe Abbildung 113, rechts) zu vermeiden.

Da die Modifikation der Vorrichtung nicht losgelöst vom Prüfkörper erfolgen kann, wurde in einem iterativen Prozess wurde die Konstruktion der Vorrichtung an den Prüfkörper angepasst. Auf Basis der entstandenen Detailkonstruktion konnten dann die in die Spante einzubringenden Lochmuster definiert werden. Die Spezifikationen des Versuchs an den gekrümmten Spanten wurden in Form einer „test definition“ dokumentiert. Bereits vor der Umsetzung der Modifikation wurde virtuell geprüft ob sich die verschiedenen Spant-Konfigurationen kollisionsfrei in die Vorrichtung einbauen lassen. Erst nachdem die Montage im 3D-Modell der Konstruktion abgesichert war, wurde mit der Erstellung der detaillierten Fertigungsunterlagen begonnen.

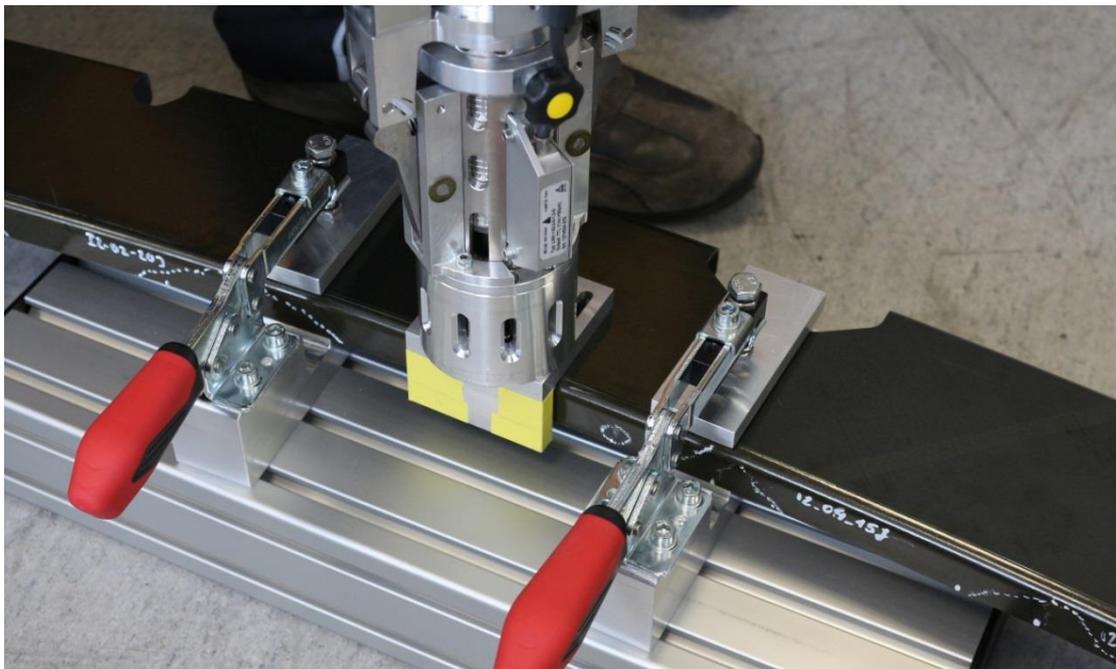
Analog zum Vorgehen in AP 1.1.2 erfolgte auch hier die Inbetriebnahme der Vorrichtung gemeinsam mit dem Verbundführer Airbus im Rahmen eines „test readiness review“. Wiederum ergaben sich keine Diskrepanzen zwischen der Spezifikation und der realen Vorrichtung. Aufgrund des vorzeitigen Maßnahmenbeginns vor dem Projektstart konnte der Meilenstein MS1.2.7-1 „Inbetriebnahme curved-4-point-bending Prüfvorrichtung“ bereits vor dem im Projektplan angegebenen Zeitpunkt erreicht werden.

Für das Einbringen der Schäden in gekrümmte Spante wurden zwei neue Vorrichtungen konzipiert, konstruiert und gefertigt. Eine dient der Lagerung des Spantes während der Schlagschädigung auf den gekrümmten Gurten.



**Abbildung 114: Impact-Vorrichtung für den Gurt**

Die zweite Vorrichtung wird benötigt, um reproduzierbare Lagerungsbedingungen bei der Schädigung des Steges zu gewährleisten.



**Abbildung 115: Impact-Vorrichtung für den Steg**

Beide Vorrichtungen sind so modular aufgebaut, dass diese für eine Vielzahl von Spantkonfigurationen genutzt werden können. Um die Impactvorrichtung für den Gurt an den modifizierten Krümmungsradius der gebogenen NCF-Spante (siehe SAP 1.1.2) anpassen zu können werden lediglich andere Tefloneinlagen benötigt. Die Vorrichtungen wurden in einer gemeinsamen Impact-Kalibrierung mit dem Verbundführer Airbus getestet und funktionieren erwartungsgemäß.

Die nichtzerstörende Ultraschallprüfung der gekrümmten Spanten stellt eine besondere Herausforderung dar, da die Gurtflächen gekrümmt sind. Der Ultraschallprüfkopf muss dieser Krümmung

folgen. Eine entsprechende Vorrichtung wurde konzipiert, konstruiert, gefertigt und erprobt. Die flächige Prüfung der gekrümmten Gurte konnte erfolgreich demonstriert werden.

### 2.3.2.2. Geometrievermessung ATOS (1 x 5 Spante)

Analog zur Vermessung der NCF-Spante wurden auch die gekrümmten Prepreg-Spante vor der Prüfung mit einem optischen System 3-dimensional geometrisch vermessen. Die gemessene Geometrie kann im Anschluss mit der Sollgeometrie verglichen werden, um Abweichungen festzustellen.

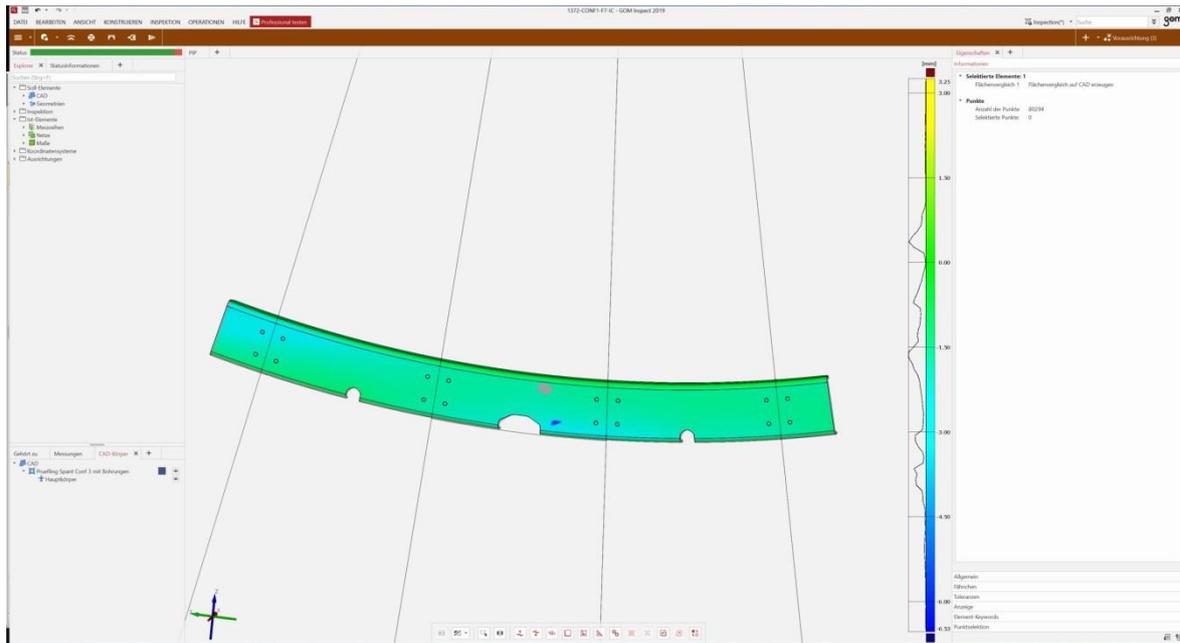
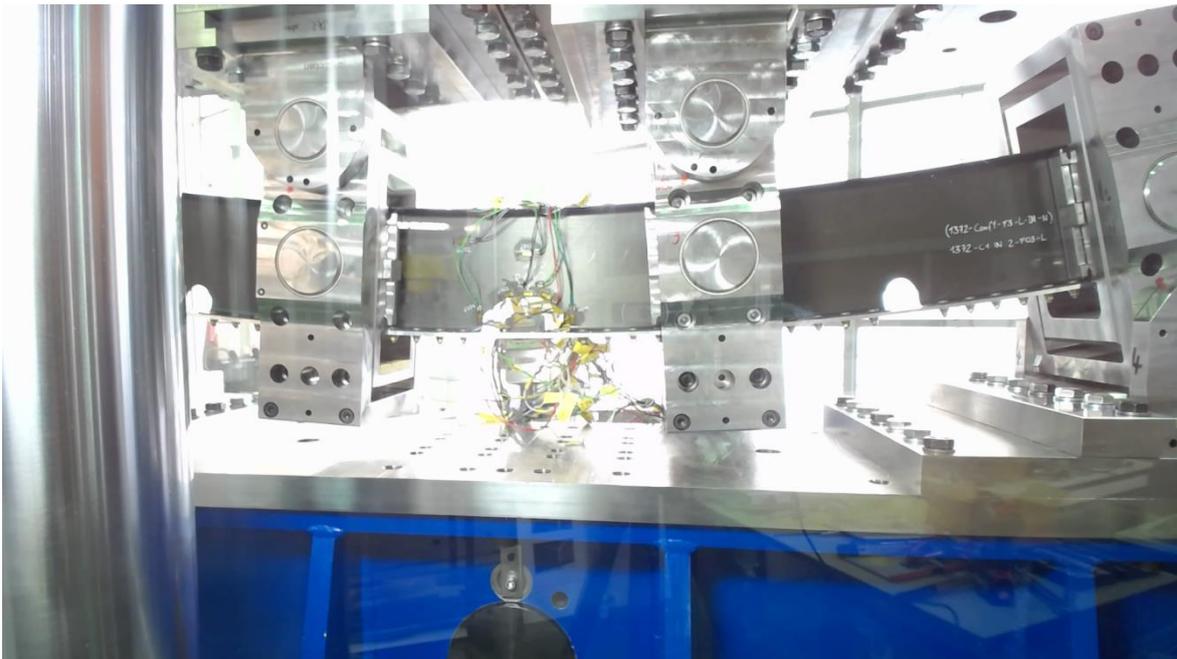


Abbildung 116: Optische Vermessung eines gekrümmten Prepreg-Spantes

### 2.3.2.3. Durchführung der Versuche (1 x 5 Spante) incl. Ausrüstung (Impact, DMS)

Auch bei den gekrümmten Prepreg-Spanten wurde ein erster Versuch mit einem ungeschädigten und stark mit Dehnungsmessstreifen instrumentierten Prüfkörper durchgeführt, um den Versuch mit dem Berechnungsmodell abzugleichen. Dabei wurde eine gute Übereinstimmung zu den Berechnungen festgestellt.

