

## Abschlussbericht

für das Verbundprojekt **KOLIPRI**

Laufzeit des Vorhabens: **01.01.2012** bis **31.03.2015**

Zuwendungsempfänger:	xperion Aerospace GmbH
Förderkennzeichen:	20W1112A
Berichtszeitraum:	01.01.2012 - 31.03.2015

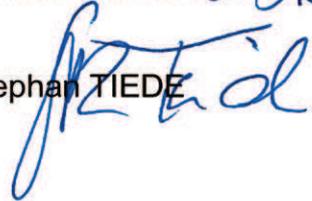
Erstellt von:

Saskia DICKHUT, M. Sc.



Freigegeben von:

Dipl. Ing. Stephan TIEDE



Datum:

28.09.2015

---

Rechtsverbindliche Unterschrift

## Inhaltsverzeichnis

<b>INHALTSVERZEICHNIS.....</b>	<b>2</b>
<b>1 ZUSAMMENFASSUNG .....</b>	<b>4</b>
Ablauf des Vorhabens.....	8
Fazit zur Erreichung der Ziele des Vorhabens .....	9
Wissenschaftliche / technische Ergebnisse.....	9
Änderungen in der Zielsetzung .....	11
Relevante Ergebnisse Dritter.....	12
Verwertung der Ergebnisse / Fortschreibung des Verwertungsplans.....	12
Zusammenarbeit mit anderen Stellen .....	13
<b>2 TECHNISCHER BERICHT.....</b>	<b>16</b>
<b>2.1 Bauteile .....</b>	<b>16</b>
2.1.1 CFK-Strukturprofile .....	16
2.1.2 Anwendungen.....	18
<b>2.2 Validierungskomponente .....</b>	<b>19</b>
<b>2.3 Definition und Design.....</b>	<b>21</b>
<b>2.4 Materialien.....</b>	<b>26</b>
2.4.1 Faserhalbzeuge - Definition .....	26
2.4.2 Tränkungsversuche - Planung .....	31
2.4.3 Teststand Tränkungsversuche .....	33
2.4.4 Tränkungsversuche Teil 1 und 2 .....	37
2.4.5 Ermittlung der Permeabilität bebinderter Faserhalbzeuge .....	39
2.4.6 Tränkungsversuche - Teil 3 .....	41
2.4.7 Tränkungsversuche - Teil 4 .....	42
2.4.8 Harzsysteme .....	43
<b>2.5 Prozesskette .....</b>	<b>46</b>
2.5.1 Preforming.....	46
2.5.2 Infiltrierung/Konsolidierung.....	48
2.5.3 Prozessoptimierung Infiltrierung.....	50
2.5.4 Teststand Prozessoptimierung .....	51
2.5.5 Durchführung der Fertigungsversuche (CFK-Platten) .....	54
2.5.6 Auswertung der Versuche zur Prozessoptimierung.....	58
2.5.7 Untersuchung der Bindereigenschaften (2. Versuchsreihe) .....	62
2.5.8 Ergebnisse mechanische Tests .....	73
<b>2.6 Weiteres Vorgehen .....</b>	<b>76</b>

2.6.1	RTM-Anlagentechnik für Fertigungsversuche .....	76
2.6.2	Entwicklung Werkzeugkonzept.....	79
<b>2.7</b>	<b>Prozessführung und -integration.....</b>	<b>81</b>
2.7.1	Prozesse .....	82
2.7.2	Werkzeugkreislauf.....	87
2.7.3	Online-QS-Konzept.....	87
2.7.4	Industrielle Szenarien .....	92
<b>2.8</b>	<b>Bewertung der Technologiereife .....</b>	<b>98</b>
2.8.1	Vorüberlegungen zum TRL-Review in KOLIPRI .....	99
2.8.2	TRL 3-Review .....	101
<b>3</b>	<b>VERÖFFENTLICHUNGEN, VORTRÄGE .....</b>	<b>105</b>
<b>4</b>	<b>ZUSAMMENSTELLUNG DER VERWENDETEN FACHLITERATUR.....</b>	<b>106</b>

## 1 Zusammenfassung

Ziel des Gesamtvorhabens war die Entwicklung und Realisierung einer voll automatisierten und kontinuierlich ablaufenden Prozesskette für komplexe CFK-Strukturprofile in integraler Bauweise vom Halbzeug bis zum fertigen, d. h. ausgehärteten Bauteil inklusive einer integrierten Qualitätsprüfung. Das Arbeitsziel des Partnervorhabens der xperion Aerospace GmbH war die Konzipierung, der Aufbau sowie Inbetriebnahme und Test einer weitgehend automatisiert bzw. kontinuierlich und schnell arbeitenden Prozesskette für die Produktion von CFK-Strukturprofilen, wie sie z. B. als Spante und Stringer zur Versteifung des CFK-Rumpfes verwendet werden.

In diesem Abschlussbericht werden Durchführung, Ablauf und Ergebnisse des xperion-Partnervorhabens während der regulären Laufzeit vom 01.01.2012 bis zum 31.03.2015 dargestellt. Im Gesamtvorhaben haben sich verschiedene Verzögerungen ergeben, die auch in diesem Bericht begründet werden. Eine ursprünglich angedachte kostenneutrale Verlängerung um ca. 0,75 Jahre wurde nach dem Wegfall der maßgeblichen xperion-Verwertungsperspektive in Rücksprache mit dem Projektträger aufgegeben. Hierdurch konnten nicht alle bei Projektbeantragung geplanten Arbeitsziele erreicht werden. Dennoch können die erzielten Erkenntnisse einen wesentlichen und wertvollen Beitrag zur Prozessentwicklung von CFK-Strukturprofilen für den Flugzeugbau liefern. Einige der nicht vollumfänglich erledigten Arbeitsinhalte wurden von den Verbundpartnern im Rahmen ihrer Verlängerung übernommen und zu einem erfolgreichen Abschluss geführt. Details zu den Arbeitsergebnissen der Partner finden sich in deren Zwischen- und Abschlussberichten.

### Aufgabenstellung und Zielsetzung lt. Antrag (Zitat)

*„Ziel des Partnervorhabens der xperion AEROSPACE GmbH ist die Konzipierung, der Aufbau sowie Inbetriebnahme und Test einer weitgehend automatisiert bzw. kontinuierlich und schnell arbeitenden Prozesskette für die Produktion von CFK-Strukturprofilen, wie sie z.B. als Spante und Stringer zur Versteifung des CFK-Rumpfes verwendet werden.*

*Die Prozesskette soll die Herstellungskosten um ca. 50 % reduzieren und die Produktion um ca. 80 % beschleunigen gegenüber der Referenz, einer weitgehend manuellen Produktion von Spanten, wie sie in den USA und in Frankreich für die Herstellung der CFK-Rumpfspante zum Einsatz kommt.*

*Als Validierungskomponente wird im ersten Projektdrittel gemeinsam mit den Verbundpartnern ein generisches Versteifungsprofil definiert und mit Airbus abgestimmt. Dieses Profil weist wesentliche „Features“ Leichtbau optimierter CFK-Strukturprofile auf, muss sich aber noch in schnellen und wirtschaftlichen Prozessen fertigen lassen.*

Die Aufgabenstellung ergibt sich aus den wissenschaftlichen und/oder technischen Arbeitszielen des Vorhabens lt. Antrag (Zitat):

*„Damit die im Verbundvorhaben definierten Ziele (wirtschaftliche Fertigung komplexer CFK-Strukturkomponenten mit hoher Geometrievielfalt) erreicht werden können, ist von xperion AEROSPACE eine geeignete Gesamtprozesskette für die Serienfertigung (Prefforming, Infiltrierung/Konsolidierung, Post-Processing) zu entwickeln.*

*In Hinblick auf eine wirtschaftliche Gesamtprozesskette sind geeignete Automationsansätze zu ermitteln, um die der Serienfertigung von CFK-Komponenten typischen hohen manuellen Aufwände signifikant zu reduzieren.*

*Ein weiteres Ziel ist die Erhöhung des Anteils der Wertschöpfung in der Gesamtprozesskette. Hierzu sollen einerseits durch die Wahl geeigneter Werkzeug- und Anlagenkonzepte Rüstzeiten minimiert und andererseits durch die Wahl geeigneter Prozessüberwachungskonzepte NDT-/DT-Aufwände reduziert werden.“*

Nach dieser Darstellung der Zielsetzung aus dem Antrag sind doch wesentliche und bedeutende wissenschaftliche und technische Arbeitsziele erreicht worden. Sowohl beim Preforming mit der Erweiterung des Flechtverfahrens als auch bei den Infusionswerkzeugen sind bis zur konstruktiven Umsetzung deutliche Fortschritte erzielt worden, wenn auch deren anlagentechnische Realisierung auf Grund der Verzögerungen und des Wegfalls der Verwertungsperspektive nicht erfolgt ist. Der Verbundführer hatte während des Vorhabenszeitraums mitgeteilt, auf Grund ihrer IP-Strategie die anlagentechnische Umsetzung des erweiterten Preformings zu übernehmen und diese selbst zu entwickeln und zu beauftragen.

Das darüber hinaus gehende Verständnis von xperion, als Gesamtziel des Vorhabens die innovative Prozesskette zu validieren, konnte somit leider nicht komplett erreicht werden, da es während der bewilligten (incl. der verlängerten) Projektphase zu verschiedenen Verzögerungen gekommen war, die nicht mehr aufgeholt werden konnten. Eine zunächst angedachte Verlängerung des xperion-Partnervorhabens um ein weiteres halbes Jahr wurde zunächst erwogen, nach Rücksprache mit dem Projektträger jedoch verworfen.

Dennoch konnten während der Laufzeit des Vorhabens bedeutende Fortschritte in den Kernprozessen Preforming (UD-Flechten) und Infusion/Aushärtung gemacht, die im Rahmen dieses Berichts ausführlich dargestellt werden.

## **Stand der Wissenschaft und Technik**

CFK-Strukturbauteile werden nach wie vor und auch nach Projektende überwiegend in Prepreg-Bauweise realisiert, die durch einen enormen Personalaufwand, hohe Materialkosten und eine geringe Flexibilität hinsichtlich komplexer Geometrien charakterisiert ist. Dort, wo heute bereits nasstechnologische Verfahren Einzug gehalten haben, bleiben wesentliche Potenziale dieser Technologien ungenutzt. Da sich außerhalb des Vorhabens keine wesentliche Änderungen zum Stand der Anwendung z.B. bei Airbus oder Boeing ergeben haben, stimmen die im Antrag gemachten Aussagen nahezu unverändert, so dass an dieser Stelle in Auszügen auch Inhalte des Antrags wiedergegeben werden.

Zum einen ist heute durch die konstruktive Ausführung von Fertigungslinien die Varianz darstellbarer Bauteilspektren stark limitiert. Zum anderen begrenzen die langen Zykluszeiten die fertigbaren Stückzahlen auf einer Fertigungslinie erheblich. Schließlich führen ein hoher Anlageninvest, optimierungsfähige Werkzeugkonzepte und ein niedriger Automationsgrad zu beträchtlichen Fertigungskosten.

CFK-Spante in großen Passagierflugzeugen waren bislang nur im Airbus A 380 in der Serienproduktion realisiert worden. Die nichtdruckbelüftete CFK-Struktur des Rumpfhecks (Abbildung 1, links) ist teilweise mit CFK-Spanten versteift. Auf Grund der hochsphärischen Form der Hecksektion und zahlreicher Ausschnitte unterscheiden sich die Spante in Steghöhe, Gurtbreite, Dicke und Lagenaufbau an jeder Spantstation, d.h. an jedem Einbauort im Flugzeug.



**Abbildung 1: Hecksektion des A380, teilw. mit CFK-Spanten (links), CFK-Unterschalenpanz mit sog. CL-Querschnitt für die Hecksektion ausgerüstet (rechts)**

Die CFK-Spante der A380-Hecksektion werden im Resin Transfer Moulding (RTM) hergestellt. Der RTM-Prozess ist ein nasstechnologisches Verfahren, bei dem trockene Faserhalbzeuge in eine mehrteilige meist metallische Form gelegt werden. Anschließend wird ein niedrig viskoses Harzsystem unter Druck von 5 – 7 bar in die geschlossene Form injiziert, bis das Fasergefüge voll imprägniert ist. Bei Verwendung von Epoxidharzen wird das Harz bei 180 °C in einem Ofen oder einer Heißpresse ausgehärtet. Das exakte Vorformen der trockenen Halbzeuge in endkonturnahe Bauteilgestalten wird als Preforming bezeichnet.

Im CFK-Rumpf des Lang-/Mittelstreckenflugzeuges A 350 XWB kommen Spante zum Einsatz, die in einer automatisierten Ablege- und Dripiertechnik aus vorimprägnierten UD-Fasermaterialien (Prepregs) gefertigt werden. Im amerikanischen Flugzeug Boeing 787 werden differenzielle CFK-Spante mit C-Querschnitt eingesetzt, die in einem Flechtverfahren gefertigt werden und die mit CFK-Schubkomponenten an der Haut des Rumpfes befestigt werden.

Sowohl die RTM-Fertigung der Spante im A380 als auch die Prepregfertigung der Spante in A350 und B787 sind wenig automatisiert, d.h. die Arbeitsschritte werden weitgehend manuell durchgeführt mit der Folge hoher Durchlaufzeiten und Fertigungskosten. Die Produktion dieser Spante findet nach wie vor in Frankreich, Spanien und den USA statt. Ein kleinerer Teil von Spezialspanten und Türrahmenspanten in CFK-Bauweise findet heute auch in Deutschland bei den Unternehmen Cotesa (Mittweida) und Airbus Helicopters (Donauwörth) statt – weiterhin gefertigt in den konventionellen wie eben erwähnten Fertigungsverfahren.

Wird in einem zukünftigen Standardrumpfflugzeug ein CFK-Rumpf mit CFK-Spanten realisiert, und werden hier im Wesentlichen die zylindrischen Sektionen (sog. Typical fuselage) betrachtet<sup>1</sup>, ergibt sich ein Bedarf von über 100.000 CFK-Spanten bei ähnlicher oder identischer Geometrie. Für die Herstellung dieser Produktionsmenge eignen sich daher hochautomatisierte und kontinuierliche Produktionsverfahren. Bei Beantragung wurde die These aufgestellt, dass ein CFK-Rumpf der nächsten Generation für

<sup>1</sup> Die zylindrischen Rumpfsektionen sind beim europäischen Flugzeughersteller Airbus meist deutscher Bauteil

Standardrumpfflugzeuge gefährdet wäre, wenn dieser Entwicklungsschritt für CFK-Strukturprofile nicht gelingen sollte. Tatsächlich hat z.B. Airbus sich mittlerweile während der Vorhabensdauer auf eine langfristige Technologie- und Vermarktungsstrategie festgelegt, in der ein CFK-Rumpf keine Rolle mehr spielt. Die Fortschritte z.B. in der Textiltechnologie oder in beschleunigten Harzinfusionsverfahren sind offensichtlich zu klein bzw. zu langfristig angelegt, dass hierauf ein Wechsel auf diese innovativen Technologien begründet wäre.

Im LuFo IV-1-Vorhaben LoKosT wurden im Teilprojekt 3D Profile bereits kontinuierliche Preformverfahren zu einer hohen Technologiereife geführt. Auch wurden erste Preformlösungen zur radialen Drapierung erarbeitet, so dass bereits Erfahrungen mit der Fertigung von CFK-Strukturprofilen in hoher Stückzahl vorliegen. Eine Umsetzung in der Serienproduktion hat noch nicht stattgefunden, da eine hohe Variantenvielfalt, wie sie in aktuellen CFK-Rumpfflugzeugen gefordert wird, in den bisher entwickelten Verfahren noch nicht erfolgreich nachgewiesen werden konnte. Die im Rahmen des KOLIPRI-Vorhabens durchgeführten Arbeiten erweitern daher diese Entwicklungen deutlich, da eine hohe Produktivität von Near-Netshape-Prozessen bei gleichzeitig hoher Variantenvielfalt und Prozessbeherrschung angestrebt wurde.

Das Vorhaben KOLIPRI hat die erfolgreichen Arbeiten im LoKosT-Projekt konsequent und folgerichtig fortgeführt und integrierte auch die Injektions- und Aushärteprozesse in schnelle, automatisierte und kontinuierliche Prozessketten. Dabei wurden auch die Entwicklungen im parallel in Stade durch das DLR durchgeführten EVO-Projekt berücksichtigt.

Damit könnten die im Rahmen dieses Vorhabens entwickelten Lösungen für eine Gesamtprozesskette erstmals die kosteneffiziente Serienfertigung von CFK-Strukturkomponenten mit hoher Varianz in großen Stückzahlen ermöglichen. Behindert wäre ein nachhaltig wirkender Technologiewechsel jedoch durch die zögerlichen Qualifikationsarbeiten der Einzelprozesse sowie der eingesetzten Materialien (v.a. Harzsysteme und adaptierte Multiaxialgelege), die zum Teil auf den erheblichen zeitlichen und finanziellen Aufwand bei vergleichsweise geringen Materialmengen zurückzuführen. Der Wegfall der ursprünglichen Verwertungsperspektive, ausgelöst durch das angesprochene veränderte Konzept bei Airbus, führte unmittelbar zu reduzierten Anstrengungen, die erfolgreichen innovativen Entwicklungsansätze technologisch und wirtschaftlich zu validieren. Falls in naher Zukunft sich dennoch neue Verwertungsperspektiven ergeben, stellen die KOLIPRI-Ergebnisse eine gute Basis dar, schnell in Deutschland Prozesse in der Serienproduktion zu etablieren. Dieses kann und wird solange gelingen, so fern aktuelle Kompetenzen der KOLIPRI-Akteure noch verfügbar bleiben.

## **Voraussetzungen beim ZE bei Projektbeantragung und -start**

xperion Aerospace ist ein führendes und anerkanntes Unternehmen zur Herstellung von CFK-Strukturbauteilen in der Luft- und Raumfahrt und Lieferant von CFK-Komponenten für Strukturen, Außenhaut und Interieur in der Luft- und Raumfahrtindustrie. Seit mehreren Jahrzehnten produziert xperion Aerospace CFK-Bauteile für Satellitenstrukturen. In der Flugzeugindustrie liegen die Kompetenzen insbesondere in der Fertigung von CFK-Profilen für Landeklappen sowie für die Befestigung von Verkleidungen.

Technologiebasis für die entwickelten Verfahren zur zum Teil hochautomatisierten Serienfertigung von CFK-Komponenten und Preforms/Organoblechen bilden das Continuous Compression Moulding (CCM), Filament Winding und Prepreg/Autoklav-Verfahren. In der Vergangenheit wurden bereits CFK-Strukturkomponenten im RTM-Verfahren gefertigt. xperion Aerospace hatte bislang auch Erfahrungen in der Herstellung von manuellen Preformen, jedoch auf wenige Anwendungen in der Raumfahrt und im Automobilsport beschränkt, so dass keine Erfahrungen mit der Verarbeitung von Preforms für hohe

Stückzahlen vorgelegen hatten. Die Verwertungsperspektive sah für xperion Aerospace jedoch vor, sich diese Technologien während des Vorhabens anzueignen, was zum Teil auch gelungen ist.

In anderen Preformtechnologien sowie LCM-Verfahren bestehen bei xperion Aerospace langjährige Fertigungserfahrungen. So wurden Strukturkomponenten (Fahrerhaus und Türstruktur) für den Daimler UX Utility Vehicle in RTM gefertigt. Für AIRBUS wurden im Rahmen der Erreichung eines TRL3 im Programm A350 mehrere Probekörperserien und Fertigungsdemonstratoren im VAP-Verfahren hergestellt.

Somit standen folgende organisatorische, personelle und technische Voraussetzungen zur Verfügung:

- Unternehmen ISO 9100 – zertifiziert und Lieferant von CFK-Strukturteilen für die Anwendung im Airbus A330, A350, A380
- Serenumfeld qualifiziert nach Airbus-Spezifikation AIPS 03-02-0019
- Qualifiziertes und erfahrenes Fertigungspersonal sowie Experten aus Projektmanagement, Fertigungsentwicklung und Werkzeugentwicklung
- Klimatisierte Fertigungseinrichtungen und Prüflaboratorien mit moderner und kompletter Ausstattung
- Autoklaven und Öfen zur Aushärtung getränkter CFK-Komponenten
- Verschiedene ein- oder mehrteilige Werkzeuge vielseitig verwendbar teilweise mit Druckstücken
- Marktzugang für die günstige Beschaffung von CFK-Materialien und Hilfsstoffen

Die Gegebenheiten ließen bei Projektstart eine erfolgreiche Bearbeitung des Projektes erwarten.

### **Ablauf des Vorhabens**

Die in der Beantragung vorgesehene Projekt- und Meilensteinplanung wurde zunächst im xperion-Partnervorhaben eingehalten, d.h. die Meilensteine wurden mit teilweiser Verzögerung erreicht. Sowohl Arbeitsziele als auch Verbundziele konnten weiter erreicht werden. Nachdem keine Validierungsgeometrie durch den assoziierten Partner Airbus definiert werden konnte, hat sich im Jahre 2013 das Konsortium mit Unterstützung der CTC Stade GmbH auf eine Geometrie festgelegt, die sich am Typical Fuselage Demonstrator orientiert. Im Anschluss daran wurde auf Initiative des Verbundpartners MBB diese Geometrie weiter in den Abmessungen angepasst. Bei xperion haben sich Mitte 2013 verschiedene Änderungen in der Personalstruktur bzgl. des KOLIPRI-Projektes ergeben. Etwa zeitgleich hat Airbus zu erkennen gegeben, dass eine mittelfristige Verwertungsperspektive der in KOLIPRI entwickelten Technologien nicht mehr gegeben sei. Die genannten Umstände führten in der Summe zu einer Verzögerung der Projektarbeiten um ca. 0,75 Jahre, die im Planzeitraum nicht mehr aufgeholt werden konnten. Eine angedachte kostenneutrale Verlängerung wurde jedoch in Absprache mit dem Projektträger wg. der fehlenden Verwertungsperspektive nicht mehr umgesetzt. In der Konsequenz konnten jedoch einige Meilensteine nicht mehr erreicht werden, da diese in der engen Zusammenarbeit mit den Verbundpartnern hätten durchgeführt werden sollen. Im xperion-Arbeitsprogramm konnten folgende Tätigkeiten nicht mehr bis zum erfolgreichen Abschluss durchgeführt werden:

- Fertigungsversuche im RTM-Verfahren
- Herstellung von CFK-Versuchsbauteilen (Validierungskomponente)
- Inbetriebnahme von Handhabungseffektoren

- Validierte Rückschlüsse auf eine mögliche Serienfertigung

Die ersten beiden Arbeitsinhalte werden nach dem Ausscheiden der xperion vom Faserinstitut Bremen (FIBRE) erfolgreich weitergeführt. Die entsprechenden Vorarbeiten und Ergebnisse wurden von xperion an das FIBRE übergeben. Damit konnte das ursprüngliche Ziel lt. Antrag eine weitgehend automatisiert bzw. kontinuierlich und schnell arbeitende Prozesskette für die Produktion von CFK-Strukturprofilen aufzubauen, in Betrieb zu nehmen und zu testen, zumindest von xperion nicht erreicht werden. Die weiteren Arbeiten der Verbundpartner während ihrer Verlängerungsphase haben 2015 zu deutlichen Entwicklungsfortschritten geführt, so dass zum Vorhabensende 2015 die Zieltechnologien einen Reifegrad von fast TRL 4 erreichen könnten. Eine nachhaltige Entwicklungsperspektive mit Ziel-Reifegraden von TRL 6 bis TRL 9 wäre somit weiter möglich.

### **Fazit zur Erreichung der Ziele des Vorhabens**

Die in der Projektbeantragung genannten Ziele des Partnervorhabens konnten wegen der genannten Verzögerungen und Schwierigkeiten aber auch durch die begrenzte und letztlich nicht mehr verlängerbare Projektlaufzeit nicht in vollem Umfang erreicht werden. Dennoch sind einige Teilziele erreicht worden bzw. erfolgreich Vorarbeiten durchgeführt worden, die als Basis den verbliebenen Verbundpartnern übergeben worden sind. Die Partner, insbesondere das FIBRE führen daher die Projektarbeiten zu einem erfolgreichen Abschluss.

### **Wissenschaftliche / technische Ergebnisse**

Mit der im Vorhaben entwickelten Gesamtprozesskette für die Serienfertigung sollten gegenüber dem Stand der Technik das Ziel erreicht werden, die wirtschaftliche Fertigung komplexer CFK-Strukturkomponenten mit hoher Geometrievielfalt) zu ermöglichen und dabei die der Serienfertigung von CFK-Komponenten typischen hohen manuellen Aufwände signifikant zu reduzieren.

Mit den im Vorhaben entwickelten Technologien sollen sich die Zielbauteile gegenüber Referenzbauteilen (CFK-Rumpfspante in Prepregtechnik) zu 50% geringeren Kosten fertigen lassen. Gleichzeitig ist eine um 80% reduzierte Fertigungszeit Ziel des Vorhabens. Diese Ziele beziehen sich auf den Stand der Fertigungstechnologien der Referenzbauteile bei Beantragung (d.h. Juli 2011), wobei allerdings seinerzeit nur ungefähre Schätzungen über die Kosten und Zeiten vorgelegen haben.

Im Berichtszeitraum wurden folgende Ergebnisse und Zwischenergebnisse erzielt:

#### Materialien

- Zwischenergebnis Durchführung der Tränkungsversuche
- Auswahl der Geometrien und Materialien (Faserhalbzeuge, Bindersysteme, Harze)
- Tränkungsversuche beendet und ausgewertet
- Definition der Validierungsgeometrie und Materialien sowie des Materialbedarfs (Meilensteine erreicht)
- Erörterung der Aushärtemechanismen der gewählten Harzsysteme
- Beauftragung zur Kunststoffanalyse der hergestellten Proben und deren Durchführung
- Interpretation der DSC-Ergebnisse

### Prozesskette

- Zwischenergebnis Durchführung der Versuche zur Prozessoptimierung
- Ergebnis Fertigstellung des Versuchsstands für Versuche zur Prozessoptimierung
- Durchführung der Versuche zur Prozessoptimierung, weitere Versuche „on-going“
- Verwendung des Versuchsstands für Versuche zur Prozessoptimierung (Imprägnierung, Aushärtung, Temperaturzyklus)
- RTM-/Infusionszyklen analysiert und bewertet sowie Klärung der Prozessdefinition
- Auswahl der Anlagentechnik und Werkzeuge für RTM
- Erörterung alternativer RTM-Technologien für beschleunigte Prozesse
- Versuchsplanung unter der Verwendung des neuen Multiaxialgeleges (MAG)  $\pm 30^\circ$

### Prozessführung und –integration

- Zwischenergebnis Erstellung von Prozesslisten zu den selektierten Technologien
- Auswertung der Prozesszeiten unterschiedlicher Zyklen
- Testen von Inline-QS-Konzepten
- Erarbeitung eines ersten Entwurfs für ein industrielles Szenario
- Klärung des Prozessablaufs
- Entwicklung industrieller Szenarien
- Präzisierung der Prozesskette
- Workshop zum online QS-Systems
- Workshop zur digitalen Bauteilakte

Auf die erreichten Ergebnisse und Zwischenergebnisse wird im Abschnitt 2 inhaltlich detailliert eingegangen.

Vorab erfolgt hier eine Auflistung der Tätigkeiten, wie sie während des Vorhabens im Detail durchgeführt worden sind:

- Erarbeitung einer modifizierten Geometrie für eine effiziente Validierungsgeometrie „Schikanebauteil Fuselage Demonstrator Spant“
- Unterstützung bei der Materialauswahl (Textilien, Harz, Binder) und Erörterung eines weiteren  $\pm 30^\circ$ -MAG
- Weitere Tests des Versuchsstandes für Imprägnierung/Aushärtung; Nachweis der Wärmeverteilung durch IR-Aufnahmen
- Auswertung der Permeabilitätsuntersuchungen
- Herstellung von Prüfkörpern für die mechanische Werkstoffprüfung
- Mechanische Werkstoffprüfung (v.a. Zugeigenschaften, Biegeeigenschaften)
- Prüfung der Eigenschaften verfügbarer Harzsysteme und Auswertung
- Ermittlung des Einflusses von Bindertyp und –menge auf Prozess und Produkt
- Auswertung der mechanischen Werkstoffprüfung
- Test des Aushärteverhaltens eines hochreaktiven Harzgemisches
- Analyse der Prozessparameter bei der Herstellung der CFK-Prüfplatten und deren Auswirkung auf die Durchlaufzeiten
- Auswertung verschiedener Prozesszyklen und Reflektion auf die beschleunigte Gesamtprozesskette
- Auswertung der DEA-Analysen als kontinuierliches In-Situ-QS-Konzept bei seriennahen Bedingungen

- Analyse der Spantbedarfe möglicher A30x-Derivate und erste Reflektion auf ein mögliches industrielles Szenario
- Definition und Auswahl der modifizierten Validierungsgeometrie „Schikanebauteil Fuselage Demonstrator Spant“
- Klärung der Bauteile/Geometrien für alternatives Verwertungsszenario im Flügel bzw. in Boeing-Anwendungen
- Unterstützung bei der Materialauswahl (Textilien, Harz, Binder) und Erörterung der  $\pm 30^\circ$ -MAG-Halbzeuge, Auswahl und Ermittlung der Materialmengen nach Aufstellen des Versuchsplans
- Anforderungen an die Harzsysteme detailliert und bisherige RTM-/Infusionsversuche analysiert
- Reflektion der bisherigen Erkenntnisse des Preformings auf die Prozesskette
- Klärung der Anlagentechnik und Vorrichtungen für die gewählte RTM-Technologie
- Analyse von alternativen innovativen RTM-Technologien zur weiteren Prozessbeschleunigung
- Definition der Prozesskette (Ablaufdiagramm) incl. aller Neben- u. Unterstützungsprozesse
- Entwicklung von Produktionsszenarien für die Herstellung von Spanten in hoher Stückzahl
- Versuchsplanung für die Herstellung von CFK-Platten bei Verwendung des neuen MAG
- Beauftragung der analytischen Untersuchungen zur Aushärtecharakteristik der bisherigen CFK-Fertigungsversuche
- Durchführung der Kunststoffanalyse mit dem Faserinstitut und mit dem Prüflabor bei xperion in Immenstaad
- Interpretation der DSC-Ergebnisse (Aushärtegrad)
- Workshop zur Definition der Prozesskette (Ablaufdiagramm) inkl. aller Neben- u. Unterstützungsprozesse u. Präzisierung der Prozesskette mit Erstellung von Fertigungsanweisungen
- Ermittlung möglicher Fertigungsfehler und Konzipierung eines begleitenden QS-Konzeptes (Online-QS)
- Entwurf eines Konzeptes einer digitalen Bauteilakte entlang der Prozesskette TRL3-Review und Vorbereitung für TRL 4-Review

## **Änderungen in der Zielsetzung**

Zum Projektende, d. h. immer klarer werdend ab der zweiten Jahreshälfte 2014, also kurz vor Projektende, wurde bekannt, dass Airbus eine veränderte Produktstrategie für die (Weiter-)Entwicklung der Single Aisle-Flugzeuge verfolgt, die der aktuellen Variante A320 NEO die Varianten A320 NEO + und A320 NEO ++ folgen lassen würde. Ein CFK-Rumpf mit CFK-Spanten wird hiernach nicht mehr verfolgt. Eine unmittelbare oder mittelfristige Verwertungsperspektive für die im KOLIPRI-Vorhaben entwickelten Technologien war somit nicht mehr gegeben, wodurch eine Änderung der Verwertungsperspektive erforderlich wurde. Xperion hat daher gemeinsam mit der CTC Stade GmbH Verwertungsmöglichkeiten in einem möglichen CFK-Flügel untersucht. Hierdurch ergaben sich auch Änderungen in der Zielsetzung. Als offensichtlich wurde, dass auf Grund des zurück gezogenen Antrags auf Projektverlängerung einige der ursprünglich geplanten Arbeitsziele und Meilensteine nicht mehr erreicht werden können, sind daher Änderungen der Zielsetzungen erforderlich, die Ende 2014 beantragt worden sind.