Es folgten die initial im Projekt beantragten 5 Spantbiegeversuche an geschädigten Prepreg-Spanten. Die Impact-Schäden wurden gemäß den Ergebnissen der gemeinsamen Impact-Kalibrierung mit Airbus eingebracht. Die Ergebnisse wurden in Form eines Berichtes dokumentiert und an den Verbundführer Airbus zur weiteren Auswertung übergeben. Die Versuche wurden in zwei Teile aufgeteilt, da die Versuchsvorrichtung in der Lage ist zwei verschiedenen Lastfälle zu realisieren. Die Lastfälle unterscheiden sich in der Orientierung des aufgetragenen Biegemoments. Bei der Durchführung der Versuche wurde offenbar, dass die Anzahl der Tests nicht ausreicht, um eine valide Aussage über das Verhalten mehrerer Spantkonfigurationen zu treffen. Diese Erkenntnis führte zur Aufstockung des Vorhabens.

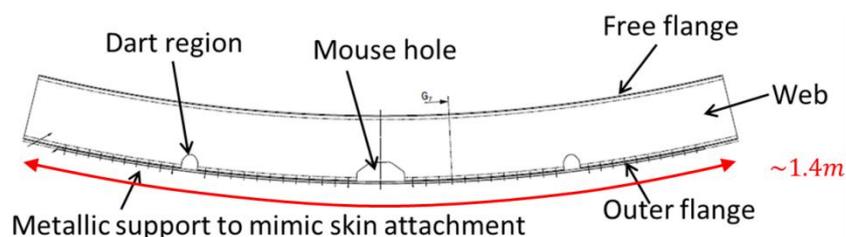


**Abbildung 117: Instrumentierter gekrümmter Spant im 4-Punkt-Biegetest**

#### 2.3.2.4. FE-Analyse 4PB-Vorrichtung und Validierung

Als Teilaufgabe des AP 127 wurde komplementär zu den durchgeführten Spanttests ein parametrisiertes FE Modell aufgebaut. Die Aufgabe des Modells war es den durchgeführten 4-Punkt-Biegetest (4PBT) samt all seiner Spezifikationen abzubilden. Im Projektverlauf dient das Modell dem Abgleich zwischen den durchgeführten Tests und dem numerischen Abbild.

Abbildung 118 zeigt die globale Geometrie der Teststruktur, sowie die im weiteren Verlauf verwendeten Bezeichnungen für bestimmte Spantattribute. Der gekrümmte Spant weist einen C-förmigen Querschnitt auf.



**Abbildung 118: Benennungen der Probekörperzonen**

Im Rahmen der Spanttestkampagne wurden drei Konfigurationen (Conf 1-3) untersucht. Alle Spantkörper wurden aus Hexcel M21E/IMA Prepregmaterial gefertigt, wobei Medium-Grade-Material, mit einer Lagendicke von 0.184 mm zum Einsatz kam. Die Konfigurationen unterscheiden sich in den lokalen Laminataufbauten der Einzelbereiche Web, Free flange (FF) und Outer flange (OF). Conf 1 verfügt über einen konstanten Lagenaufbau in allen drei Bereichen. Die Konfigurationen Conf 2 und Conf 3 haben jeweils im Free flange Aufdickungen durch extra eingeführte 0° lagen, die die Umfangssteifigkeit des Spants erhöhen. Zudem verfügen Conf 2 und Conf 3 über höhere Lagenanzahlen und vergleichsweise dickere Lamine. Tabelle 7 zeigt die Laminatvarianten und deren Zuordnung zu den Spantkonfigurationen.

Spantbereich	Conf 1	Conf 2	Conf 3
Web	1.472 mm (8 Lagen)	1.840 mm (10 Lagen)	4.784 mm (26 Lagen)
Outer flange	1.472 mm(8 Lagen)	1.840 mm (10 Lagen)	4.784 mm (26 Lagen)
Free flange	1.472 mm (8 Lagen)	2.576 mm (14 Lagen)	5.152 mm (28 Lagen)

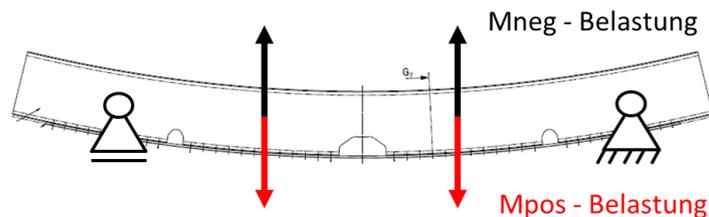
**Tabelle 7: Laminatbereiche und Zonen der Probekörperkonfigurationen**

Die Außengeometrie aller Spantkonfigurationen ist identisch. Lagenaufbauänderungen resultieren somit in einer veränderten Form der Spantinnengeometrie. Die Materialparameter der verschiedenen Lagenaufbauten sind in Tabelle 8, zusammengefasst. Tiefergehende Informationen zu den exakten Laminataufbauten sind proprietäre Daten und können im Rahmen des Berichts nicht veröffentlicht werden

	Free flange			Outer flange & Web		
	Ex	Ey	Gxy	Ex	Ey	Gxy
	[GPa]	[GPa]	[GPa]	[GPa]	[GPa]	[GPa]
<b>Conf 1</b>	57.6	57.6	21.8	57.6	57.6	21.8
<b>Conf 2</b>	80.5	42.0	19.3	51.1	51.1	25.3
<b>Conf 3</b>	98.9	38.7	14.2	94.7	40.9	15

**Tabelle 8: Zonenspezifische Lamineigenschaften**

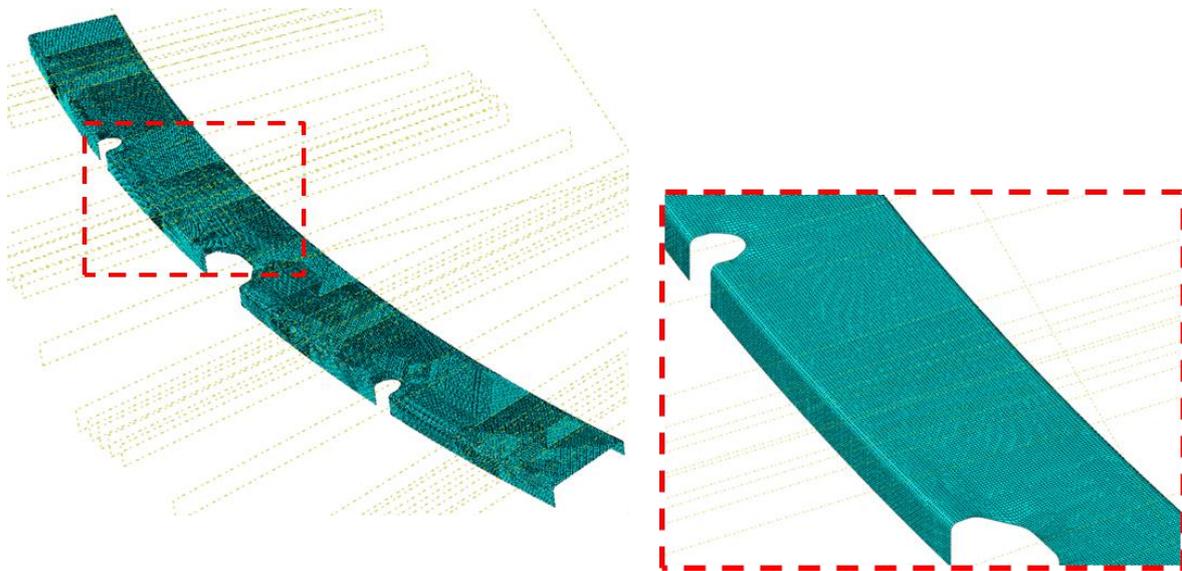
Für die Spantversuche und das numerische Modell werden zwei Lastzustände unterschieden. Die als „Mneg“ bezeichnete Belastung führt zu einer Zugbelastung im Free flange (Innengurt) und somit zu einer Radiusvergrößerung. Die mit „Mpos“ bezeichnete Belastung führt zu einer Druckbelastung des Free flange und somit zu einer globalen Radiusverkleinerung für die Spantstruktur. Abbildung 119 zeigt beide Zustände schematisch.



**Abbildung 119: Belastungszustände des 4-Punkt Biegeversuchs**

#### Numerisches Modell

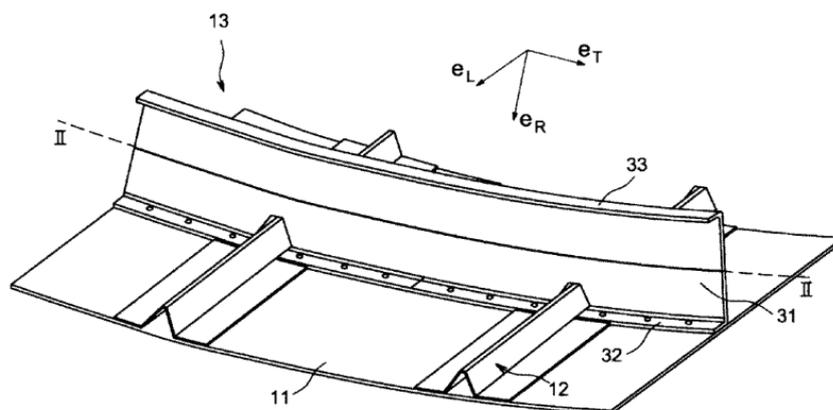
Innerhalb der FE Software ABAQUS wurde ein parametrisiertes Modell der Spantstruktur erstellt. Dieses Modell berücksichtigt alle relevanten Designkombination. Die Modellerzeugung wurde skriptbasiert umgesetzt. In entsprechend vergleichbaren Arbeiten seitens Airbus wurde sich für eine schalenelementbasierte (S4 Element in ABAQUS) Modellierung entschieden, wobei die Außenfläche des Spants modelliert wurde. Radienbereich in den Übergängen vom Web zu FF und OF wurden diskret modelliert. Die Zonen wurden beim Zuweisen der Materialien berücksichtigt, wobei die Option „Bottom-Surface“ verwendet wurde. Abbildung 120 zeigt exemplarisch eine Spantkonfiguration, die mit dem parametrisierten Skript erstellt wurde.



**Abbildung 120: Skriptbasiert erzeugtes Spantmodell mit Mouseholes**

Eine Besonderheit der im Projekt untersuchten Spantkonfiguration besteht darin, dass es sich um einen sogenannten Integralspant handelt.

Dieser steht mit seinem OF direkt auf dem Laminat des Rumpfs und wird mit diesem vernietet, ähnlich wie es in nachfolgender Prinzipskizze (Abbildung 121) zu sehen ist. Die feste Verbindung mittels Nieten führt dazu, dass unabhängige Verdrehungen der Abschnitte des durch sogenannte Mousehole- und Dartareas unterbrochenen outer flanges strukturell nicht möglich ist. Diese Besonderheit musste sowohl in den Tests als auch im Simulationsmodell nachgebildet werden, um realistische Belastungszustände zu erzeugen.



**Abbildung 121: Integralspantdarstellung aus Patent US2010/0308165 A1**

Numerische Analysen zeigten klar, dass insbesondere die Mneg Belastung zu keinen sinnvollen Ergebnissen führen würde, wenn diese Interaktion mit den Ansollelementen unberücksichtigt bliebe. Durch das Mousehole wird die Biegesteifigkeit es Spants (EI) drastisch reduziert, was zu einem lokalen Versagen im Bereich des Mouseholes führt anstelle der gewünschten globalen Verformung.

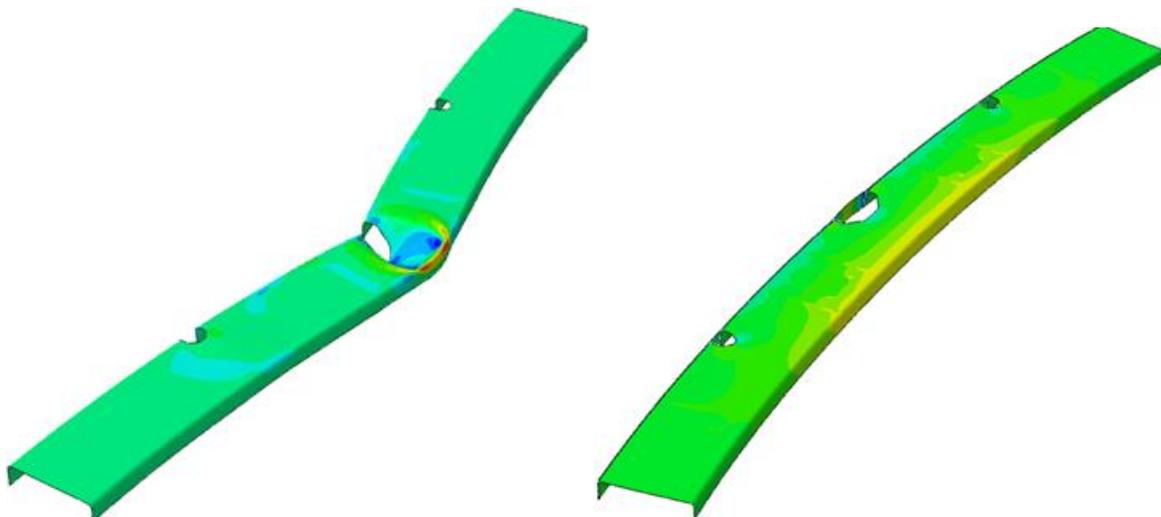
Im Rahmen des Projekts wurde der Anschluss an die Haut des Flugzeugrumpfs mittels massiver Aluminiumstreifen imitiert. Diese Streifen wurden, wie in Abbildung 122 zu sehen mit regulärem Nietabstand mit den Abschnitten des unterbrochenen OF vernietet. Je nach Belastungsfall wurde 4,

8 oder 12mm Materialstärke getestet. Die Vernietung erfolgte mit Titannieten mit einem Durchmesser von 4.8 mm. Im FE Modell sind diese Aluminiumstreifen ebenfalls als Schalenelemente modelliert worden, wobei die Anbindung an die CFK Struktur mittels der ein ABAQUS verfügbaren, knotenbasierten Rivet-Anbindung erfolgte.



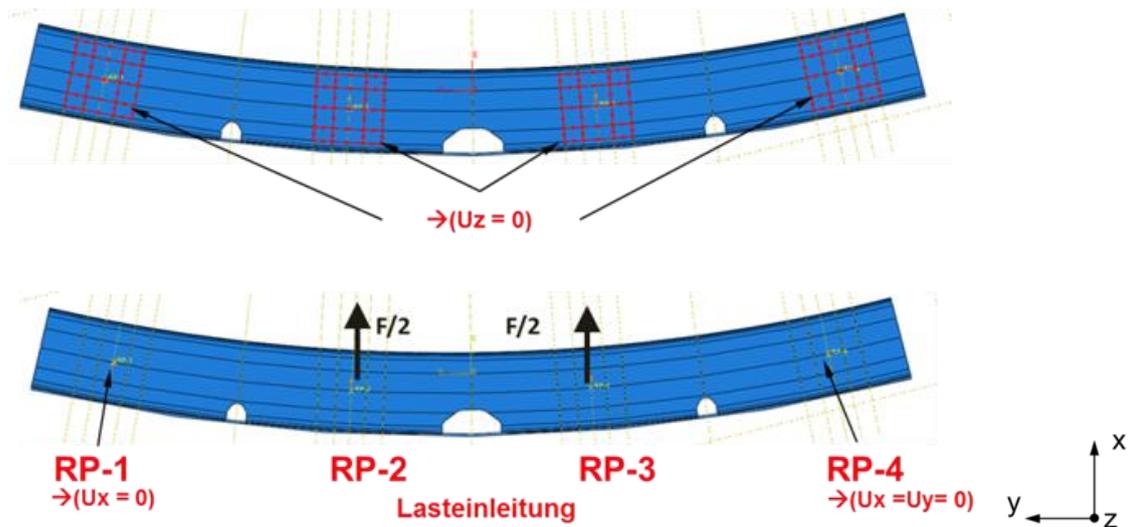
**Abbildung 122: Probekörper mit vernieteter Aluminiumversteifung**

Abbildung 123 zeigt wie die Berücksichtigung des Metallstreifens das Strukturverhalten beeinflusst (Mneg Lastfall). Ohne die Berücksichtigung des Metallstreifens würde es zu keinem relevanten Strukturverhalten kommen, da der Spant lokal kollabieren würde. Durch die stützende Wirkung des Metallstreifens, wird die Anbindung des Spants an die Rumpfhaut imitiert



**Abbildung 123: Einfluss des Aluminiumstreifens auf das mechanische Spantverhalten**

Die Randbedingungen innerhalb des FE Modells leiten sich aus den realen Testbedingungen ab, die wiederum durch die DLR Testanlage vorgegeben sind. Abbildung 124 zeigt die eingesetzten mechanischen Randbedingungen.



**Abbildung 124: Randbedingungen im FE Modell der Struktur**

An den vier Aufnahmen wird im Bereiche der Aufnahmenabmessungen jegliche Verschiebung des Webs in z-Richtung unterbunden. Etwaiges Verkippen des Spants wird auf diese Weise unterbunden. Mögliche Beulmuster können sich somit nur im Bereich zwischen den Aufnahmen ausprägen.

Der 4-Punkt Biegeversuch erlaubt das Einbringen einer querkraftfreier Momentenbelastung. Demnach ist für die Auswertung nur der Bereich zwischen den markierten Referenzpunkten RP-2 und RP3 von Interesse, da nur dort mit querkraftfreier Biegung zu rechnen ist. Der mit RP-4 bezeichnete Refrenzpunkt stellt in der Simulation ein Festlager dar, während bei RP-1 nur eine Verschiebung in x-Richtung unterbunden ist. Die Kraft-Weg-Information der Simulation wird über die Punkte RP-2 und RP-3 erfasst. Die Verschiebung der Punkte wird später mit dem Traversenweg der Testmaschine korelliert, währen die gemessene Prüfkraft im FE Model der Summe beider Reaktionskräfte an RP-2 und RP-3 entspricht.

Die Defintion des Berechnungsteps im Simulationsmodell ist Abbildung 125 zu entnehmen. Diese Parameter sind FE-Software spezifisch und sind für ABAQUS CAE 6.14 verwendet worden.