Dadurch das xperion das Projekt pünktlich zum 31.03.2015 beendet, werden die folgenden Arbeitsinhalte nicht mehr erarbeitet und folgende Meilensteine nicht mehr erreicht:

Arbeitsinhalte	Meilensteine
Tests der automatisierten Preforminganlage bei seriennahen Bedingungen	
Inbetriebnahme des RTM-Werkzeuges und der RTM-Pressen	T4M4: Optimales Aushärteverfahren erfolgreich in Betrieb genommen
RTM-Versuche	
Prüfung und Auswertung der Versuchsbauteile	
Tests von Handhabungseffektoren und Auswertung	T5M2: Handhabungseffektor erfolgreich in Betrieb genommen
Tests von Online-QS-Methoden	
Detaillierte Fabrikplanung	

Bis zum Projektende der Projektlaufzeit werden wesentliche Teile der genannten Arbeitsinhalte angearbeitet. Die Ergebnisse werden jedoch zu einer reduzierten Technologiereife von etwa TRL 3 führen. Bei einer Verlängerung des Vorhabens für die verbliebenen Partner bis zum 31.12.2015 werden Ergebnisse erarbeitet, die zu einer Technologiereife von ca. TRL 4 führen könnten.

### Relevante Ergebnisse Dritter

Es ist eine aktuelle intensive Literaturrecherche durchgeführt worden. Es sind während des Vorhabenzeitraums keine relevanten Ergebnisse und/oder Patente Dritter bekannt geworden, die für die Durchführung des Vorhabens relevant sind.

Gemeinsam mit dem DLR Stade im Entwicklungszentrum CFK Nord wurde ein Innovationsworkshop durchgeführt, um die Erkenntnisse der Projekte KOLIPRI und EVO auszutauschen mit dem Ziel, Synergien zu finden und Doppelarbeit zu vermeiden. Hiernach sind keine wesentlichen Inhalte, Ergebnisse und Patente im EVO-Projekt entstanden, die die KOLIPRI-Arbeiten insgesamt in Frage stellen. Insbesondere in der Zielsetzung gibt es deutliche Unterschiede, so dass sich die Vorhaben durchaus ergänzen können. Daher wurde entschieden, in Abgrenzung zum EVO-Projekt statt eines flüssigen Harzsystems zudem Epoxid-Harzfilme zu untersuchen. Details zu diesen Arbeiten und Ergebnissen finden sich in den Berichten des Faserinstitut Bremen.

### Verwertung der Ergebnisse / Fortschreibung des Verwertungsplans

Die bisher gemachten Angaben (im Antrag und in den bisherigen Zwischenberichten) zu folgenden Punkten sind zu aktualisieren (Geschäftsgeheimnisse des ZE brauchen nicht offenbart zu werden):

Erfindungen/Schutzrechtsanmeldungen und erteilte Schutzrechte, die vom ZE oder von am Vorhaben Beteiligten gemacht oder in Anspruch genommen wurden, sowie deren standortbezogene Verwertung (Lizenzen u.a.) und erkennbare weitere Verwertungsmöglichkeiten liegen derzeit nicht vor.

Wirtschaftliche Erfolgsaussichten nach Projektende (mit Zeithorizont):

Gegenüber der Projektplanung hat sich der Bedarf der Bedarfsträger, allen voran des Flugzeugbauers AIRBUS, an den technischen Lösungen wesentlich verändert. Vor allem hat sich die Anwendung entwickelter Technologien deutlich geändert. Ein CFK-Rumpf mit

entsprechenden CFK-Stringern und –Spanten wird danach nicht mehr als Baseline verfolgt. Airbus hat gegenüber dem Projekt eine veränderte Produktstrategie für die (Weiter-)Entwicklung der Single Aisle-Flugzeuge signalisiert, die der aktuellen Variante A320 NEO die Varianten A320 NEO + und A320 NEO ++ folgen lassen würde. Für beide Folgevarianten ist derzeit kein CFK-Rumpf vorgesehen, aber durchaus weitere CFK-Strukturen in Tragwerk (Flügel), Leitwerken und Auftriebssystemen (Landeklappen) mit neuen Bauweisen, Materialien und Prozessen erlauben. Dadurch, dass das KOLIPRI-Vorhaben generisch angelegt war und die Herstellung einer komplexen Validierungsstruktur ein wesentliches Projektziel war, hätte man die hier entwickelten Technologien so anpassen können, dass sich auch Verwertungsmöglichkeiten z.B. im Flügel ergeben. Xperion hat mit der CTC Stade GmbH diesen Gedanken weiter detailliert und einen CFK-Stringer im Flügel als eine mögliche Verwertungsperspektive der KOLIPRI-Arbeiten definiert (siehe Bericht). Ein weiterer Entwicklungstrend bei Airbus ist die Weiterführung der textilen Prozesse bei Verwendung von Prepregmaterialien. Wegen der Festlegung auf textile Materialien (MAG) verfolgt KOLIPRI allerdings keine Prepreg-/Autoklavtechnologie.

Durch die verschiedenen Produkte von xperion, die bei der Boeing 787 Verwendung finden, gab es viele Kontakte zu Boeing und deren Partnern, so dass xperion unter Berücksichtigung der CTC-/Airbusinteressen das KOLIPRI-Projekt hier vorgestellt hat.

Details zur Fortschreibung des Verwertungsplans sind zudem zum Ende des Abschlussberichts dargestellt.

### **Wirtschaftliche Erfolgsaussichten nach Projektende (mit Zeithorizont):**

Airbus verfolgt nach der aktuellen Programmstrategie, die seit Anfang 2014 immer deutlicher wurde, für die Nachfolgegeneration der heutigen Standardrumpfflugzeuge (A320-Programm) keinen CFK-Rumpf mehr. Hiernach ist für die erste Weiterentwicklung, den sog. A320 NEO+ und die zweite Nachfolgegeneration A320 NEO++ jetzt ein Metallrumpf vorgesehen. Die bisherige CFK-Rumpfantwicklung für den sog. A30X (NSR) wird nicht mehr verfolgt. Damit bestehen für die Entwicklungen für CFK-Rumpfspante und –stringer, wie sie xperion in KOLIPRI verfolgt, keine unmittelbaren Verwertungsperspektiven mehr, da die Validierungsgeometrien für die Anwendung im A320-Nachfolgeprogramm geplant waren. Da die in KOLIPRI entwickelten Technologien generisch angelegt sind, ist eine Anwendung im CFK-Flügel geprüft worden. Die Aussagen von Airbus über einen CFK-Flügel im A320 NEO++ sind jedoch sehr vage und die zeitliche Perspektive mit einem Entry into Service ca. 2024 ist zu langfristig für die Verwertungsperspektive von xperion. Außerdem hat Airbus grundsätzlich zu erkennen gegeben, dass es an einer Weiterentwicklung und Anwendung der Textil- und Infusionstechnologien auch für zukünftige CFK-Anwendungen nicht interessiert ist.

### **Zusammenarbeit mit anderen Stellen**

Die xperion Aerospace GmbH hat intensiv mit den Vorhabenpartnern zusammen gearbeitet. Als Verbundführer hat die xperion Aerospace GmbH die Kommunikation auch zwischen den Partnern gefördert. Auch die Kommunikation zwischen den Verbundpartnern hat stets in Rücksprache mit uns stattgefunden. Als Beispiel wären die Treffen zwischen FIBRE und dem CTC zu nennen.

Folgende Besprechungen unter Beteiligung von xperion Aerospace haben stattgefunden (in chronologischer Reihenfolge):

- Kick Off-Besprechung mit anschließendem Workshop am 28.02.2012 mit allen Vorhabenpartnern in Stade
- 2. Verbundtreffen mit anschließendem Workshop am 26.04.2012 mit allen Vorhabenpartnern in Stade

- Teilprojektbesprechungen zum Teilprozess Preforming am 07.05.2012 (Bremen), 14.06.2012 (Bremen) und 27.06.2012 (Wiefelstede) mit den Vorhabenpartnern BRÖTJE-Automation, FIBRE und SAERTEX
- Teilprojektbesprechung zum Teilprozess Infiltrierung/Konsolidierung am 25.06.2012 (Beelen) mit den Vorhabenpartnern CLAAS Fertigungstechnik und FIBRE
- Besprechungen mit F&E-Unterauftragnehmern am 04.05.2012 (HDE Consult, Stade) und am 01.06.2012 (CTC, Stade)
- 3. Verbundtreffen am 24.07.2012 mit allen Vorhabenpartnern in Saerbeck
- 4. Verbundtreffen am 15.11.2012 mit allen Vorhabenpartnern in Beelen
- Teilprojektbesprechungen zum Teilprozess Preforming am 16.08.2012 (Wiefelstede), 07.11.2012 (Bremen) mit den Vorhabenpartnern BRÖTJE-Automation, FIBRE und SAERTEX
- Teilprojektbesprechung zum Teilprozess Infiltrierung/Konsolidierung am 05.09.2012 (Hamburg), 18.09.2012 (Stade), 08.11.2012 (Stade) und am 03./04.12.2012 (Beelen) mit den Vorhabenpartnern MBB Fertigungstechnik und FIBRE
- Teilprojektbesprechung zum Teilprojekt Prozessführung und -integration mit F&E-Unterauftragnehmern am 06.12.2012 (HDE Consult, Stade) und am 07.12.2012 (CTC, Stade)
- Teilprojektbesprechung zum Teilprozess Prozessführung und -integration am 17.01.2013 (Jaderberg) mit den Vorhabenpartnern Broetje Automation und FIBRE
- Teilprojektbesprechung zum Teilprojekt Prozessführung und -integration am 18.02.2013 mit F&E-Unterauftragnehmern HDE Consult und dem Vorhabenpartner FIBRE
- Teilprojektbesprechung zum Teilprozess Infiltrierung/Konsolidierung am 12.03.2013 (Bremen) mit den Vorhabenpartnern MBB Fertigungstechnik und FIBRE
- 5. Verbundtreffen am 16.04.2013 mit allen Vorhabenpartnern in Immenstaad
- TelCo. TP 1 (Definition Validierungsgeometrie) mit FIBRE, MBB, xperion am 22.08.13
- Projektbesprechung KOLIPRI gesamt mit Airbus, CTC, FIBRE, xperion in Bremen am 26.08.2013
- Projektbesprechung TP 0, TP1 und TP5 xperion mit den UA-Nehmern CTC Stade GmbH und IFAM in Stade am 27.08.2013
- Teilprojektbesprechung TP 3 und TP 4 xperion mit dem FIBRE in Bremen am 06.09.2013
- Innovationsworkshop bei xperion zum TP 4 (Beschleunigung der Aushärtezyklen) in Immenstaad am 25.10.2013
- Arbeitstreffen mit allen Partnern und UA-Nehmern in Bremen am 23.01.14
- Arbeitstreffen FIBRE – xperion in Bremen am 05.03.14
- Verbund-Arbeitstreffen mit allen Partnern in Saerbeck am 03.04.14
- TelCo-Meeting mit allen Partnern am 10.06.14
- Gesamtprojekttreffen mit allen Partnern und dem Projektträger in Beelen am 22.07.14
- Arbeitstreffen mit dem FIBRE in Bremen am 23.07.14
- TelCo-Meeting mit allen Partnern am 03.11.14
- TelCo-Meeting mit allen Partnern am 25.11.14
- Verbund-Arbeitstreffen mit Partnern in Bremen, xperion Teilnahme durch TelCo am 10.12.14
- 29.01.2015 Besichtigung der EVO-Anlage in Stade
- Abschlussmeeting am 17.03.2015 bei Brötje Automation in Jaderberg

Desweiteren haben mehrere Telefonkonferenzen/-besprechungen stattgefunden. Ein reger Datenaustausch wird über e-Mail und das Online-Laufwerk <http://www.xperion.de/kolipri> betrieben.

Die Kommunikation zwischen den Partnern war intensiv, offen und lösungsorientiert. Eine besondere Herausforderung bleibt die inhaltliche Integration und Ausrichtung aller Teilprojektteilnehmer auf die gemeinsamen Projektziele.

Folgende F&E-Unteraufträge waren bei Projektbeginn geplant:

CTC GmbH, Stade:	50.000 € (in Planung für August 2012, Angebot liegt vor)
HDE Consult GmbH, Stade:	20.000 € (in Planung für August 2012, Angebot liegt vor)

Die CTC GmbH hat xperion Aerospace bei der Erstellung der Anforderungskataloge für Materialien (Faserhalbzeuge und Harzsysteme), Fertigungsprozesse, Anlagen und Werkzeuge unterstützt, bei der Definition und Erstellung der Bauunterlagen der (ersten) Validierungskomponente beraten und vorhandenes technisches Know-How bei Konzipierung und Design der Prozesskette (Teilprozesse, Anlagen- und Werkzeugtechnik, QS-Systeme) eingebracht. Die CTC Stade GmbH wurde im Jahr 2012 mit der geplanten Summe beauftragt.

Der HDE Consult GmbH war die Aufgabe zugedacht, Simulationen von Teilprozessen/ Gesamtprozesskette durchzuführen sowie Risikoanalysen/FMEA und Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen verschiedener möglicher Produktionsszenarien zu erstellen. HDE erstellte auf dieser Basis ein Angebot. Wegen der veränderten und verzögerten Projektbedingungen sowie fehlender Prozessdaten hat xperion die Beauftragung an HDE zunächst verschoben und später ausgesetzt.

### **Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit**

Um die hier skizzierten und im Kapitel 2 ausführlich dargestellten durchgeführten Tätigkeiten und erzielten Ergebnisse zu erreichen, waren die eingesetzten Mittel notwendig und angemessen.

## 2 Technischer Bericht

### 2.1 Bauteile

#### 2.1.1 CFK-Strukturprofile

Allen CFK-Strukturprofilen, die in der Luftfahrt zum Einsatz kommen, ist gemein, dass sie sich durch die Ausprägungen einer relativ überschaubaren Anzahl an Merkmalen beschreiben lassen und sich hierin auch unterscheiden. Ein wesentliches Merkmal ist die Querschnittsform eines jeden Profils, die zumeist bereits das Spektrum möglicher Fertigungstechnologien erheblich einschränkt und bestimmend für Schlüsselgrößen wie Fertigungskosten und Durchlaufzeit ist. Bevor der Fokus in KOLIPRI auf die konkreten Bauteilanwendungen und Validierungskomponenten gesetzt werden konnte, galt es, die Vielzahl an CFK-Profilen in Hinblick auf Performance und technologische sowie wirtschaftliche Verwertbarkeit und auf ihre Einsatzmöglichkeiten hin zu überprüfen. In einem ersten Schritt wurden in einem im Rahmen der Kick-Off-Veranstaltung des Verbundvorhabens stattfindenden Workshop am 28.02.2012 ein Merkmalkatalog für CFK-Strukturprofile erstellt (siehe hierzu Tabelle 1).

**Tabelle 1: Merkmalkatalog CFK-Strukturprofile**

	<b>Merkmal</b>	<b>Ausprägungen</b>
<b>1</b>	Querschnitt	L, C, Z, F, T, I, „Omega“, „Pi“
<b>2</b>	Querschnittsveränderung	keine Querschnittsveränderungen, Dickenänderung, Stegvariationen, Flanschvariationen
<b>3</b>	Übergänge verschiedener Querschnittsformen	keine Übergänge verschiedener Querschnittsformen, C => Z, T => „Pi“, „Omega“ => F, „Pi“ => C, T => „Omega“,
<b>4</b>	Krümmung	keine Krümmung, konstant, veränderlich (tangentialstetig, etc.)
<b>5</b>	Lagenaufbau	lokale Verstärkungen, Faserarchitektur längs, Faserarchitektur quer
<b>6</b>	Konstruktionselemente	Inserts, Kerne (Schaum, etc.)
<b>7</b>	Integrale Elemente	Rippen, Clips, Doppelstegplatten,
<b>8</b>	Twist (Verdrehung)	kein Twist, Twist

Der Querschnitt bestimmte im Weiteren die erforderliche Anlagentechnik im Bereich Preforming und der Infiltrierung/Konsolidierung. Daher wurde im Verbund in einem zweiten Schritt eine Bewertung der verschiedenen Querschnittsformen durchgeführt ein Ranking erstellt, aus dem sich die für KOLIPRI relevanten Prioritäten ergaben.

Die Bewertung der verschiedenen Profilquerschnitte erfolgte nach vier von allen Partnern auf dem Verbundtreffen am 26.04.2012 festgelegten Kriterien. Diese Bewertungskriterien sind in Tabelle 2 zusammengefasst.