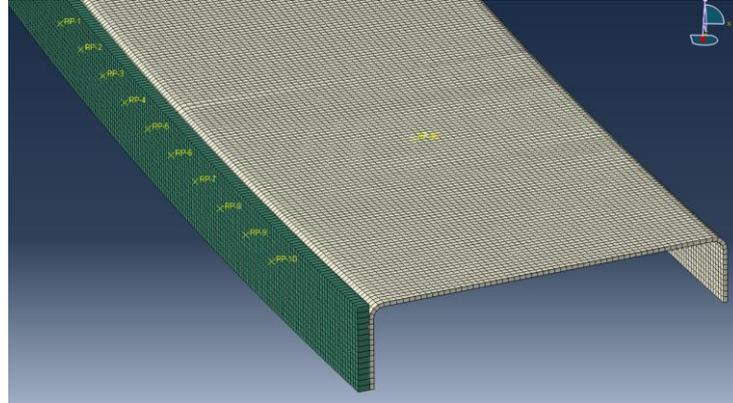
Besonders erwähnswert ist die berücksichtigung nichtlinearer Geometrieeffekte die durch Nlgeom=On berücksichtigt wird.

Step definition	
Step type	Static General
Nlgeom	On
Equation solve	Direct
Solution technique	Full Newton
Load variation with time	Ramp linearly over step
Incrementation	
Initial	0.001
Minimum	$10e^{-15}$
Maximum	0.01
Number of increments	330

**Abbildung 125: Step-Definition im ABAQUS FE Modell**

Wie zuvor angedeutet findet das Modellieren der Nietverbindungen in ABAQUS mit knotenbasiereten Nietdefinitionen statt. Diese erlauben die idealisierte Modellierung von Bolzen- und Nietver-

bindungen. Abbildung 126 zeigt die Anbindung des Metallstreifens an den CFK Körper, wobei nachfolgend die ABAQUS-Option „Render shell thickness“ genutzt wurde, um die Materialstärken zu visualisieren (Weiterhin handelt es sich um ein Schalenmodell).



**Abbildung 126: Probekörpermodell mit visualisierten Materialdicken**

Die Parameter zur Definition der Nietverbindungen in ABAQUS CAE sind in Abbildung 127 zusammengefasst.

Bolt connection	-
Fastener	Point based
Criteria	Face-to-face
Target surface approach	Fasten in specific order (1-flange, 2-plate)
Physical radius	4.45 mm
Influence radius	4.45 mm
Coupling type	Structural distributed
Section	Rigid MPC

**Abbildung 127: Definition der Nietverbindungen in ABAQUS**

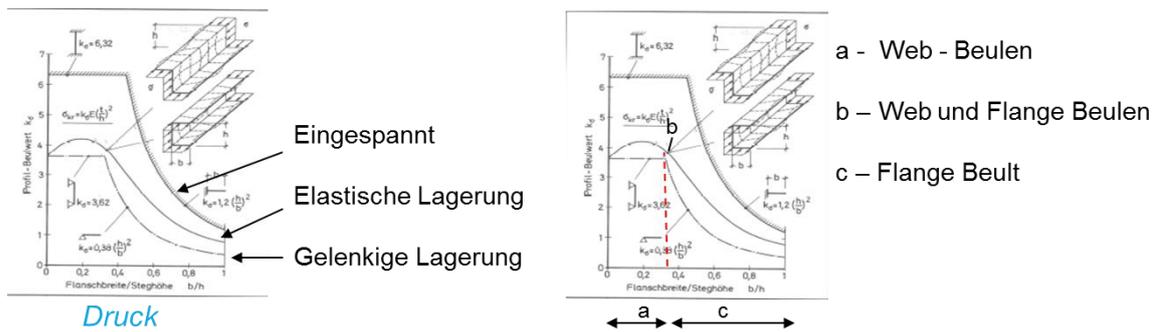
#### *Verifikation des numerischen Modells mit analytischen Methoden*

Um sicher zu stellen, dass das numerische Modell korrekte Ergebnisse liefert, wird das FE-Modell mit analytischen Methoden verifiziert. Für die analytische Studie des Stabilitätsverhaltens des Integral-Spantes werden Formel aus [4] verwendet.

Während des 4-Punkt-Biegeversuches wird der FF auf Druck belastet. Den Zusammenhang zwischen kritischer Beulspannung  $\sigma_{krit}$ , der Querschnittsdicke  $t$ , der Profilhöhe  $h$  des C-Profils und des Elastizitätsmoduls  $E_x$  ist nachfolgend dargestellt. Der Beulfaktor  $k_\sigma$  hängt von den mechanischen Randbedingungen ab. Für eine feste Einspannung, elastische oder gelenkige Lagerung können die entsprechenden Faktoren aus dem Diagramm entnommen werden.

$$\sigma_{krit} = k_\sigma E_x \left( \frac{t}{h} \right)^2$$

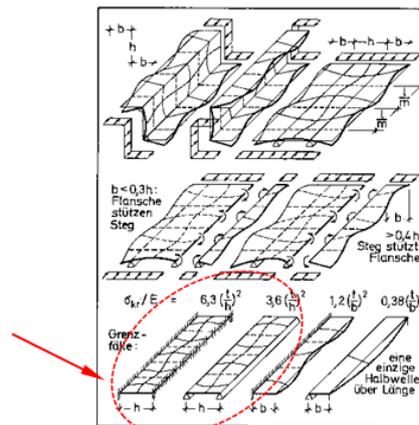
Es gibt drei verschiedene Szenarien: Beulen des Webs (Fall a), Beulen der Flange (Fall c) oder gleichzeitiges Beulen von Flange und Web (Fall b), welche vom Verhältnis Flangebreite zu Webhöhe abhängen. Abbildung 128 zeigt die verschiedenen Einflüsse



**Abbildung 128: Kurven der Beulfaktoren für unterschiedliche Randbedingungen**

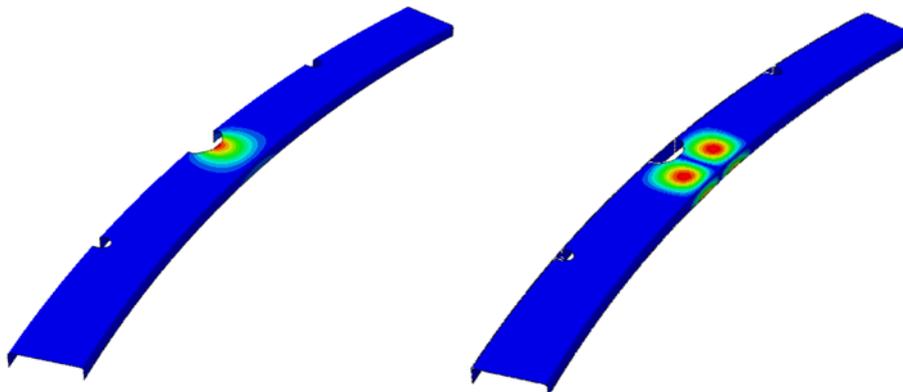
Das Verhältnis Flangebreite zu Webhöhe (am „mousehole“) entspricht in diesem Fall  $30/87 = 0.343$  das bedeutet, dass für die vorliegende gelenkige Lagerung das Web beulen wird. Eine begleitende lineare Beul-Eigenwert Analyse des C-Spantes mit Conf-1 bestätigt die Vorhersage der analytischen Formeln. Im Fall des ungestützten Spantes (ohne Aluminiumplatte) kann die Beulspannung mit oben stehender Formel abgeschätzt werden, sie liegt laut analytischen Formeln im Bereich von  $60.7 \text{ MPa} \leq \sigma_{krit} \leq 106.3 \text{ MPa}$  (siehe Abbildung 129).

### Beulspannung für Web



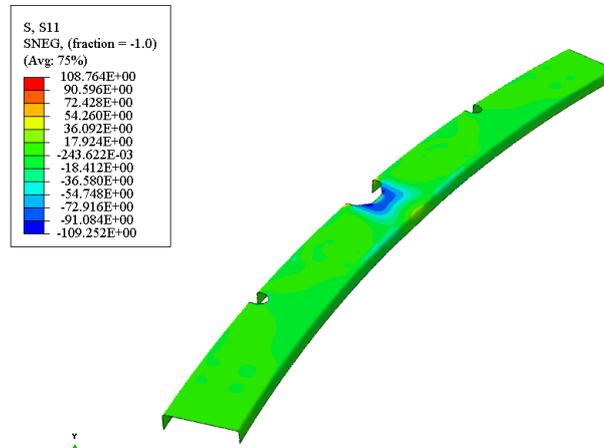
**Abbildung 129: Bestimmung der Beulspannung**

In der zugehörigen FE-Simulation (Abbildung 130) kann einen Beulspannung von ca. 109 MPa bestimmt werden, welche Aufgrund der Spannungskonzentrationen am „Mouse hole“ und der fehlenden Stützung des Flanges etwas höher sind als die analytische Lösung.



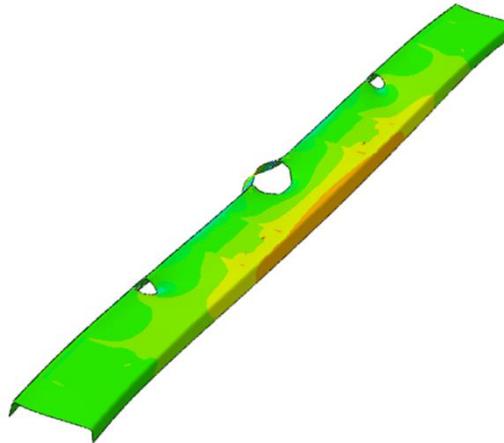
**Abbildung 130: Erster linearer Beulmode des Integralspantes mit Aluminiumplatte (rechts) und ohne Aluminiumplatte (links)**

In der Abbildung 131 ist der zugehörige Hauptspannungszustand des Spantes aus der FE Simulation abgebildet.



**Abbildung 131: Spannungszustand der Spantes beim ersten Stabilitätsversagen**

Im Fall des Spantes mit vernieteter Aluminiumplatte wird wegen der fehlenden Stützung zwischen Platte und Web aufgrund des „Mouse holes“ zuerst die Aluminiumplatte unter dem „Mouse hole“ beulen und dann erst das Web (siehe Abbildung 132Abbildung 130).