**Tabelle 2: Bewertungskriterien Profilquerschnitte**

	<b>Kriterium</b>	<b>Beschreibung</b>
1	Kundenrelevanz/ Verwertungsperspektive	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Inwiefern besteht auf dem Markt eine Nachfrage nach dem Profiltyp und den Bauteilfeatures?</li> </ul>
2	Eigene Präferenz	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Inwieweit besteht das Bestreben des eigenen Unternehmens, das Bauteil anzubieten bzw. zu fertigen?</li> <li>▪ Liegt Einklang zu/zum im Unternehmen bestehenden Portfolio und Strategien vor, bzw. soll eine Nische bewusst besetzt werden?</li> </ul>
3	Realisierbarkeit in KOLIPRI	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Ist der Budget- u. Zeitrahmen innerhalb KOLIPRI ausreichend?</li> <li>▪ Ist das Erreichen der gesetzten Ziele für den Profiltyp / die Bauteilfeatures realistisch und technisch machbar?</li> <li>▪ Gibt es bereits Werkzeuge für Validierungskomponenten / Demonstratoren?</li> </ul>
4	Innovationsfaktor	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Inwieweit wird mit der Ausarbeitung technischer Lösungen Neuland betreten?</li> <li>▪ Wurden der Profiltyp / die Bauteilfeatures bereits auf anderem technischen Wege realisiert?</li> <li>▪ Wo besteht der Innovationsfaktor in der (neuen) Lösung?</li> </ul>

Die Ergebnisse dieser Bewertung wurden von xperion Aerospace im Detail ausgearbeitet, analysiert und dem Verbund in Q2/2012 vorgelegt. Es wurden somit die in Tabelle 3 dargestellten Prioritäten festgelegt.

**Tabelle 3: Ergebnis Ranking / Priorität von Profilquerschnitten in KOLIPRI**

	Kriterium	Beschreibung
<b>Priorität 1</b>		
1	C-Profil	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ gängiger Profiltyp, häufiger Subtyp komplexerer Profile</li> <li>▪ große Anwendungsdichte (Luftfahrt)</li> <li>▪ gegenwärtige Anwendung als Spant</li> <li>▪ Realisierung innerhalb KOLIPRI gegeben</li> </ul>
2	Z-Profil	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ gängiger Profiltyp</li> <li>▪ gegenwärtige Anwendung als Spant</li> <li>▪ Realisierung innerhalb KOLIPRI gegeben</li> </ul>
3	„Omega“-Profil	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ bestes Verhältnis Steifigkeit zu Gewicht unter den „einfachen“ Profiltypen</li> <li>▪ hoher Innovationsfaktor</li> <li>▪ mögliche Verwertungsperspektive als Stringer oder Spant in zukünftigen</li> <li>▪ Flugzeugprogrammen oder Face-Lifts</li> <li>▪ Realisierung innerhalb KOLIPRI gegeben</li> </ul>
<b>Priorität 2</b>		
4	T-Profil	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ gängiger Profiltyp</li> <li>▪ gegenwärtiger Einsatz als Stringer in SLW, Flügelschalen und Flugzeugrumpf</li> </ul>

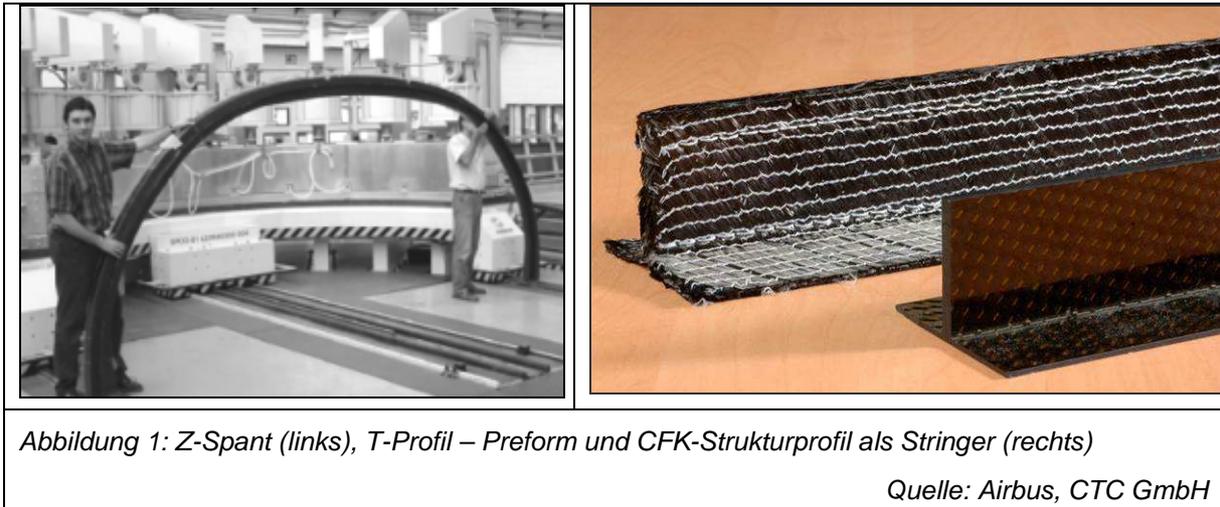
## 2.1.2 Anwendungen

Parallel zur in 2.1.1 beschriebenen Auswahl an CFK-Profilen wurden die möglichen Anwendungen betrachtet, die mit den verschiedenen Profilquerschnitten bedient werden können. Auf dem Verbundtreffen am 28.02.2012 wurde ebenfalls ein Brainstorming zu möglichen Anwendungen in der Luftfahrt durchgeführt. Als Ergebnis sind die folgenden Punkte festgehalten worden:

- Spante
- Stringer
- Fußbodenstrukturen
- Stützstangen
- Befestigungsprofile
- Holme

Um die Selektion der Anwendungen weiter voranzutreiben, wurde innerhalb der Bewertung der CFK-Profile ebenso eine Beurteilung der möglichen Anwendungen in Verknüpfung mit

den maßgeblichen Profilquerschnitten durchgeführt. Das Ergebnis dieser Analyse hat eindeutig herausgestellt, dass die in 2.1.1 unter Priorität 1 gelisteten Querschnitte, als Spante (siehe Abbildung 1, links) betrachtet werden und das unter Priorität 2 gelistete T-Profil als Stringer (siehe Abbildung 1, rechts) untersucht wird. Das erzielte Ergebnis lag ebenfalls in Q2/2012 dem Verbund vor und wurde von xperion Aerospace vorbereitet.



## 2.2 Validierungskomponente

Die Ergebnisse aus 2.1.1 und der Untersuchung der Anwendungen bereiteten unmittelbar die Identifizierung und Festlegung einer Validierungskomponente vor. Das hauptsächliche Charakteristikum der Validierungskomponente wurde im Anwendungsfall der Spante auf drei verschiedene Querschnitte (C, Z, „Omega“) reduziert. Im Falle der Stringer wird die Querschnittsauswahl auf einen verbleibenden (T) minimiert. Da dieser allerdings mit der Priorität 2 versehen ist, erfolgt vorrangig die Definition einer Validierungskomponente als Spant. Bis zur endgültigen Definition mussten weitere wichtige Rahmenbedingungen geklärt werden. Die Betrachtung als Spant generierte dabei verschiedene geometrische Anforderungen an das CFK-Profil, diese sind:

- Krümmung des Profils
- Variable Radien
- Lokale Verstärkungen
- Globale Verstärkungen
- 0°-Lagen im Flansch
- 0°-Lagen im Steg
- Variable Steghöhen
- Twist (Verdrehung)

Diese geometrischen Merkmale wurden mit der Unterstützung der CTC GmbH erarbeitet und bildeten mit der erfolgten Querschnittsauswahl ein wichtiges Zwischenergebnis in diesem Abschnitt.

Bei der weiteren Vorgehensweise war zu beachten, dass die Prozessführung und die Anlagentechnik stark beeinflusst werden durch die Ausprägungen der identifizierten Merkmale. Das Ablegen von 0°-Lagen ist beispielsweise eine besondere Herausforderung, die bisher nicht industriell gelöst war. Daher werden die in der Validierungskomponente enthaltenen 0°-Lagen optional weiter verfolgt, um die Entwicklung einer innovativen Anlagentechnik an dieser Stelle nicht unnötig zu bremsen.

Zu Beginn des Q3/2012 hat ein Abstimmungstreffen mit dem assoziierten Partner des Verbundvorhabens, der Airbus Operations GmbH stattgefunden, in dem sich ggf. weitere wichtige Randbedingungen für die Aktivitäten innerhalb von KOLIPRI ergeben haben, die u. a. Anforderungen an bzw. Ausprägungen von Merkmalen der CFK-Strukturprofile betreffen. Grundsätzlich hat Airbus jedoch die Priorisierung des Verbundes nachvollzogen und im Sinne einer möglichen Verwertung zugestimmt. Dafür wurde eine finale Definition der Validierungskomponente erstellt. Im Anschluss an dieses Treffen wurden die dazugehörigen Bauunterlagen erstellt und dem Verbund zur Verfügung gestellt.

Es handelt sich bei der Validierungskomponente um den Typical Frame NCF Demonstrator (Abbildung 2). Ausschlaggebend war zum Einen die bereits vorhandene Werkzeugtechnik. Zum Anderen deckt der Typical Frame NCF Demonstrator alle vorgenannten kritischen Merkmale ab, die bei der Herstellung eines Strukturprofils für die Luftfahrt von Bedeutung sind.

Ein besonders kritischer Punkt ist beispielsweise die Realisierung von variablen Steghöhen. Insbesondere im Preforming stellt dieses Merkmal eine große Herausforderung dar. Es war ein Arbeitsziel in KOLIPRI, die Entwicklung der Anlagentechnik an dieser Stelle voranzutreiben.



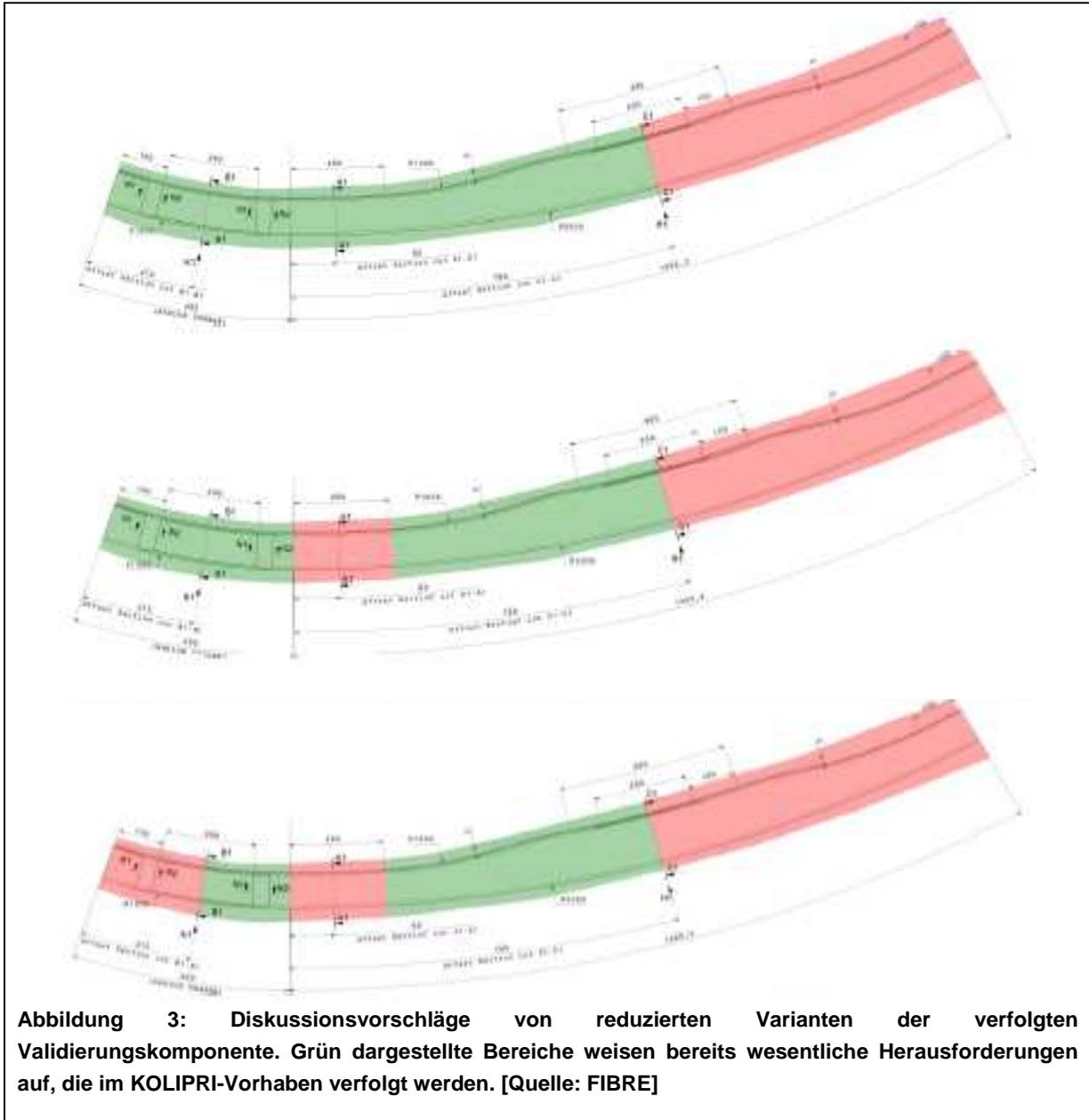
**Abbildung 2: Typical Frame NCF-Demonstrator (Quelle: CTC GmbH / xperion Aerospace GmbH)**

Beim Verbundtreffen in Q2/2013 wurde die Priorisierung sowie die Auswahl der Validierungsgeometrie auch von den Verbundpartnern final verabschiedet, da dieses Bauteil mit den entsprechenden komplexen Design Features alle für die Partner grundsätzlichen relevanten Bauteile abdeckt. Die Validierungskomponente diente somit für alle weiteren

Betrachtungen als Grundlage für die Werkzeug- und Anlagentechnik. Die zur Verfügung gestellten Bauunterlagen mussten jedoch in der Folgezeit noch angepasst werden, um Technik- und Projektlimitierungen zu berücksichtigen. Die Evolution zur finalen Geometrie ist im folgenden Abschnitt dargestellt.

### **2.3 Definition und Design**

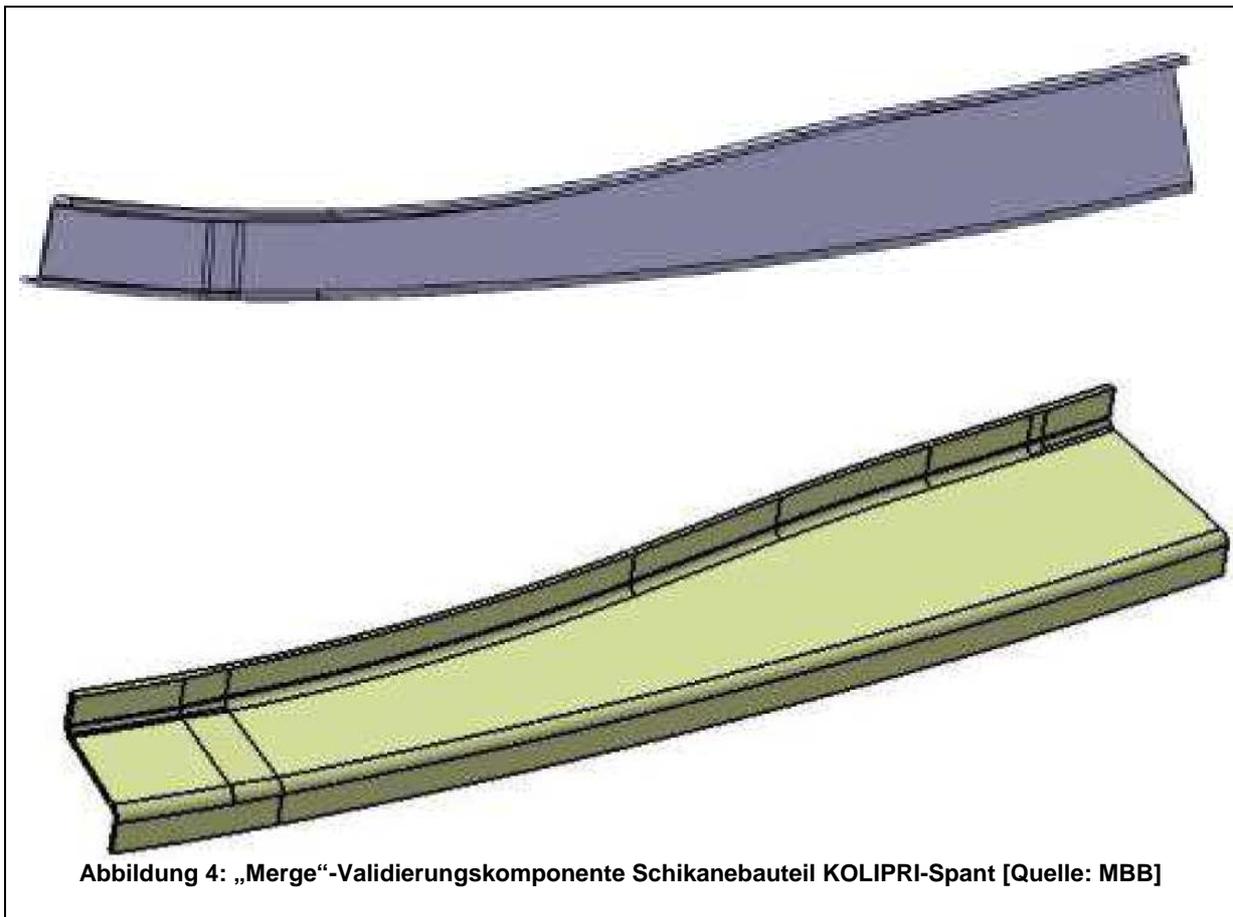
Im Teilprojekt 1 war im Meilenstein T1M2 Mitte 2012 die Geometrie der Validierungskomponente festgelegt worden. Gemeinsam mit den Projektpartnern war mangels einer definitiven Empfehlung für ein CFK-Strukturprofil für einen Rumpf eines Standarddrumpfflugzeugs der Typical Frame Demonstrator als ideales generisches Schikanebauteil ausgewählt worden, da es neben einer (veränderlichen) deutlichen Krümmung auch veränderliche Lagenaufbauten und Durchsetzungen aufweist. In KOLIPRI sind verschiedene Untersuchungen zu diesem Spant durchgeführt worden, insbesondere für den Lagenaufbau durch das FIBRE und für eine mögliche Injektions- und Aushärtevorrichtung durch MBB. Nach weiterer Erörterung der Geometrie mit FIBRE und MBB hat sich gezeigt, dass mit einer Reduzierung auf eine verkürzte Geometrie alle wesentlichen Designschikanen berücksichtigt werden können – bei gleichzeitig finanzieller Machbarkeit durch MBB für das Werkzeug. Das FIBRE hat daher verschiedene Varianten erarbeitet, die in der Geometrie reduziert sind, aber die Erarbeitung aller wesentlichen Fragestellungen erlaubt (Abbildung 3).



Eine zusätzliche Verringerung der Steghöhe führte dazu, dass zusätzlich beim FIBRE und bei der CTC GmbH verfügbare Anlagentechnik und Vorrichtungen aus vorangegangenen LuFo-Projekten genutzt werden konnten. Nach Gesprächen mit Airbus hat xperion mit dem FIBRE entschieden, die grün dargestellten Bereiche der Variante 3 zu kombinieren und diese, als „Merge“-Komponente bezeichnet, als Referenzgeometrie für die bei MBB geplante Aushärtevorrichtung zu nutzen (Abbildung 4). Bei einer Reduzierung auf eine verkürzte Geometrie können dabei alle wesentlichen Designschikanen berücksichtigt werden. Diese Geometrie beinhaltet alle wesentlichen vorab beschriebenen Designbesonderheiten und weist eine Bogenlänge von ca. 600 mm auf.

Die Steghöhe ist gegenüber der ursprünglich geplanten Referenzgeometrie um 10 mm reduziert, so dass sich eine Steghöhe zwischen 70 mm und 103 mm einstellt. Die

Krümmungen, Querschnittsvariationen und Wandhöhen bleiben unverändert. Die zusätzliche Verringerung der Steghöhe führte dazu, dass beim FIBRE und bei der CTC GmbH verfügbare Anlagentechnik und Vorrichtungen für das Preforming aus vorangegangenen LuFo-Projekten genutzt werden konnten.



Xperion hatte mit den Verbundpartnern daher die Fertigungsfreigabe für das entsprechende RTM-Werkzeug dieser Spantgeometrie erteilt. Nach der Detailkonstruktion bei MBB wurde das thermische Verhalten des Werkzeugs beim FIBRE unter den Voraussetzungen berechnet, dass man die Temperaturen bei den späteren Fertigungsversuchen gezielt steuern konnte, so dass eine schnelle Aufheizung und ggf. schnelle aktive Abkühlung ermöglicht wird.

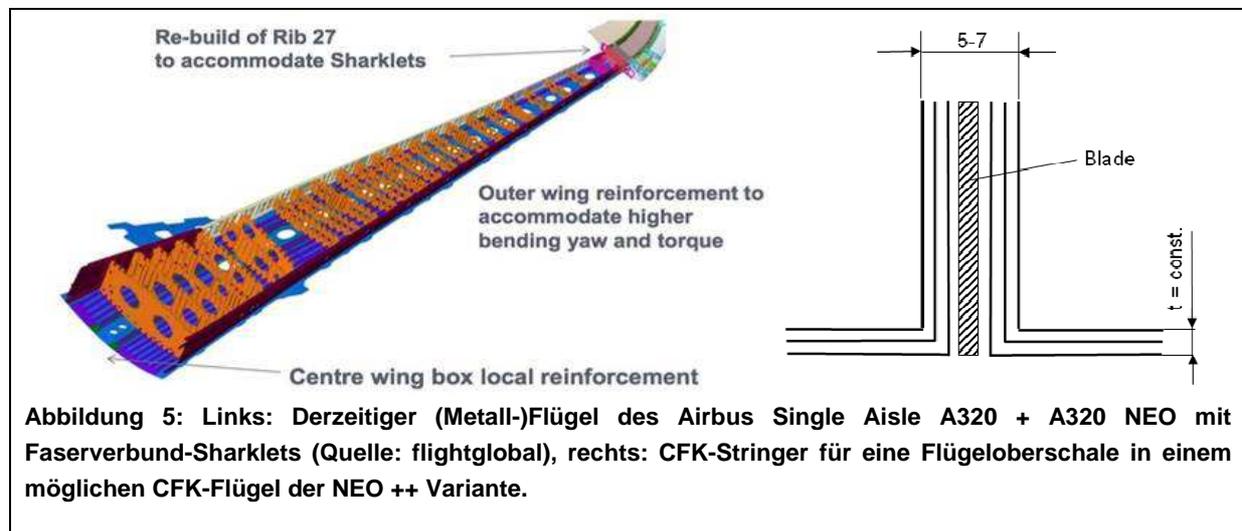
Im Anschluss an die Konstruktionen und Berechnungen konnte das Fertigungswerkzeug bei gegebenen Projektbedingungen und Ressourcen beim Projektpartner MBB hergestellt und für die Fertigungsversuche im ersten Halbjahr 2015 zur Verfügung gestellt werden. Details zu diesem Werkzeug sind im Bericht von MBB dargestellt.

Zwei wesentliche Ziele des Gesamtvorhabens waren die Reduzierung der Fertigungskosten um ca. 50 % und die Beschleunigung des kompletten Prozessdurchlaufs um 80 %. Die Untersuchungen im xperion-Projekt orientierten sich an diesen Zielen und unsere

Entwicklungsarbeiten orientierten sich daran, unter Verwendung der ausgewählten Faser- und Harzmaterialien die definierten Validierungskomponenten bei seriennahen Bedingungen herzustellen. Gemäß des Ziels der Prozskettenbeschleunigung wurden daher folgende Aspekte analysiert:

- Beschleunigte Imprägnierung
- Beschleunigte Aushärtung (insgesamt der Temperaturzyklen)
- Ermittlung von Abbruchkriterien bei Erreichen hoher Aushärtegrade
- Parallelisierung einzelner Prozessschritte
- Minimierung der Belegungszeit kostenintensiver Aushärtevorrichtungen
- Untersuchung schnell reagierender und leistungsfähiger Harzsysteme
- Entwicklung von serientauglichen Konzepten zur stabilen und schnellen Verarbeitung von hochreaktiven Harzsystemen (zur Vermeidung von exothermen Reaktionen und zur möglichst porenarmen Verarbeitbarkeit bei niedriger Viskosität)

Wie eingangs dargestellt, beziehen sich die Ziele und Aspekte auf generische CFK-Strukturbauteile, vornehmlich Profile, wie sie im CFK-Rumpf vorkommen. Daher wurde als anspruchsvolle Validierungsgeometrie ein sog. generischer gekrümmter CFK-Spant ausgewählt, an dem die Arbeiten durchgeführt wurden.



Durch Änderungen in den Schwerpunkten der Strukturentwicklung bei Airbus wurden Entwicklungen für CFK-Rumpfstrukturen in zukünftigen Flugzeugprogrammen im letzten Projektdrittel gestoppt bzw. nicht mehr als „Baseline“ betrachtet. Hierdurch gerieten auch die im KOLIPRI-Vorhaben betrachteten Validierungsgeometrien für Rumpfspante und –stringer aus dem Fokus. Im Rahmen der neuen generischen Entwicklungsstrategie erscheinen aber ein CFK-Seitenleitwerk neuer Generation, eine neue CFK-Landeklappe für den A320 NEO + sowie ein CFK-Tragwerk (Flügel) für den A320 NEO ++ in einigen Jahren realistisch.

Daraufhin hat xperion gemeinsam mit der CTC Stade GmbH erste Szenarien und die Randbedingungen von CFK-Strukturprofilen im Flügel erörtert:

- CFK-Stringer mit T-Querschnitt, derzeitige Designlösung: zwei Winkel mit L-Querschnitt und zus. Heft (Blade) im Steg; vergl. Abbildung 5
- Gurt konst., Stegdicken: 5 mm – 7 mm (min. 2 mm im Tip-Bereich, d.h. Flügelspitze), komplettes Wellenprofil über die Aufdickungen der Schale 2 mm – 3 mm
- Bedarf: ca. 50 AC pro Monat
- Länge Flügeloberschale (WUC): 17 m
- Stringerbedarf: 86 m/Schale → 172 m/AC → ca. 100.000 m/a
- Ideen (Trockenfaser-/Infusionstechnologie) für Vorhaben in LuFo V-2
- Technologiereife 6 (TRL 6) beabsichtigt bis 2018/2019

Ohne die operative Projektplanung in KOLIPRI zu stören und ohne die vorhin festgelegten Geometrien aufzugeben, hat xperion entschieden, die entwickelten Technologien auf die Anwendung im Flügel zu überprüfen und konzeptionell das Thema Flügelstringer detailliert auszuarbeiten. Aus der hohen Stückzahl der CFK-Stringer im Flügel ergeben sich ähnliche Anforderungen an die Prozesstechnologien (effizient, günstig, prozesssicher bei geringem Gewicht) wie für CFK-Spante im Rumpf. Die kontinuierlichen Preformdrapierverfahren sind für stringerähnliche Geometrien bereits erprobt und müssen für diese spezifische Anwendung weiter adaptiert werden. Die Infusions-/Aushärtetechnologie muss weiter entwickelt werden, so dass sich lange (ggf. „Endlos-“) Profile fertigen lassen. Eine mögliche Fertigungstechnologie könnte hierfür das PRTM-Verfahren oder ein hochautomatisiertes RTM-Verfahren sein. Darüber hinaus prüfte xperion die Eignung der untersuchten Technologien für Anwendungen in zukünftigen Boeing-Programmen. Xperion ist seit mehreren Jahren Zulieferer von CFK-Profilen bei unterschiedlichem Querschnitt und einer durchschnittlichen Länge von ca. 1 m für die amerikanischen Unternehmen C&D Zodiac Inc. und CDI Inc. zur Anwendung in der Boeing 787-9. Im Jahre 2013 hat xperion bereits > 4000 CFK-Profile mit Längen von ca. 1 m – 3 m für diesen Markt geliefert (Abbildung 6). Die Fertigung war bei Projektende immer noch im Hochlauf, d.h. die Zielrate in der Produktion war bei xperion noch nicht erreicht. Dadurch lassen sich aus den aktuellen Erfahrungen bereits Kenntnisse über eine zukünftige Fertigung von hohen Stückzahlen profilmögiger CFK-Strukturen ableiten.



**Abbildung 6: Bei xperion hergestellte CFK-Profile in Serienanwendungen B787: C-Profile (links), SRB-Profile, SRB=system raceway bracket (Mitte), HSB-Profile, HSB=Heavy spanner bar (rechts)**

Die derzeit bei xperion hergestellten geraden CFK-Profile haben verschiedene C-Querschnitte bei konstantem Querschnitt zwischen 1 mm und 4 mm und werden als Sekundärstrukturen zur Befestigung von Systemen und Aggregaten an der Primärstruktur in der B787 verwendet. Die Bauteile werden aus Kohlenstofffaser verstärktem Thermoplast im kontinuierlich und hochautomatisiert arbeitenden Intervallheißpressverfahren hergestellt. Unter Berücksichtigung der durch Airbus/CTC zur Verfügung gestellten Informationen hat xperion mit Boeing auch die Verwendung innovativer Fertigungstechnologien für zukünftige CFK-Strukturen erörtert.

## 2.4 Materialien

### 2.4.1 Faserhalbzeuge - Definition

Die hohe Zahl an möglichen Varianten von CFK-Strukturprofilen führt zu lokal veränderlichen Lagenaufbauten und veränderlichen Geometrien (z. B. Veränderung von Krümmungen sowie Durchsetzungen). Um diese Variationen zu ermöglichen, ohne dass die Verstärkungsfasern die analytisch optimale Position und Orientierung verletzen, wurden spezifische Halbzeuge entwickelt, die einerseits eine hohe Prozesswiederholgenauigkeit gewährleisten und im zweiten Schritt die Drapierbarkeit positiv beeinflussen und/oder beschleunigen. Dazu werden in KOLIPRI ausschließlich trockene Multiaxialgelege mit lokal veränderlicher Drapierbarkeit betrachtet und gemeinsam mit dem Partner Saertex entwickelt, die dann auch Musterhalbzeuge zur Verfügung gestellt haben. Bei der Entwicklung eines trockenen Multiaxialgeleges waren durch die Zielsetzung des Projektes bei der Annahme von leistungsfähigen CFK-Strukturprofilen die folgenden Anforderungen zu berücksichtigen:

- geringe Materialkosten
- hohes Lastaufnahmevermögen
- niedriges Gewicht
- hohe Prozesssicherheit und Wiederholgenauigkeit in den Fertigungsprozessen

- gute Drapierbarkeit beim Preforming
- einfache Handhabbarkeit

Als erster wesentlicher Schritt wurde eine Spezifikation des in KOLIPRI eingangs zu untersuchenden Multiaxialgeleges generiert.

Basierend auf den vorab beschriebenen Untersuchungen zur Geometrie haben FIBRE und Saertex im Teilprojekt 2 die erforderlichen textilen Halbzeuge weiter definiert und Untersuchungen durchgeführt. Neben der MAG-Variante mit appliziertem Binder wurden weitere Bindertypen und –auftragungen berücksichtigt. Der Binderkleber Saerfix und ein Bindervlies führten jedoch bereits bei Untersuchungen des Drapierverhaltens zu negativen Einflüssen, weswegen für die Preformingversuche und zur Herstellung von Probplatten und Versuchsbauteilen MAG-Halbzeuge mit dem bekannten und qualifizierten Pulverbinder EPR 05311 verwendet werden.

Für das weitere Vorgehen wurde dann mit den Vorhabenpartnern die Herstellung eines Mustermaterials mit MAG und diesem Binder beschlossen.