**Abbildung 132: Spannungszustand des Spants mit Aluminiumplatte beim ersten Stabilitätsversagen**

Resümierend zeigt sich, dass das numerische Model eine prinzipielle Übereinstimmung mit den analytischen Ergebnissen zeigt.

### *Materialtests*

Begleitend zum Aufbau der numerischen Modelle wurden Zug und Drucktests nach DIN EN ISO 14126 vorgenommen um Materialeigenschaften ausgewählter Spantlamine aus M21E/IMA Prepreg zu bestimmen.

Die Arbeiten wurden durchgeführt, um konfigurationsspezifische Spannungs-Dehnungsverläufe zu generieren, um diese bei Bedarf mit den Simulationsergebnissen korrelieren zu können. Dazu wurden in dedizierten Autoklavprozessen drei plattenförmige Lamine hergestellt, wobei ein zweiseitiges Plattenwerkzeug zum Einsatz kam. Die Konfigurationen sind in Tabelle 9 beschrieben.

Laminat	Dicke t	Aufbau	Lagenanzahl
I	1.472 mm	[45,-45,0,90,90,0,-45,45]	8
II	1.840 mm	[45,-45,90,0,45,-45,0,90,-45,45]	10
III	2.576 mm	[45,-45,0,0,90,0,45,-45,0,90,0,0,-45,45]	14

**Tabelle 9: Laminatkonfigurationen für mechanische Tests**

Angelehnt an die Norm wurden Zug- und Druckprobekörper aus den Platten gefertigt. Die relevanten Abmessungen der Prüfkörper sind in Tabelle 10 zusammengefasst.

Probe	Freie Länge	Breite b
Zugprobe	150 mm	15 mm
Druckprobe	10 mm	10 mm

**Tabelle 10: Probendimensionen der CFK Probekörper**

Die Abbildung 133 zeigt exemplarisch die getesteten Probekörper nach Erreichen der Belastungsgrenze.



**Abbildung 133: Zug- (links) und Druckproben (rechts)**

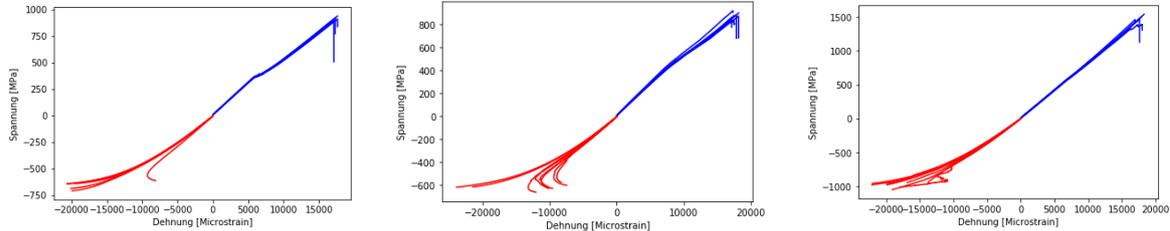
Basierend auf den aufgezeichneten Kraft-Weg Kurven der Testmaschine wurden können das E-Modul der Probe berechnet werden. Jeder Probekörper wurde mit zwei DMS ausgestattet. Bei den Zugproben ist jeweils ein DMS in Lastrichtung (DMS1) und ein DMS in Querrichtung ausgerichtet (DMS2). Basierend auf DMS1 und der konfigurationsspezifischen Querschnittsflächen konnten E-Moduln aus den nachfolgend gezeigten Spannungs-Dehnungsverläufen errechnen.

$$E_x = \frac{\sigma}{\varepsilon} = \frac{F}{b \cdot t} \cdot \frac{l_0}{\Delta l} = \frac{F}{b \cdot t} \cdot \frac{1}{\varepsilon_{DMS1}}$$

Abbildung 134 zeigt die ermittelten Zug- und Druck E-Moduln für die drei getesteten Laminatkonfigurationen.

Bei den Druckproben sind beide DMS in Lastrichtung ausgerichtet, so dass die Bestimmung der Poissonzahl nicht möglich ist. Der Vergleich beider DMS Daten wurde stattdessen genutzt, um die Gültigkeit des Tests zu überwachen. Sich kreuzende oder divergierende Dehnungssignale deuten auf ein Aufspalten oder Ausknicken der Probe hin. Brauchbare Druck E-Moduln sind in derartigen Fällen nicht mehr zu bestimmen. Auftretende Knicke in den Spannungs-Dehnungsverläufen deuten auf auftretende Delaminationen hin, die während der Tests zu beobachten waren. Insbesondere der Zugversuch des Laminat I zeigte die Artefakte. Als Ursache wird vermutete das Randeffecte die

Delaminationen initiieren. Auch die Microbeschädigung durch den Sägeprozess könnte eine Ursache sein, bzw. die Schädigung begünstigen. Randeffekte als Ursache erscheinen realistischer, da der Effekt für alle Probenkörper einer Konfiguration zu beobachten war.

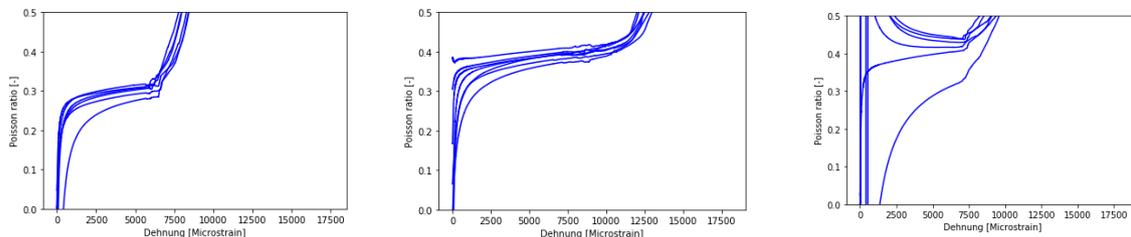


**Abbildung 134: Zug- (blau) und Druck (rot) E-Moduln für die Konfigurationen 1-3 (v.l.n.r)**

Die Messungen der Zugproben wurden verwendet um die Poissonzahlen für die analysierten Laminat zu bestimmen. Anhand der DMS Signale während des Tests erfolgt die Berechnung nach folgender Vorschrift.

$$\nu_{xy} = -\frac{\varepsilon_y}{\varepsilon_x} = -\frac{\varepsilon_{DMS2}}{\varepsilon_{DMS1}}$$

Die Abbildung 134 zeigt die aus den DMS-Daten bestimmten  $\nu_{xy}$  für die verschiedenen Laminatkonfigurationen.

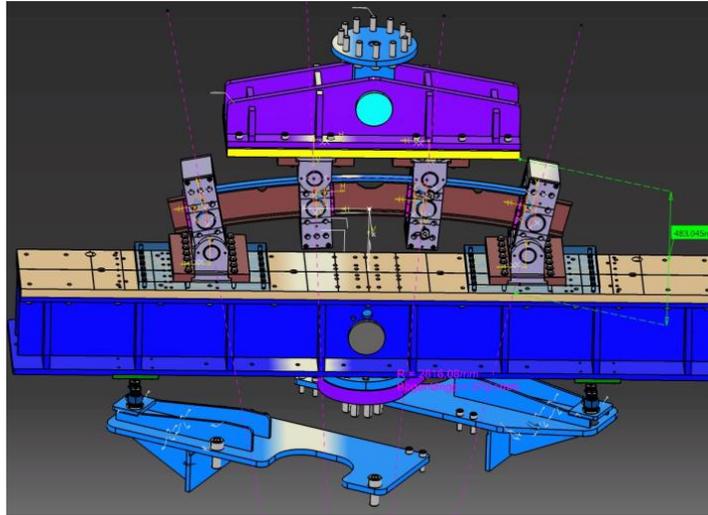


**Abbildung 135: Aus den Zugproben ermittelte Poisson Zahlen für die Laminat der Konfiguration 1-3 (v.l.n.r)**

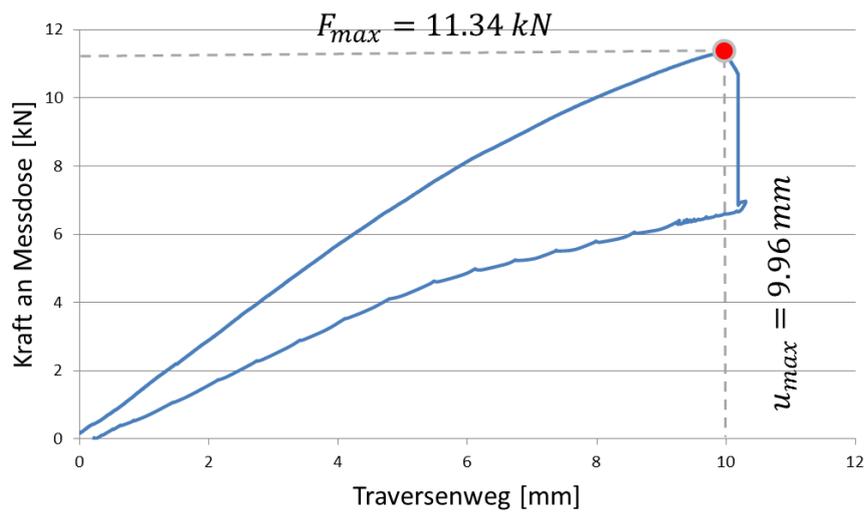
### Experimenteller Test

Die im Vorfeld beschriebenen Tests fokussierten sich im Wesentlichen auf Spante, die vor dem Test mittels verschiedener Impacts geschädigt wurden. Diese Daten konnten für die Validierung des erzeugten FE Modells nur bedingt herangezogen werden, da eine Beeinflussung des Strukturverhaltens durch einen Impact nicht zweifelsfrei ausgeschlossen werden kann. Zur Schaffung einer relevanten Datenbasis wurde daher ein ungeschädigter Spantprobekörper einem äquivalenten Test unterzogen. Abbildung 136 zeigt das angewendete Testsetup. Während des Tests bewegt sich die untere Traverse nach unten und führt so zu einer Druckbelastung im Innenflansch und somit der Mpos Belastung.