Wesentlicher Parameter des Mustermaterials ist die Faserorientierung. Bisherige CFK-Spante z. B. bestanden aus 0°, +/-45°- und 90°-Lagen. Ein Ziel war es auch durch eine belastungsgerechtere Faserorientierung Gewicht zu reduzieren. Der Einsatz von +/-30°-Lagen reduziert die Anzahl an notwendigen 0°-Lagen im Steg eines Spantes deutlich. Hierdurch verlor das Profil jedoch an Biegesteifigkeit, so dass dieses durch mehrere weitere Lagen (v.a. 30°, aber auch 45°-Lagen) ausgeglichen werden müsste. Schwerpunkt dieses Projektes war es jedoch, Herstellungskosten und Durchlaufzeiten zu reduzieren, wodurch besonders spezialisierte 30°-Halbzeuge (statt 0°-Lagen) einen großen Beitrag durch eine vereinfachte und verbesserte Drapierbarkeit leisten. Ebenso kann in einer industrialisierten Umsetzung auf eine vereinfachte Anlagentechnik zurückgegriffen werden. Insbesondere beim Einbringen von 0°-Lagen im Steg gab es bei Projektstart keine entwickelten, industriellen d.h. annähernd automatisierbaren Lösungen, die Prozesssicherheit und eine konstante Qualität gewährleisten. Es herrschte im Verbund Einigkeit darüber, dass das betrachtete Material keiner seinerzeit im industriellen Gebrauch befindlichen Konfiguration entsprechen sollte. Auf dieser Basis erzielte der Verbund Einigung in den folgenden Punkten:

- Optimierte Faserausrichtung (+/-30°)
- Herstellung eines biaxialen Geleges
- Herstellung einer bisher noch nicht im Einsatz befindlichen Konfiguration
- Sicherstellung einer dem Projektplan entsprechenden Verfügbarkeit
- Je nach Prozessanforderung (Drapieren) ausgerüstet mit einem Bindersystem
- Faserwahl: Tenax HTS 40 F13

Der Projektpartner SAERTEX definierte daraufhin das folgende Mustermaterial:

± 30° - Biaxiales Carbongelege mit einem Flächengewicht von insgesamt ca. 530 g/m<sup>2</sup>,  
d.h. 265 g/m<sup>2</sup> pro 30°-Einzelorientierung  
(analog zu dem verfügbaren Halbzeug S32CX00K-00535-01270-264945)

Die Definition des Binderauftrags und der Bindermenge sollte unabhängig von der oben genannten Konfiguration einstellbar sein und war im Verbund jedem Partner selbst überlassen bzw. den Bedarf mit Saertex abzustimmen.

Binder auf textilen Halbzeugen haben eine Reihe vorteilhafter Eigenschaften, sowohl für den Prozess als auch für das finale Produkt. Diese sind:

- geringere Neigung des Prefoms zum Ausfransen
- geringere Neigung des Prefoms zum Ondulieren an Schnittändern
- reduziertes Spring-Back-Verhalten des Preforms
- erhöhte schlagzähe Eigenschaft im späteren Bauteil
- Möglichkeit der Nutzung veränderlicher oder gezielter Harzflüsse in Infusions- oder RTM-Verfahren

Grundsätzlich war es aber das Ziel, die Bindermenge auf ein Minimum zu reduzieren. Der Binder benötigt Raum, der der eigentlichen Matrix dadurch nicht zur Verfügung steht und es käme zu einer Reduktion der Matrix beeinflussten Lamineigenschaften, insbesondere unter sog. Hot-Wet-Umgebungsbedingungen.

In Hinblick auf die Ermittlung des optimalen Binderanteils war es für xperion besonders wichtig, ein biaxiales +/-30°-Gelege mit variablen Bindermengen zu definieren. Im Teilprojekt Preforming wie auch im Teilprojekt Infiltrierung/Konsolidierung wurde daher eine umfassende Untersuchung der definierten Multiaxialgelege durchgeführt. Es wurden somit die Auswirkungen auf die oben genannten Punkte eruiert.

Die individuelle Spezifikation von xperion für das erste Muster bezog sich wie bereits geschildert insbesondere auf den Binderauftrag. Daher wurden verschiedenen Varianten des Binderauftrags spezifiziert:

- 40m<sup>2</sup> ohne Binder
- 40m<sup>2</sup> mit einem Binderauftrag von 5g pro 1m<sup>2</sup> (flächig)
- 80m<sup>2</sup> mit einem Binderauftrag von 10g pro 1m<sup>2</sup>
  - 40m<sup>2</sup> flächiger Auftrag des Binders (flächig)
  - 40m<sup>2</sup> partieller Auftrag des Binders (partiell)
- 40m<sup>2</sup> mit einem Binderauftrag von 20g pro 1m<sup>2</sup> (flächig)

Saertex stellte daraufhin diese Materialmengen mit den entsprechenden Binderaufträgen her und lieferte diese zu Beginn Q4/2012 an xperion Aerospace. Die Herstellung des Materials erfolgt unter der im Verbund festgelegten Spezifikation. Details zur Entwicklung und Herstellung dieser Materialien sind in den Saetex-Zwischen- und Abschlussberichten dargestellt.

Das FIBRE hatte zudem einen Anforderungskatalog für weitere Materialvarianten erarbeitet und mit xperion und den anderen Projektpartnern erörtert.

Der Projektpartner Saertex hat auf Grund der Definitionen von xperion und des FIBRE ein erweitertes 30°-Multiaxialgelege (MAG) vorgeschlagen, das für die weiteren Versuche und für die Fertigung der Validierungsbauteile verwendet wurde:

- MAG (NCF) Biax  $\pm / \mp$  30° mit je 388 g/m<sup>2</sup> Flächengewicht
- Biax teilw. mit Bebinderung, jeweils einseitig bebindert mit 7-10 g/m<sup>2</sup>
- Zusätzlich 0° u. 90° je 194 g/m<sup>2</sup> Flächengewicht

Auf der Basis dieser Materialien hat das FIBRE einen Lagenplan entwickelt, der sich am Lagenaufbau des Typical Fuselage Demonstrator orientiert. Die Bindermenge von knapp 10 g/m<sup>2</sup> ist nach verschiedenen Untersuchungen für gute Preformeigenschaften geeignet, ohne die Imprägnierungseigenschaften und die spätere Laminatqualität signifikant zu schwächen. Das schmale 90°-Halbzeug kann allerdings zu Problemen bei der Gelegeherstellung führen, da ein gleichmäßiges Warenbild mit der LIBA-Gelegetechnik für 90°-Fäden schwierig zu erreichen ist und Luftfahrtqualität bei heutigen Verfahren lt. Saertex nicht garantiert werden konnte. Es besteht zudem ein Problem der mangelnden Drapierfähigkeit. Xperion hat daher mit dem FIBRE eine Überarbeitung des Lagenplans erörtert. Da jedoch die 90°-Lagen einen signifikanten Anteil der gesamten Faserarchitektur ausmachen, jedoch als Einzellage nur ein Flächengewicht von 194 g/m<sup>2</sup> aufweisen, war es nicht möglich, mit „± Ersatzlagen“ (Flächengewicht 388 g/m<sup>2</sup>) einen symmetrischen und ausgewogenen Lagenaufbau zu realisieren.

Der größte Arbeitsumfang bei der Gelegeherstellung liegt in der Bestückung der Fadenspulen in der Anlage und beim „Einfädeln“ der Rovings. Daher wurden nach der endgültigen Bestätigung des aktuellen Gelegetyps während einer intensiven Fertigungskampagne bei Saertex die NCF-Materialien hergestellt, die den Partnern zum Jahreswechsel 2014/2015 zur Verfügung gestellt werden konnten. Xperion hatte zuvor mit den Partnern den Bedarf pro Materialtyp und Halbzeug ermittelt, damit Saertex den gesamten Bedarf in dieser Kampagne herstellen konnte. Tabelle 4 zeigt den Auszug aus dem gesamten Projektbedarf, der für die Fertigungsversuche bei xperion erforderlich wird.

**Tabelle 4: Übersicht über die verschiedenen Breiten der textilen Halbzeuge und der xperion-Bedarf für die geplanten Fertigungsversuche**

[m]	Tape-Breite		
	150 mm	365 mm	28 mm
± 30° Biaxialgelege (ohne Binder)		10	
± 30° Biaxialgelege (mit 7-10 g/m <sup>2</sup> Binder)	20	60	
± 30° Biaxialgelege (mit Tougheningvlies)	20	60	
∓ 30° Biaxialgelege (ohne Binder)		10	
∓ 30° Biaxialgelege (mit 7-10 g/m <sup>2</sup> Binder)	30	60	
∓ 30° Biaxialgelege (mit Tougheningvlies)	30	60	
0° Tape			90
90° Tape		80	

Mit dem Material waren folgende Versuche vorgesehen:

**365 mm Breite 30° u. 90° - ca. 10 Platten à 4 Lagen 388 g/m<sup>2</sup>:**

Fertigung von CFK-Versuchsplatten auf dem Imprägnierungsprüfstand bei Variation von Faserarchitektur und Harzsystem

**150 mm Breite 30° + 28 mm Breite 90°; 12 Profile x 600 mm = 6 m, + 10 % + Rest, ca. 10 m – 20 m Gesamtbedarf:**

Fertigung der CFK-Validierungsstruktur Spant im RTM- u. Infusionsverfahren

**150 mm Breite 30° + 28 mm Breite 90°; 8 Profile Preforms, ca. 12 m – 15 m Gesamtbedarf**

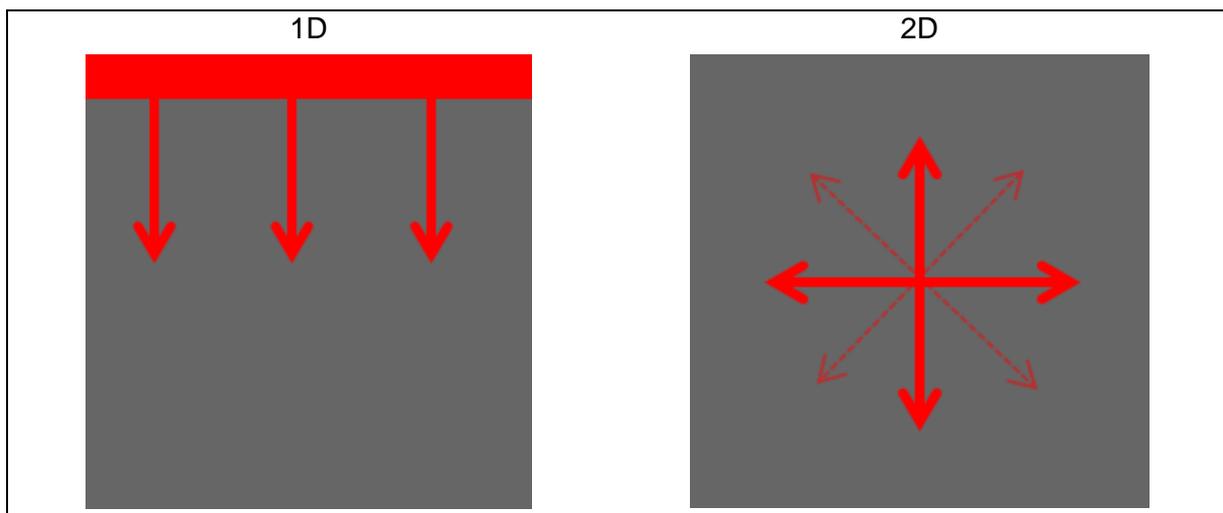
Preforming-Versuche unter seriennahen Bedingungen (nach Erörterung mit Broetje)

Mit den unbedinderten 30°-Materialien wurden mit dem Binder Epikote EPR 05311 CFK-Platten im Infusionsverfahren hergestellt, um den Bindereinfluss auf die Produkt- und Prozessqualität zu untersuchen.

Der Projektpartner Saertex produzierte das 30°-Multiaxialgelege, das für die weiteren Versuche und für die Fertigung der Validierungsbauteile verwendet wurde. Das MAG wurde ohne Binder, mit Pulverbinder und einem Bindervlies hergestellt. Das Material wurde bis Ende Januar 2015 fertig- und xperion zur Verfügung gestellt. Für xperion ergab sich daraus ein Versuchszeitraum von sechs Wochen, bei rechtzeitiger Materialbereitstellung. Die Versuche die bereits mit dem vorherigen Material durchgeführt wurden (Tränkungsversuche – Teil 1 und 2), wurden mit dem neuen Material reproduziert (Tränkungsversuche – Teil 3 und 4).

## 2.4.2 Tränkungsversuche - Planung

Während der Herstellung der ersten Versuchsmuster der textilen Halbzeuge hat xperion einen Versuchsplan entwickelt, nach dem die textilen Halbzeuge, der Einfluss der Binder(mengen) und der eingesetzten Matrixsysteme untersucht werden sollten. Im November 2012 fand daher ein Abstimmungstreffen in Bremen mit den Verbundpartnern Brötje Automation, FIBRE, SAERTEX und xperion Aerospace statt. Inhalt war die Abstimmung der erforderlichen Versuchsreihen zum zuvor definierten Multiaxialgelege. xperion Aerospace übernahm in diesem Rahmen die Verantwortung für die Durchführung von Tränkungsversuchen und entwickelte einen Tränkungsprüfstand. Des Weiteren wurden dabei weitere wichtige Randbedingungen für die Aktivitäten innerhalb von KOLIPRI, u.a. Anforderungen an und Spezifikationen weiterer zu untersuchender Faserhalbzeuge, festgelegt. Es war bereits damals gemäß einem generischen Vorgehen vorgesehen, bei der Definition einer zweiten Mustermenge die Ergebnisse aus den Versuchen mit dem ersten Muster einfließen zu lassen.



**Abbildung 7: Varianten der Tränkungsversuche: 1D (links), 2D (rechts), xperion Aerospace hat für die Tränkungsversuche die 2D-Variante gewählt**

Tränkungsversuche dienen zur Beurteilung der Durchtränkbarkeit poröser Strukturen, z. B. von Faserhalbzeugen. Sie erlauben eine vergleichende Bewertung verschiedener textiler Halbzeuge untereinander hinsichtlich ihrer Durchlässigkeit gegenüber einem durchströmenden Medium. Tränkungsversuche sind entweder in einem geschlossenen Werkzeug oder mittels Vakuumsack durchführbar. Im Rahmen von KOLIPRI wurde die Variante des Vakuumsackes ausgewählt. Tränkungsversuche lassen sich in zwei Varianten unterscheiden, den 1D- und den 2D-Versuch (vgl. Abbildung 7). xperion Aerospace hat im Rahmen von KOLIPRI die 2D-Anordnung gewählt. In diesem Versuchsszenario kann die Imprägnierung in den beiden Hauptrichtungen (x/y) parallel beobachtet werden.

Sinn und Zweck der ersten Testreihe sollte die Identifizierung des Einflusses der Bebindingung auf die Durchdringung des Fasermaterials sein. Ebenso wird in den

Tränkungsversuchen die bevorzugte Fließrichtung des Mediums in Abhängigkeit von der Bindermenge untersucht. In Tabelle 5 sind die von xperion Aerospace zu betrachtenden Konfigurationen der ersten Testreihe aufgeführt.

**Tabelle 5: Versuchsplanung zu den Tränkungsversuchen – Teil 1**

	Material	Lagenzahl
1	±30° / ohne Binder	1
2	±30° / 5 g / m <sup>2</sup> Binder flächig	1
3	±30° / 10 g / m <sup>2</sup> Binder in Streifen	1
4	±30° / 10g / m <sup>2</sup> Binder flächig	1
5	±30° / 20g / m <sup>2</sup> Binder flächig	1

Zusätzlich zu dem bereits beschriebenen Versuchsumfang hat xperion Aerospace die Herstellung von plattenförmigen Preformen und CFK-Platten unter Verwendung des von Saertex zur Verfügung gestellten Multiaxialgeleges aufgeplant und durchgeführt.

Die hierfür zu untersuchenden Preformen waren durch drei Parameter definiert:

- Temperatur während der Konsolidierung der Preform
- Anzahl der Lagen des ±30° Multiaxialgeleges der Preform
- Orientierung der Lagen der Preform

Aus diesen drei Faktoren ergab sich unter Berücksichtigung einer vollfaktoriellen Versuchsplanung (3 Faktoren, 2 Stufen) ein Testumfang von acht Versuchsanordnungen. Die Konfigurationen der Testkörper sind in Tabelle 6 hinterlegt. Zusätzlich soll in dieser Versuchsreihe der Einfluss einer lokalen Aufdickung des Preforms untersucht werden. Hierzu werden die Versuche 9 und 10 hinzugefügt.

**Tabelle 6: Versuchsplanung zu den Tränkungsversuchen – Teil 2**

	Temperatur Preform [C°]	Anzahl Lagen	Orientierung
1	150	3	±30°
2	150	3	Quasiisotrop
3	150	6	±30°
4	150	6	Quasiisotrop
5	200	3	±30°
6	200	3	Quasiisotrop
7	200	6	±30°
8	200	6	Quasiisotrop
9	200	6+6Patch	±30°
10	200	6+6Patch	Quasiisotrop

Ziel der 2. Testreihe war es die Auswirkung der Temperaturführung während der Kompaktierung der Preforms zu untersuchen. Ebenso waren Dicke des Preforms und Lagenanzahl wichtige Parameter dieser Versuchsanordnung. Die Binderkonfiguration ging nicht als Parameter ein, sie wurde in allen Versuchen konstant bei 10 g/m<sup>2</sup> gehalten.

### 2.4.3 Teststand Tränkungsversuche

Das vorausgegangene Kapitel beschreibt die Definition der Tränkungsversuche, die im Rahmen von KOLIPRI durchgeführt worden sind. Zur Gewährleistung einer professionellen Durchführung der Tränkungsversuche wurde ein Teststand für die 2D-Tränkungsversuche entwickelt, konstruiert und hergestellt. Bisher existierte eine vergleichbare Einheit bei xperion Aerospace nicht. In Abbildung 8 ist der Versuchsaufbau schematisch dargestellt.

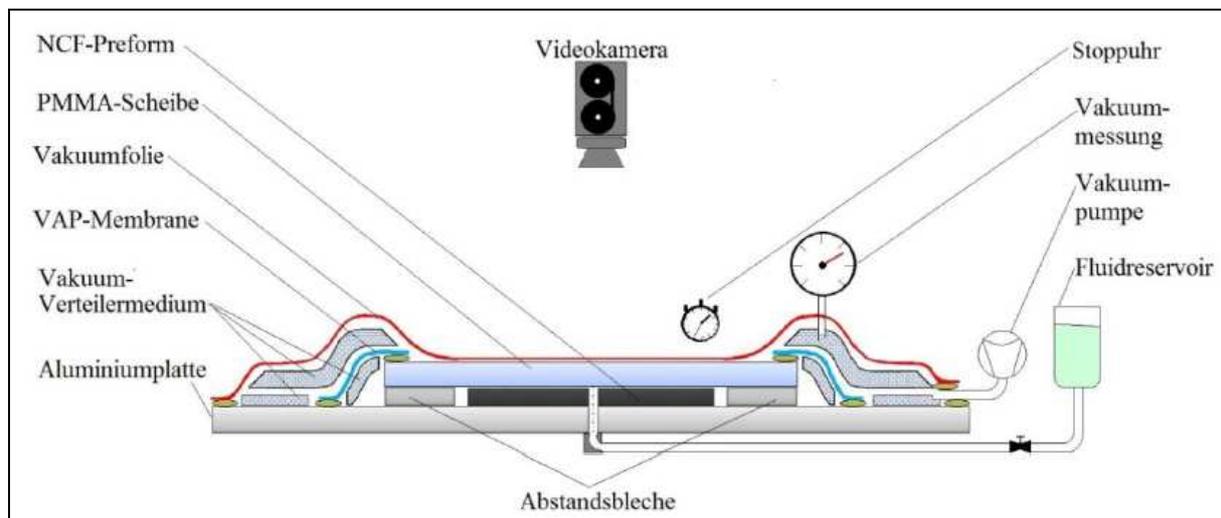


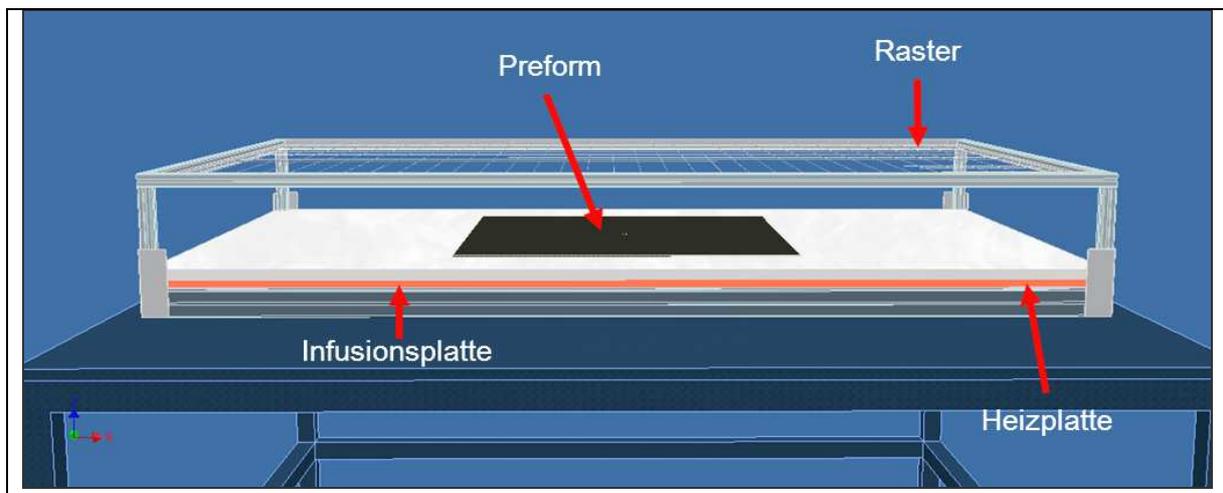
Abbildung 8: Schematischer Aufbau des Versuchstandes für 2D-Tränkungsuntersuchungen

Bei der Konzipierung des Versuchstandes mussten verschiedene Anforderungen berücksichtigt werden, welche im Rahmen von Workshops zur Versuchsplanung bei xperion Aerospace identifiziert wurden. Das Herzstück des Versuchstandes war nach diesen Diskussionen eine elektrisch beheizte Wärmeplatte. Weitere Ergebnisse dieser Workshops finden sich in der folgenden Anforderungsliste:

- Dimensionen: 1.400 mm x 800 mm x 12 mm
- Temperatur: bis 250 °C
- Toleranzen: 100 °C ±2 °C / 200 °C ±3 °C
- Besonderheit: Bohrung mit d = 10 mm in der Plattenmitte
- Aufheizrate: (1-5) K / min
- Regeleinheit: digital / optionale Ansteuerung über Messfühler in der Platte

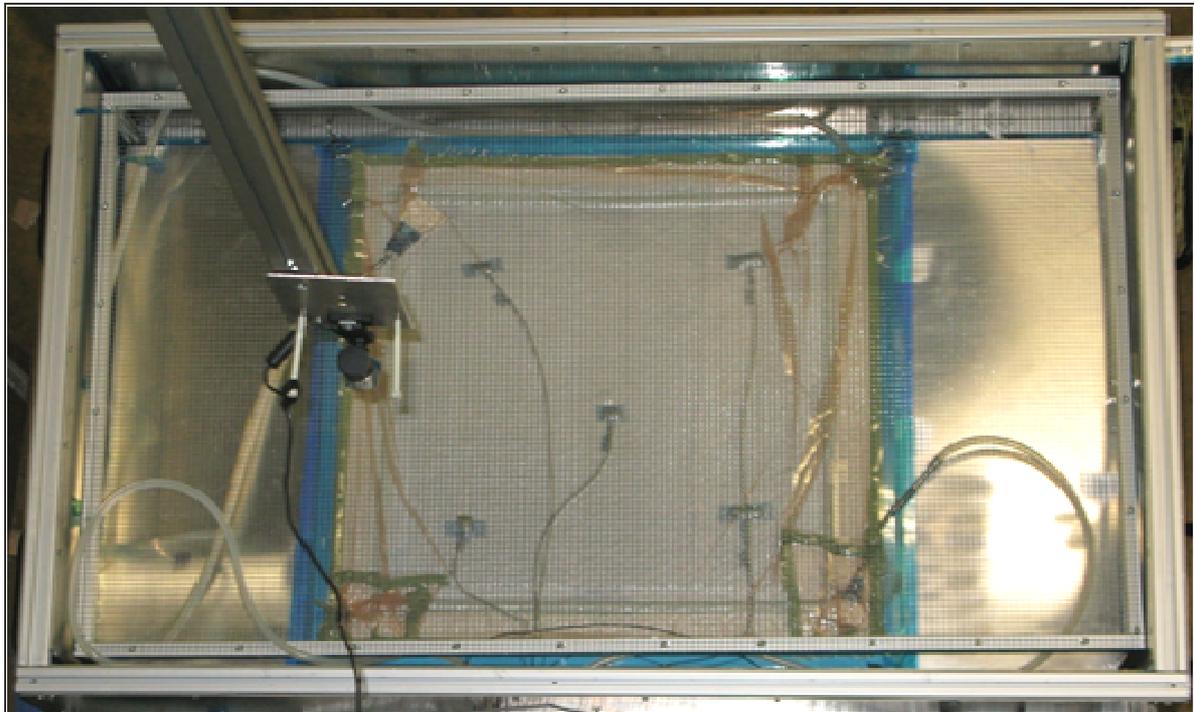
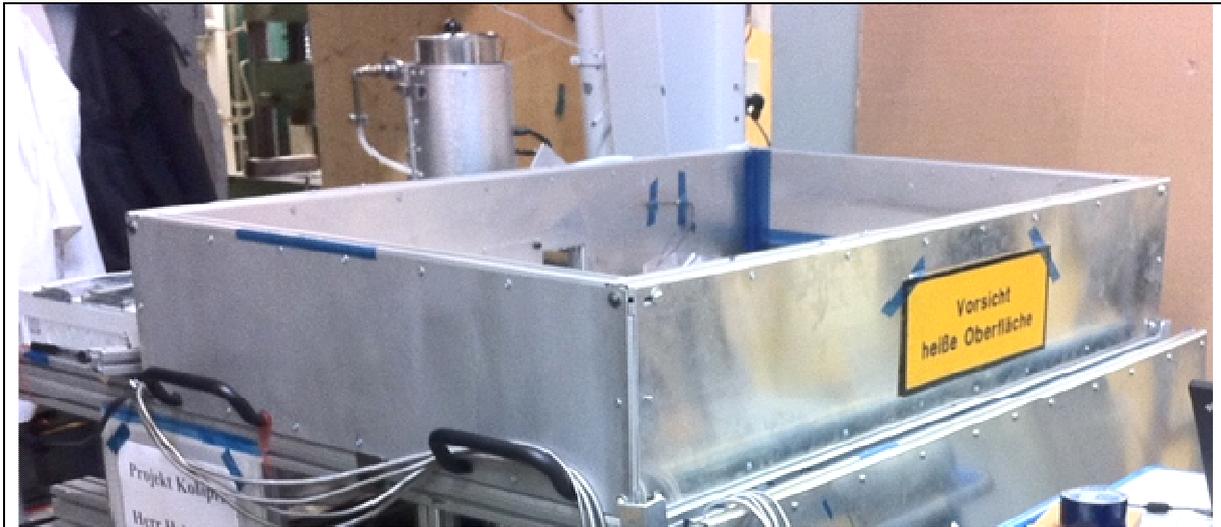
Die Bohrung in der Plattenmitte war eine Voraussetzung für die Durchführung der 2D-Tränkungsversuche. Im späteren Versuchsaufbau wurde das Medium über diese Öffnung durch das zu untersuchende Multiaxialgelege gezogen.

Da der zentrale Aspekt der Tränkungsversuche die Untersuchung der Fließrichtung und -geschwindigkeit ist, war es notwendig eine optische Prüfeinrichtung zu installieren. Die Ausbreitung in die unterschiedlichen Fließrichtungen kann an einem über der Platte angebrachten Raster verfolgt und erfasst und über eine Videokamera mit Anbindung an einen Laptop dokumentiert werden.



**Abbildung 9: Komponenten des Teststands für Tränkungsversuche**

In den Anforderungen war eine Höchsttemperatur von 250 °C gefordert, allerdings wurde diese Temperatur während der Tränkungsversuche nicht erreicht. Diese Anforderung rührt aus der weiteren Verwendung des Versuchstandes (Abbildung 9) her. Die später beschriebenen Untersuchungen für Prozessoptimierungen bei der Verarbeitung des Matrixsystems wurden ebenfalls auf diesem Versuchstand durchgeführt. Für die Durchführung dieser Versuche waren temporäre Modifikationen des Versuchstandes notwendig, die xperion Aerospace ebenfalls in Q4/2012 geplant und durchgeführt hat.



**Abbildung 10: Realisierter Teststand für Tränkungsversuche (oben), Blick von oben auf den Teststand mit Kamera und Raster (unten)**

Im 1. Halbjahr 2013 wurde der Teststand für Imprägnierungsversuche installiert und in Betrieb genommen (Abbildung 10). Hierfür wurde ein einfacher Aufbau mit Infusionsplatte und Heizplatte gewählt, um in einem mittigen Punktanguss die 2D-Ausbreitung und – Geschwindigkeit des Harzflusses optisch-visuell zu ermitteln. Der Aufbau kann erweitert auch für Infusion und Aushärtung genutzt werden. Danach wurde der Versuchsstand im Rahmen von KOLIPRI permanent weiter optimiert und erweitert, um die entsprechenden Grundlagenuntersuchungen, wie sie in Q1/2013 am ersten Materialmuster durchgeführt worden sind, auch an weiteren Mustern vergleichbar durchzuführen.

Mit Hilfe der Infrarotkamera vom FIBRE wurde bei xperion das ebene Werkzeug des Versuchsstandes auf seine Wärmeverteilung geprüft, um festzustellen, ob eine gleichmäßige Wärmeverteilung, wie sie CFK-Flugzeugstrukturen fordern, erreicht wird. Dazu wurden Wärmebilder bei verschiedenen Temperaturen aufgenommen. Ein Beispiel für  $\vartheta = 150\text{ °C}$  ist in Abbildung 11 dargestellt.

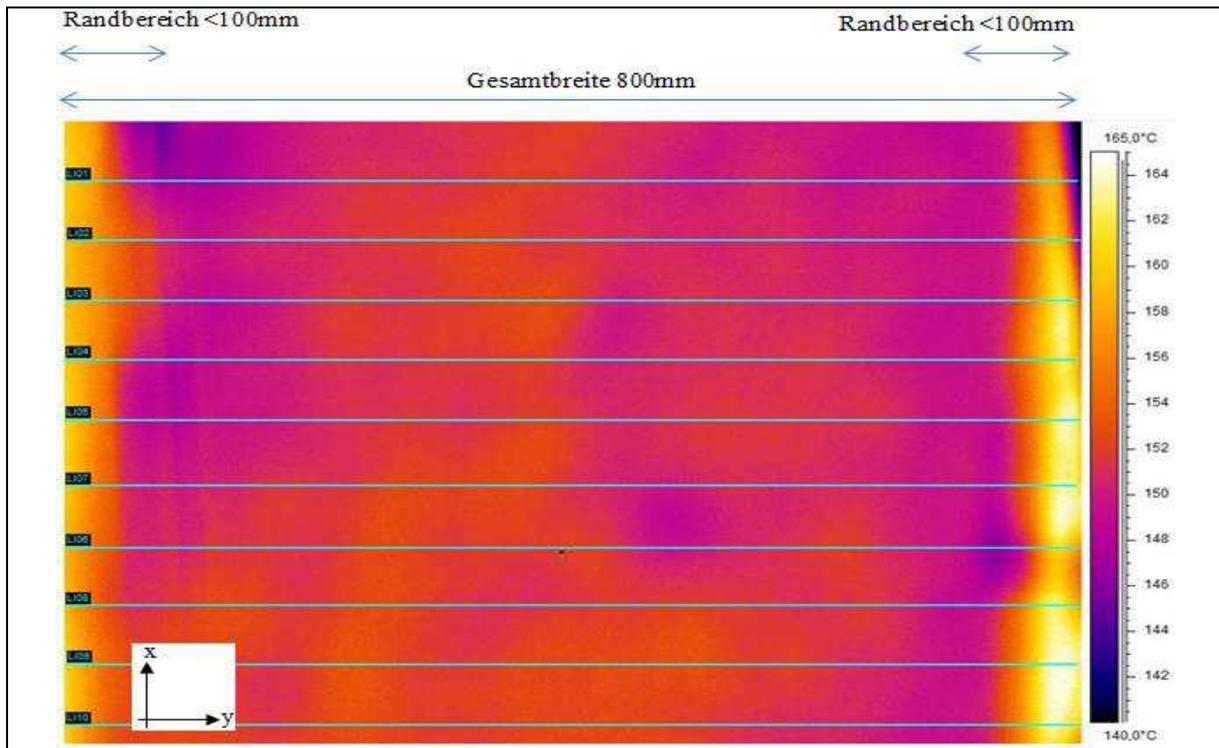


Abbildung 11: Wärmebild der Heizplatte bei 150 °C

Der qualitative Eindruck einer guten Wärmeverteilung lässt sich bestätigen, wenn anhand der Linien die Absolutwerte aufgenommen werden und in Diagrammform wieder dargestellt werden (Abbildung 12), wenn anhand eines Linienzuges in diesem Bild die Farbe jeweils der Temperatur zugeordnet wird.

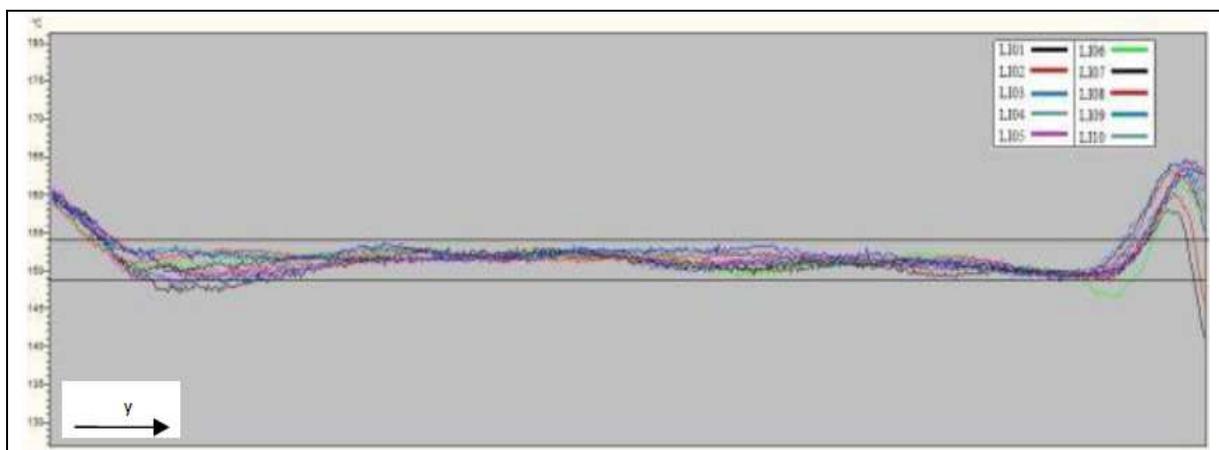


Abbildung 12: Temperaturverläufe entlang der Linien Line 01 – Line 10

Die Temperatur ist in den Randbereichen zwar erhöht (bis zu 164 °C), jedoch ist für die Plattenmitte bis auf die ca. 100 mm breiten Randbereiche eine nahezu konstante Wärmeverteilung bei einer Temperatur von 149 °C – 154 °C erreicht. Die Anforderung von Airbus gemäß der Spezifikation AIPI-03-02-022 für Infusionswerkzeuge ist hiermit erfüllt.

#### 2.4.4 Tränkungsversuche Teil 1 und 2

Da xperion Aerospace die Verantwortung für die Tränkungsversuche übernommen hatte, wurde eine erste Testreihe im 2D-Versuchsaufbau aufgelegt. Folgende Konfigurationen sind dabei auf ihre Durchtränkbarkeit in 2D-Fließversuchen untersucht worden (Tabelle 7).

**Tabelle 7: Versuchskonfigurationen**

NCF (±30° // 572g/m <sup>2</sup> + Binder)	Lay-up	Abmessungen L*B*H
Keine Binderapplikation	2Lagen (+30/-30/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm
5 g/m <sup>2</sup> vollflächig Pulver	2Lagen (b/+30/-30/b/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm
5 g/m <sup>2</sup> vollflächig aufgeschmolzen	2Lagen (b/+30/-30/b/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm
10 g/m <sup>2</sup> Streifen Pulver	2Lagen (b/+30/-30/b/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm
10 g/m <sup>2</sup> Streifen aufgeschmolzen	2Lagen (b/+30/-30/b/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm
10 g/m <sup>2</sup> vollflächig Pulver	2Lagen (b/+30/-30/b/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm
10 g/m <sup>2</sup> vollflächig aufgeschmolzen	2Lagen (b/+30/-30/b/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm
20 g/m <sup>2</sup> vollflächig Pulver	2Lagen (b/+30/-30/b/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm
20 g/m <sup>2</sup> vollflächig aufgeschmolzen	2Lagen (b/+30/-30/b/+30/-30)	200*200*1,3-1,5 mm

Das verwendete Testfluid für die Infusion war ein handelsübliches Pflanzenöl mit einer Viskosität von  $\eta = 70 \text{ mPa s} - 80 \text{ mPa s}$  bei Raumtemperatur. In Abbildung 13 ist exemplarisch der qualitative Verlauf einer Trängung dargestellt.

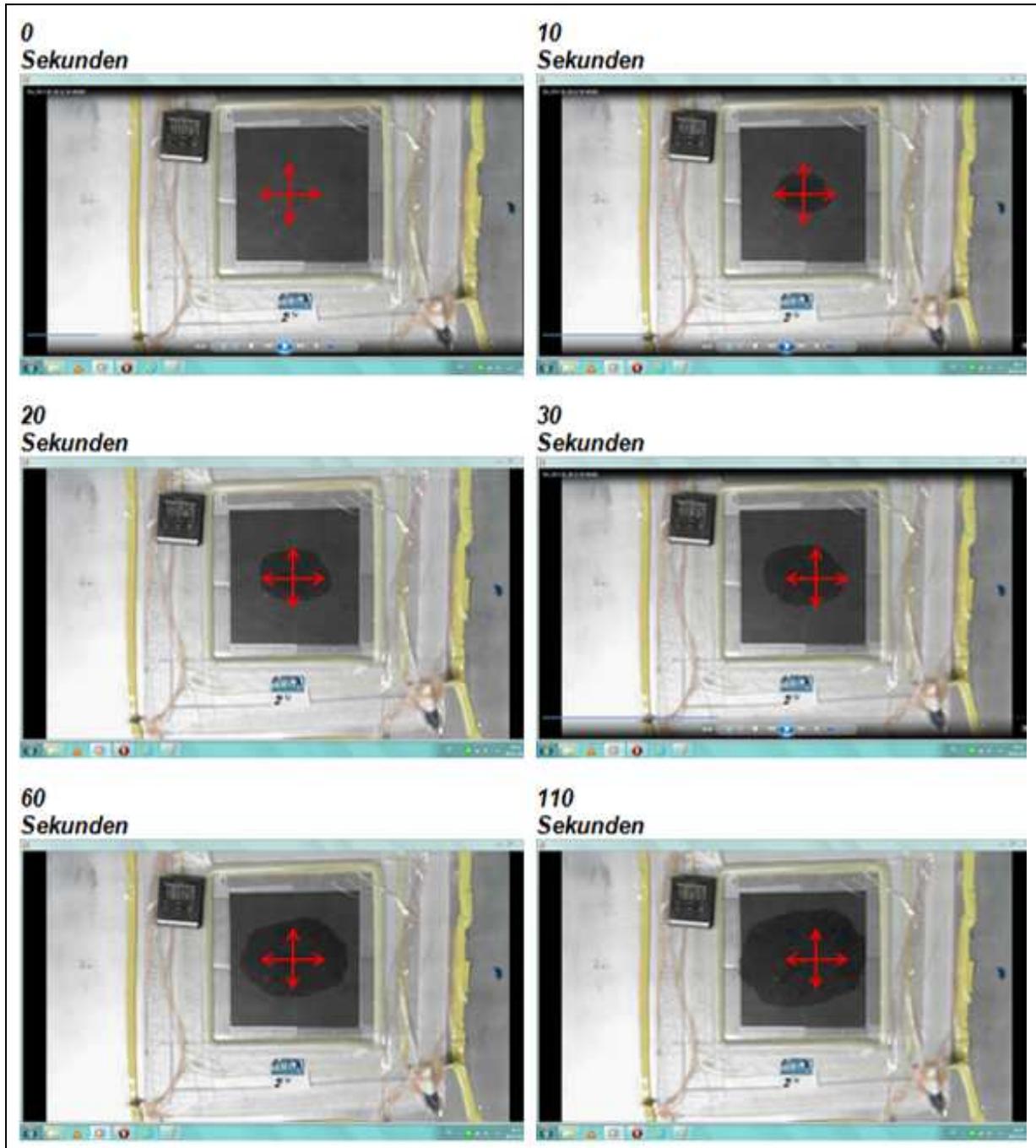


Abbildung 13: Ausbreitung des Testfluides während der Versuchsdurchführung

Die Aufnahmen sind in Fließweg und Laufzeit auch quantitativ ausgewertet worden. Ein wichtiges Ergebnis hierbei war, dass der Binder in Pulverform die Infusion aufgrund der erhöhten Anzahl an Fließwegen begünstigt bzw. die Kapillarwirkung erhöht. Beim aktivierten Binder verringert sich die Porosität und die Infusion wird behindert. Dies wird in den folgenden Netzdiagrammen in Abbildung 14 verdeutlicht.

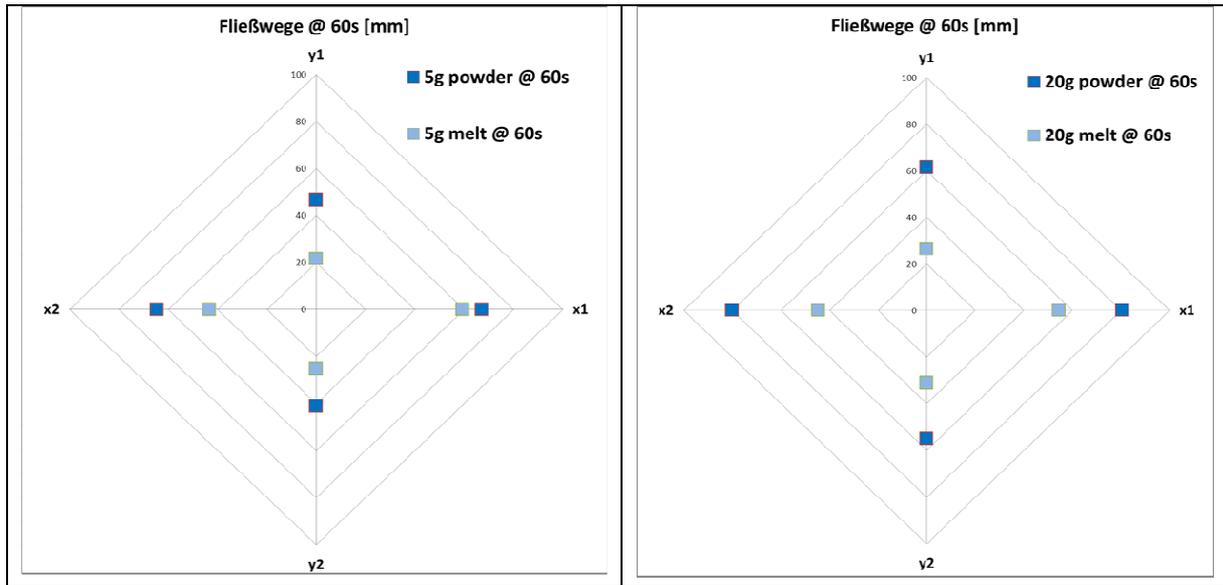


Abbildung 14: Gewebe mit 5g Binder (links), Gewebe mit 20g Binder (rechts)

Die in Tabelle 7 beschriebenen Testreihen sind in Q4/2012 und Q1/2013 vorbereitet worden und in Q1/2013 und Q2/2013 durchgeführt worden.

#### 2.4.5 Ermittlung der Permeabilität bebindeter Faserhalbzeuge

Die Untersuchungen zur Imprägnierbarkeit sollten ermitteln, wie Fasermaterial plus ggf. Bebindung die Permeabilität beeinflussen und somit Prozessgeschwindigkeit beim Infiltrieren in nasstechnologischen Verfahren wie RTM oder Harzinfusion beeinflusst. Im 1. Halbjahr 2013 wurde der Teststand in Betrieb genommen und Infiltrierungsversuche durchgeführt. Diese Untersuchungen wurden weitergeführt und die Ergebnisse ausgewertet, von denen die interessantesten hier aufgeführt sind. Die verwendeten zweilagigen  $\pm 30^\circ$ -MAG ( $283 \text{ g/m}^2$  je Einzellage) sind mit verschiedenen Mengen von Pulverbinder ausgerüstet und untersucht worden (Tabelle 8).

Tabelle 8: Übersicht über die verschiedenen Bindermengen und -aktivierungstypen

Versuch Nr.	Binderauftrag	Binderaktivierung
1	Ohne Binder	Nein
2	5 g/m <sup>2</sup>	Nein
3	10 g/m <sup>2</sup>	Nein
4	20 g/m <sup>2</sup>	Nein
5	5 g/m <sup>2</sup>	150 °C, 1 h 20 min
6	10 g/m <sup>2</sup>	150 °C, 1 h 20 min
7	20 g/m <sup>2</sup>	150 °C, 1 h 20 min

Als Testfluid wurde ein haushaltsübliches Salatöl mit einer dynamischen Viskosität von  $\eta = 70 \text{ mPa s} - 80 \text{ mPa s}$  (bei RT) verwendet, das vergleichbar mit dem Luftfahrt qualifizierten Epoxidharz RTM 6 bei Infusionstemperatur ist. Als Binder wurde das Luftfahrt qualifizierte System EPR 05311 von Momentive gewählt.

Der Harzfluss in allen Versuchen ist entlang der Hauptfaserrichtungen  $x_1$  und  $x_2$  beschleunigt, quer dazu in die Richtungen  $y_1$  und  $y_2$  gebremst, so dass sich stets eine symmetrische ovale Ausbreitungsfläche um den Angusspunkt ergibt (Abbildung 15). Hier ist zudem offensichtlich, dass jeweils in die beiden  $x$ - bzw.  $y$ -Orientierungen der Harzfluss identisch bzw. ähnlich sind. Abgebildet ist hier das Ergebnis für den Versuch Nr. 1 (ohne Binder). Während in die Hauptfaserrichtung 90 mm nach 300 s erreicht werden, verläuft quer dazu die Harzfront nur ca. 40 mm.

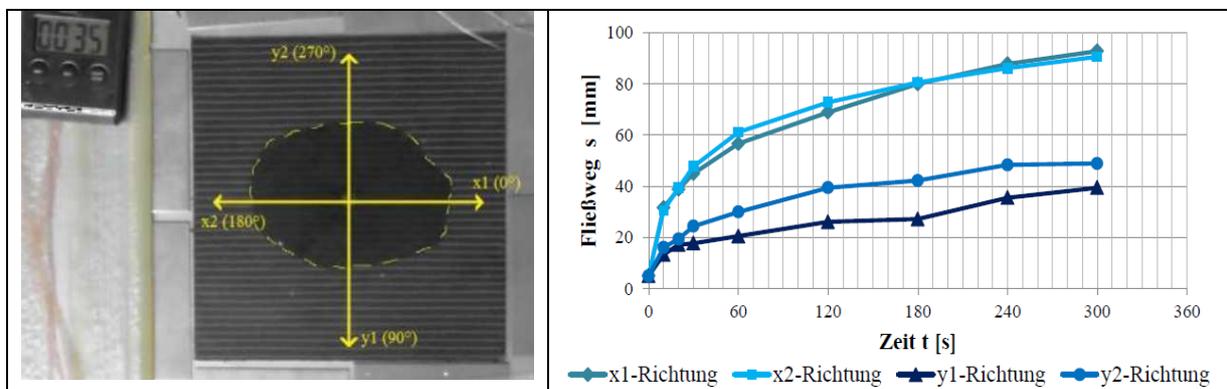