Für den Test wurde ein Spant der Konfiguration C1 verwendet. Dieser wurde analog zu den anderen getesteten Spanten gefertigt, so dass von vergleichbarer Qualität des Bauteils auszugehen ist. Es wurde ein 4 mm starker Aluminiumstreifen verbaut. Die Vernietung wurde konform zu heutiger Praxis von Fachleuten des CTCs vorgenommen.

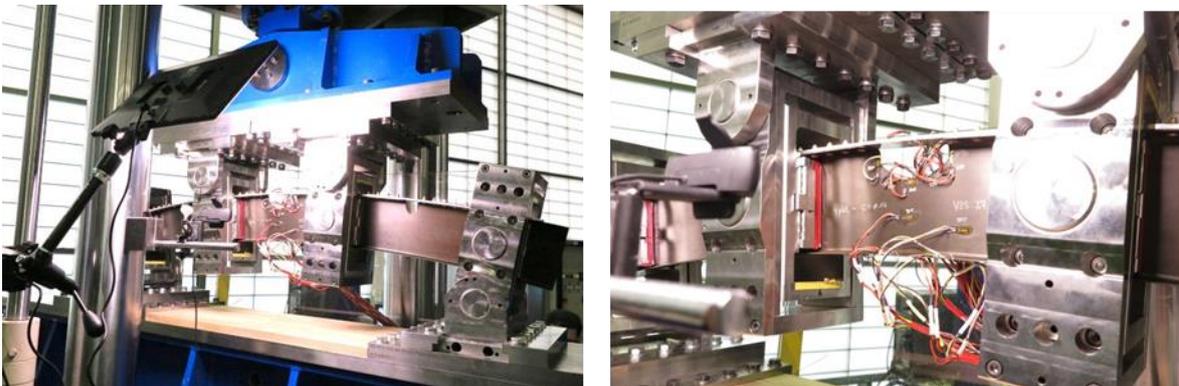


**Abbildung 136: Belastungsszenario des durchgeführten Tests**



**Abbildung 137: Kraft-Weg Diagramm des Tests**

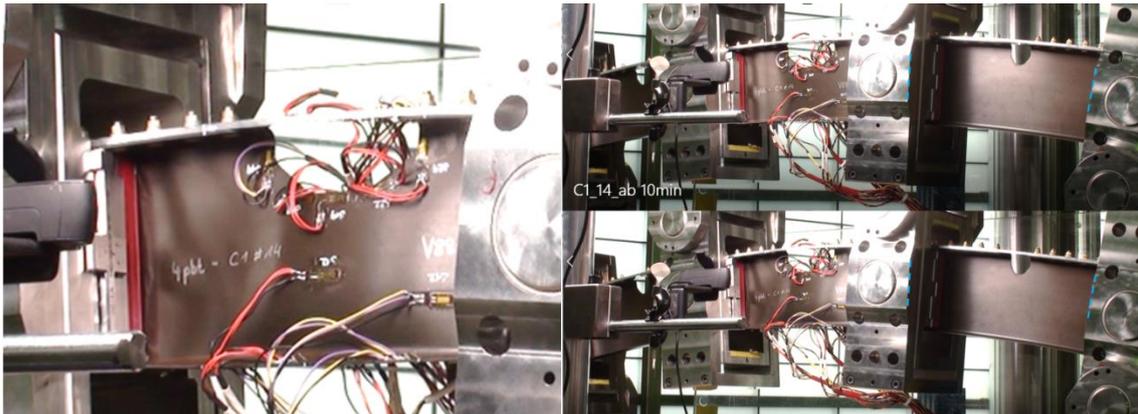
Die Testgeschwindigkeit betrug ca. 1mm/min. Die Reaktionskraft wurde mittels einer Kraftmess-  
aufnehmers an der oberen Traverse aufgezeichnet.



**Abbildung 138: Momentaufnahmen während des Tests**

Der im Test bestimmte Kraft-Weg Verlauf ist in Abbildung 137 zu sehen. Bis zu einem Traversenweg von etwa 4mm ist in Annäherung lineares Verhalten zu beobachten, danach geht der Kraft-Weg Verlauf einen nichtlinearen, leicht degressiven Verlauf über. Bilder des Tests sind in den Abbildung 138 zu sehen.

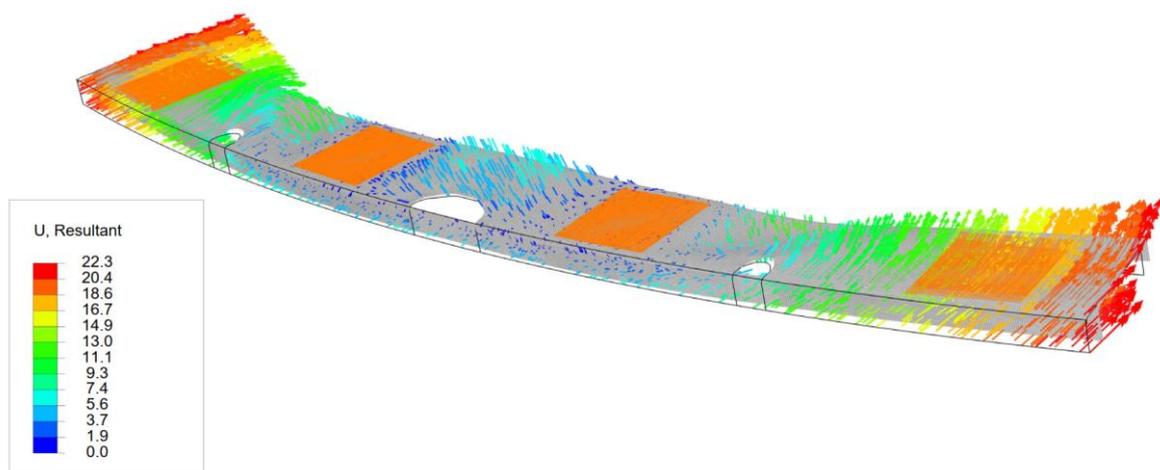
Bild- und Videomaterial, das während des Tests aufgenommen wurde, zeigt das Ausprägen von Beulen im Bereich des FF und im weiteren Verlauf des Tests auch im Web. Dieses Stabilitätsversagen der strukturellen Bereiche ist als Ursache für den nichtlinearen Verlauf des Kraft-Weg-Verlaufs zu nennen.



**Abbildung 139: Lastbedingtes Beulen der Struktur im Bereich des Webs. Detaildarstellung unten zeigt Kippbewegung des Flansches**

### Ableich von numerischen und experimentellen Ergebnissen

Die Analyse der Simulationsergebnisse zeigt im Vergleich zum durchgeführten experimentellen Versuch dass das charakteristische mechanische Verhalten des Spantprobekörpers unter 4-Punkt-Biegebelastung qualitativ ordentlich abgebildet wird. Abbildung 140 zeigt die Verformungsamplituden und verdeutlicht diese vektoriell.



**Abbildung 140: Verformungscharakteristik (vektoriell) des Tests**

Nach einem anfänglich als linear zu beschreibendem Abschnitt des Kraft-Weg Verlaufs zeigen auch die Simulationsergebnisse einen degressiven Trend der Kurve. Quantitativ zeigen die Simulationsergebnisse jedoch eine nennenswerte Überschätzung des Kraftniveaus. Bereits unmittelbar

nach dem Start des Versuchs sind deutliche Unterschiede im Anstieg der Kräfte zu erkennen was auf einen relevanten Unterschied in der Probekörper Steifigkeit hindeutet. Die Ursachen für diese deutliche Diskrepanz sind nachfolgende Gegenstand weiterer Analysen. Aus Sicht der Strukturanalyse ist die deutliche Überschätzung des Kraftniveaus als kritisch zu bewerten.

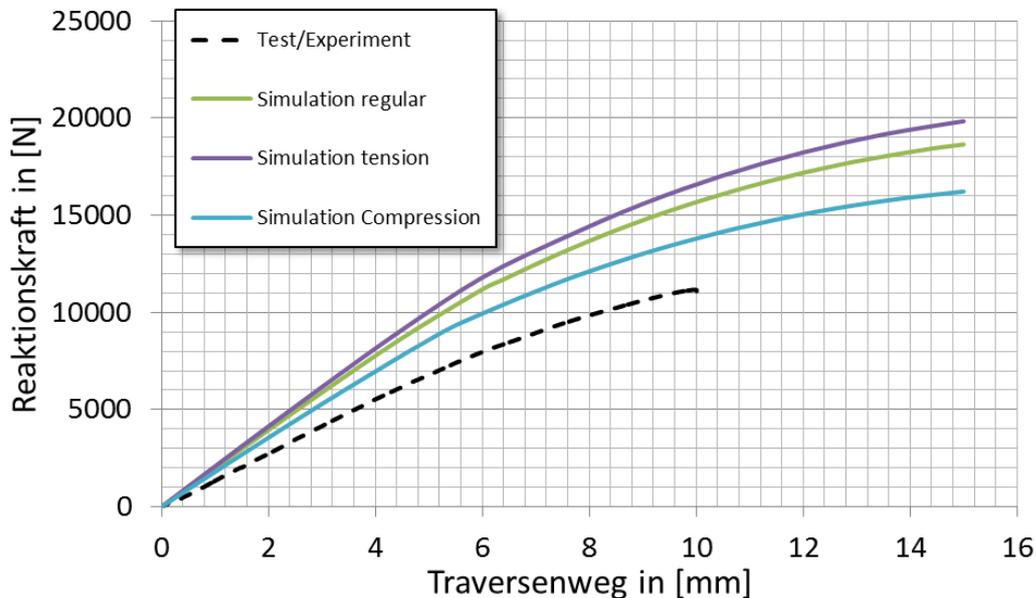


Abbildung 141: Simulationsergebnisse mit verschiedenen Materialkennwerten

Abbildung 141 zeigt neben den Testdaten Ergebnisse erster weiterführender Analysen. Im Speziellen wurden drei Simulationen durchgeführt, in denen jeweils die zonenspezifischen Materialparameter variiert wurden. Dies diente dem Zweck zu überprüfen ob bzw. in welchem Ausmaß Abweichungen der mechanischen Kenngrößen die Berechnungsergebnisse beeinflussen.

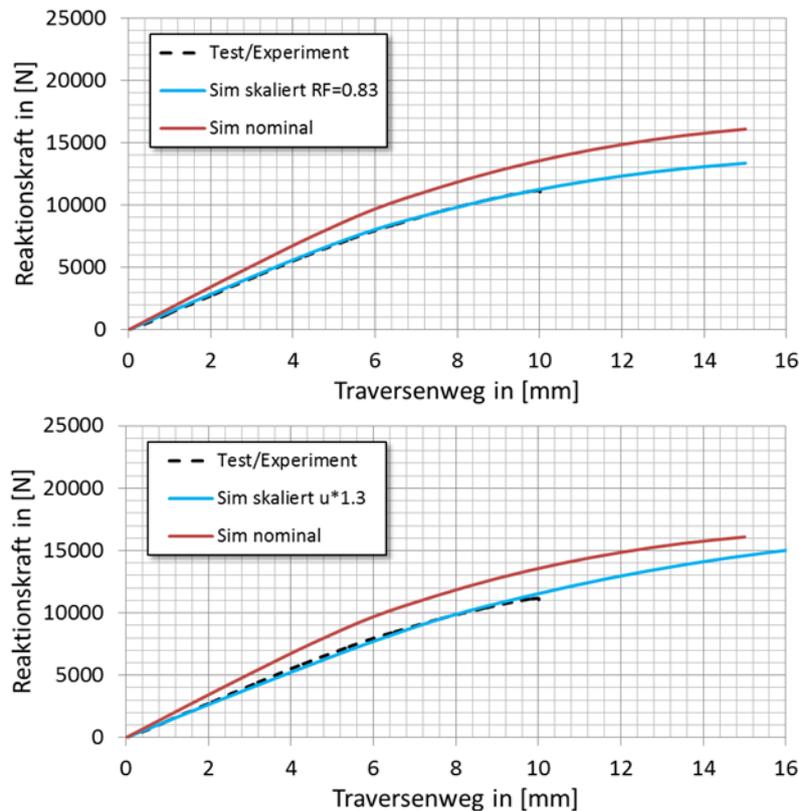
Die drei Materialsteifigkeiten wurden basierend auf dem Nominalwert (gekennzeichnet als regular) bestimmt. Der als „tension“ gekennzeichnete Steifigkeitswert liegt dabei etwa 7% über dem Nominalwert, während der „Compression“ Wert etwas 14% darunter liegt. Genauere Informationen zu den verwendeten Materialparametern können aus IP-Gründen im Rahmen des Berichts nicht geteilt werden. Dennoch zeigt der Vergleich der Kraft-Weg-Verläufe, dass die Abweichungen zwischen dem Test und der Simulation nicht vollumfänglich auf fehlerhafte Materialparameter zurückzuführen sind.

Neben diese Untersuchungen wurde analysiert ob ein möglicher Einfluss einer nicht idealen Belastung abseits des Schubmittelpunkts für die beobachteten Abweichungen verantwortlich sein kann. Diese FE Modell-basierten Untersuchungen konnten einen Einfluss einer verschobenen Krafteinleitung nachweise. Die beobachtete Abweichung im Bereich der Struktursteifigkeiten konnten jedoch nicht rekonstruiert werde.

Um die Abweichung von Simulationsergebnissen und Test besser quantifizieren zu können wurden zusätzliche Analyse angestellt. Abbildung 142 zeigt zwei Ergebnisse. Zum Erzeugen der Ergebnisse wurde die aus den FE-Modell Ergebnissen gewonnen Kraft-Weg Informationen auf zwei Arten skaliert. Einerseits wurde die gemessene Kraftamplitude mit einem Wert kleiner 1 multipliziert, was zu einer Rotationsverschiebung der Ergebniskurve um den Ursprung führt. Die Weg Information blieb im Rahmen der ersten Analyse unverändert.

Wie zu sehen ist, lässt sich eine sehr gute Überdeckung der Simulationsskurve mit dem Testergebnis erzielen, wenn der Simulationskraftwert mit dem Faktor 0.83 Multipliziert wird. In einer zweiten

Analyse bei dem die Weginformation aus den Simulationsergebnissen manuell angepasst wird, lässt sich eine Darstellung mit ähnlich guter Übereinstimmung erzielen. Dazu müssen die aufgezeichneten Traversenverschiebungen der Simulation mit einem Faktor von 1.3 multipliziert werden.



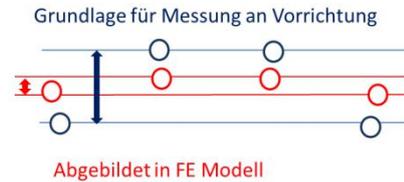
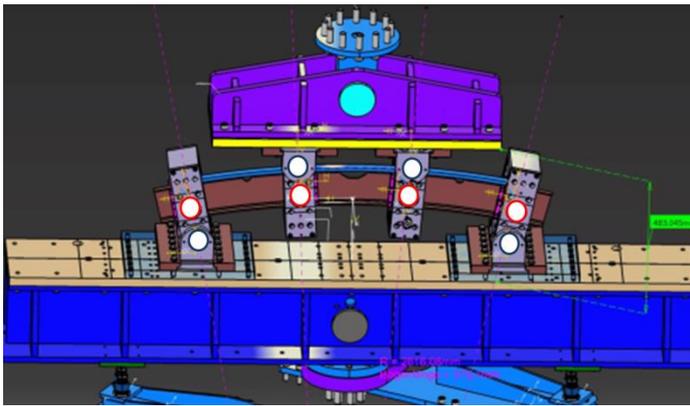
**Abbildung 142: Verschiedene skalierte Simulationsergebnisse**

Die gezeigten Untersuchungen können die beobachtete Diskrepanz zwischen Simulation und Test nicht vollumfänglich erklären. Sie zeigen jedoch potenzielle Fehlerquellen auf, die tiefergehend untersucht werden müssen. Eine fehlerhafte Kalibrierung des in der Maschine eingesetzten Kraftsensors könnte eine mögliche Ursache sein. Da diese Bauteile jedoch regelmäßig durch Behörden im Sinn der Messmittelkontrolle überprüft werden wird diese potenzielle Ursache als äußerst unwahrscheinlich eingestuft. Nichtsdestotrotz liefert die Analyse Anhaltspunkte für potenzielle Ursachen der Abweichungen.

Die zuvor gezeigten Vergleiche basieren stets auf der Auswertung Kraft-über-Weg.

Betrachtet man die Testeinrichtung genau und vergleicht diese mit dem prinzipiellen Aufbau des Simulationsmodells wird deutlich, dass in beiden Fällen nicht exakt die gleichen Positionen für das Aufzeichnen der Informationen verwendet werden. Die Testvorrichtung verfügt über große rotatorisch drehbar gelagerte Aufnahmen an allen vier Krafteinleitungspunkten.

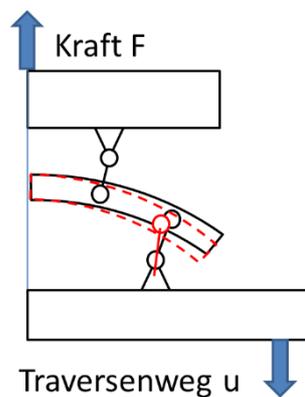
Im Laufe des Versuchs an einem gekrümmten Spant kommt es aufgrund des strukturellen Widerstands zum Verkippen dieser Aufnahmen. So ist es potenziell denkbar, dass die Information des Traversenwegs durch diese Kippvorgänge beeinflusst wird. Im FE Modell bleiben diese verkippten Aufnahmen unberücksichtigt, da dort die Last über einen Referenzpunkt im Zentrum des Bohrbilds eingebracht werden, der wiederum kinematisch mit den jeweiligen Bereichen der Aufnahmelemente verbunden ist. Abbildung 143 verdeutlicht diese Diskrepanz zwischen Modellannahme und Testvorrichtung.



**Abbildung 143: Diskrepanz zwischen FE Modell Randbedingungen und realem Versuch**

Die Prinzipskizze in Abbildung 144 erlaubt die qualitative Bewertung. Während die untere Traverse sich bewegt kommt es prinzipiell zu einem Verkippen der äußeren Aufnahmen gegen den Uhrzeigersinn. Diese Kippbewegung führt zu einer Verschiebung des Drehpunkts am Spant nach oben und somit der Traversenbewegung entgegen.

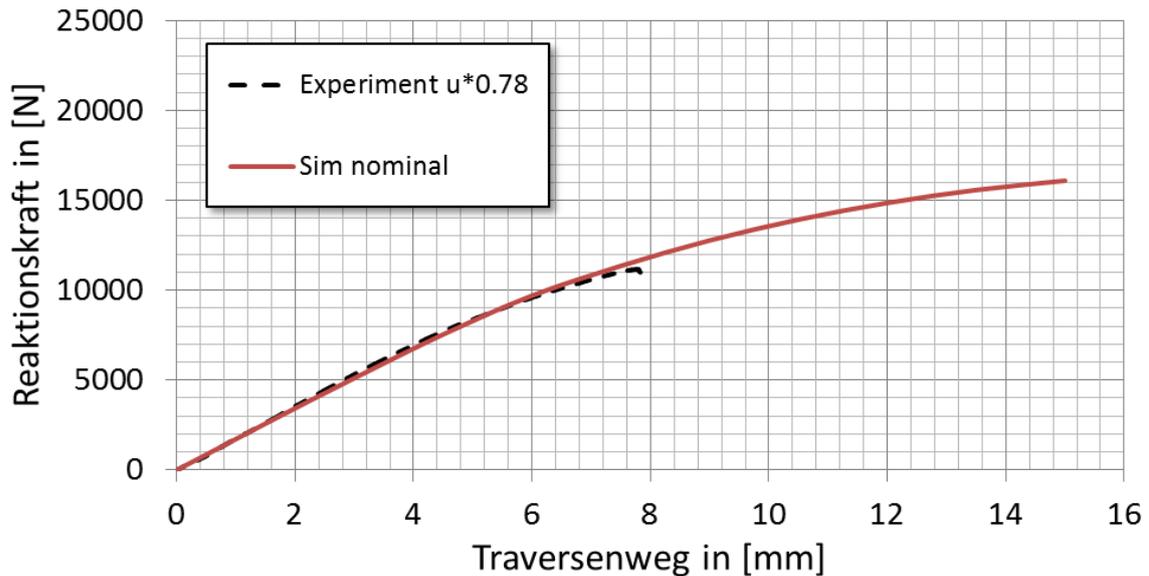
Die effektiven Verschiebungen an der Spantaufnahmen sind also geringer als der Traversenweg der Maschine. Nimmt man die Kräfte als richtig gemessen an würde dies zu einer Verdrehung des Testgraphens um den Ursprung führen und unter dem Strich zu einer Annäherung von Experiment und Simulation.



**Abbildung 144: Prinzipskizze zum Einfluss der gelenkigen Lagerung**

Eine Analyse zeigt, dass eine Skalierung des im Experiment aufgezeichneten Wegs mit dem Faktor 0.78 zu einer guten Übereinstimmung beider Datenreihen führt (siehe Abbildung 145). Berücksichtigt man den maximalen Traversenweg im Versuch von 9.96 mm führt diese Skalierung auf eine Verschiebung von 7.77 mm und somit einer Differenz von 2.19 mm.

Wird die Aufnahme mittels Trigonometrie analysiert und ein Drehpunkt Abstand von 200 mm und eine initiale Auslenkung von  $10^\circ$ , so ergeben sich schon bei  $2^\circ$  Neigungsreduktion eine vertikale Verschiebung entgegen der Traversenbewegung von 1,09 mm. Diese einfache Analyse belegt nicht, dass es sich dabei um die Ursache handelt. Sie deutet in jedem Fall aber darauf hin, dass die Beobachtung der Kinematik während des Versuchs z.B. mittels Reflektionsmarkern sinnvoll ist, um die beschriebene Unsicherheit zu beseitigen.



**Abbildung 145: Beispiel mit skaliertem Wegaufzeichnung**

Fertigungsbedingte Abweichungen, bzw. Abweichungen in der Bauteilgeometrie sind ebenfalls potentielle Ursachen für die beobachtete Diskrepanz zwischen Simulations- und Messergebnis. Da die Bauteile jedoch im Vorfeld im Rahmen einer Qualitätskontrolle inspiziert wurden, wird diese Ursache als unwahrscheinlich eingestuft. Analysen zum Einfluss einer sogenannten elastischen Bettung, die in ABAQUS zu modellieren ist, führten ebenfalls nicht zu einer wesentlichen Verbesserung in der Übereinstimmung zwischen Simulation und Test.

#### *Schlussfolgerungen*

Die im Projektverlauf erzeugten FE-Modelle erlauben das numerische Nachbilden der Vier-Punkt Biegeprüfung, die im Projekt parallel im Rahmen von Testkampagnen am DLR durchgeführt wurde. Die Analysen zeigen, dass das Strukturverhalten der Spantprobekörper im numerischen Modell qualitativ richtig abgebildet wird. Quantitativ konnte bis zum Ende der Projektlaufzeit keine vollständige Übereinstimmung erzielt werden.

Das mechanische Verhalten, des im Rahmen des Arbeitspakets im Detail untersuchten ungeschädigten Spantprobekörpers, zeigte im Test eine geringere Steifigkeit verglichen mit der Simulationvorhersage. Die Ursache für diese Diskrepanz konnte bis Projektende nicht vollständig geklärt werden. Geometrieabweichungen der Probekörper, unzureichend präzise Materialparameter als auch Modellierungsfehler im Zusammenhang mit der torsionsfreien Krafteinleitung im Schubmittelpunkt wurden mittels dedizierter Studien als Ursachen ausgeschlossen.

Analysen der Kraftwegverläufe belegen die Ähnlichkeit zwischen Berechnung und Test. Die bereits zu Beginn der Tests divergierenden Kraft-Weg Verläufe aus Messung und Simulation deutet auf eine Systematische Ursache hin. Einflüsse von fehlerhaft vorhergesagtem Beulverhalten können weitestgehend ausgeschlossen werden. Weiterführende Diskussionen mit dem Partner Airbus sind zum Projektende in Abstimmung.

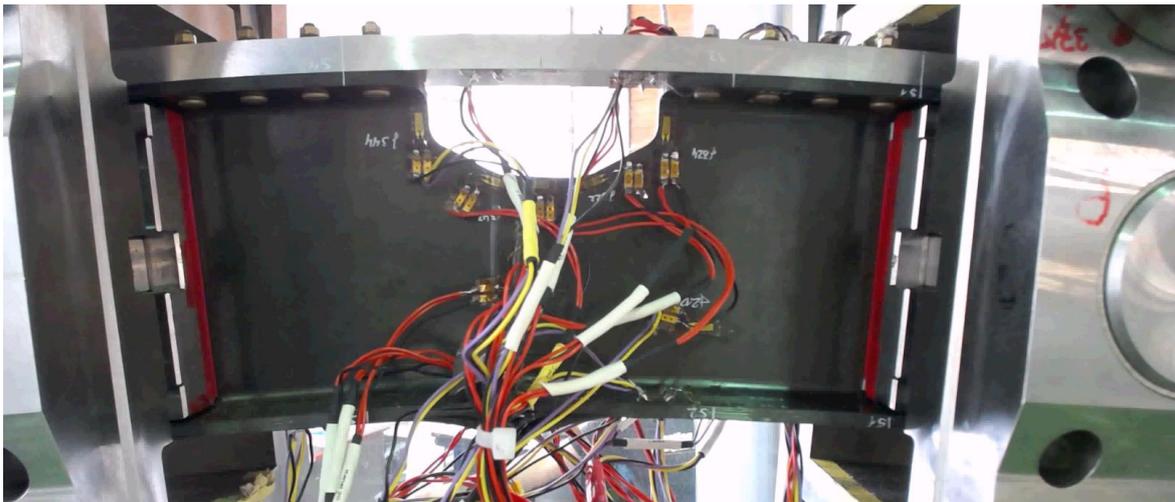
### 2.3.2.5. 27 zusätzliche 4-Punkt-Biegeversuche in 3 repräsentativen Konfigurationen

Aufgrund der hohen Variantenvielfalt der typischen Spante und um eine statistische Prozessabsicherung zu ermöglichen wurden in der Aufstockung des Vorhabens 27 weitere Spante im 4-Punkt-Biegeversuch geprüft. Dabei wurden 3 Konfigurationen und 5 Impact-Szenarien untersucht (siehe Abbildung 2).

Bei den Versuchen der ersten geometrischen Konfiguration wurde in Absprache mit Airbus auf die Untersuchung beider möglicher Lastfälle verzichtet und alle Spante wurden im gleichen Lastfall geprüft. In diesem Fall wird der, auf das Flugzeug bezogen, innenliegende Gurt auf Druck belastet. In diesem Gurt wird bei allen Spanten ein Impact eingebracht.

Die zweite geometrische Konfiguration wurde vollständig getestet. Dabei wurden zunächst fünf nicht-zerstörende Versuche durchgeführt, um einen Abgleich zwischen Berechnung und Versuch zu ermöglichen. Danach wurden acht zerstörende Tests durchgeführt. Die Versuchsergebnisse wurden an AIRBUS übermittelt.

Während des nichtzerstörenden DFEM-Korrelationsversuchs des Spants F01 der dritten Konfiguration kam es zu einem unerwarteten Versagen des Spants unterhalb der avisierten Korrelationslast. Abbildung 146 zeigt den Spant direkt nach dem Versagen.



**Abbildung 146: Im DFEM-Korrelationsversuch versagter C3-Spant**

Zur Klärung, wie es zu diesem Versagen kommen konnte, wurde der Spant in etliche Einzelteile zerlegt und Schliiffproben an verschiedenen Stellen extrahiert. In den mikroskopischen Untersuchungen wurden keine Unregelmäßigkeiten festgestellt. Die genaue Ursache des verfrühten Versagens von Spant F01 ist damit nicht geklärt.

Der DFEM-Korrelationsversuch wurde mit Spant F08 und einer deutlich geringeren Last wiederholt. Dabei kam es zu keinem Versagen. Im Anschluss wurden sechs weitere, zerstörende Versuche durchgeführt. Dabei wurden keine weiteren Auffälligkeiten bemerkt. Die Messdaten wurden zusammen mit einem Bericht AIRBUS zur Verfügung gestellt.

### 2.3.2.6. Vier zusätzliche 4-Punkt-Biegeversuche an dünnwandigen Spantkonfigurationen

Für den Abschluss der Untersuchung der Substitution des aufwendigen Spant-Biegeschalen Tests durch den 4-Punkt-Biegetest an einzelnen Spanten (siehe Abbildung 1) wurden 4 zusätzliche Ver-

suche an dünnwandigen Spantkonfigurationen durchgeführt. Die Tests wurden benötigt da die Schadenstoleranz im einfacheren Spantbiegetest bei dünneren Spant-Konfigurationen niedrigere Testergebnisse lieferte als in Tests derselben Konfigurationen beim komplexeren Spant-Biegeschalen Tests anhand von Panels. Die Ursache wurde in einer geringfügigen Materialmodifikation vermutet. Um die Vermutung zu prüfen, sind 4 Spante jeweils mit und ohne Stringeraussparungen (mouseholes) sowie mit und ohne seitliche Steifen (cleats) geprüft wurden. Die Prüfergebnisse wurden dokumentiert und an den Verbundführer Airbus zum Abgleich mit den Ergebnissen aus dem Spant-Biegeschalenversuch übergeben.

Prof. Dr.-Ing. Martin Wiedemann  
Institutsdirektor

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
(DLR)  
Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

Dr. Markus Kleineberg  
Projektleiter EFFEKT

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
(DLR)  
Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik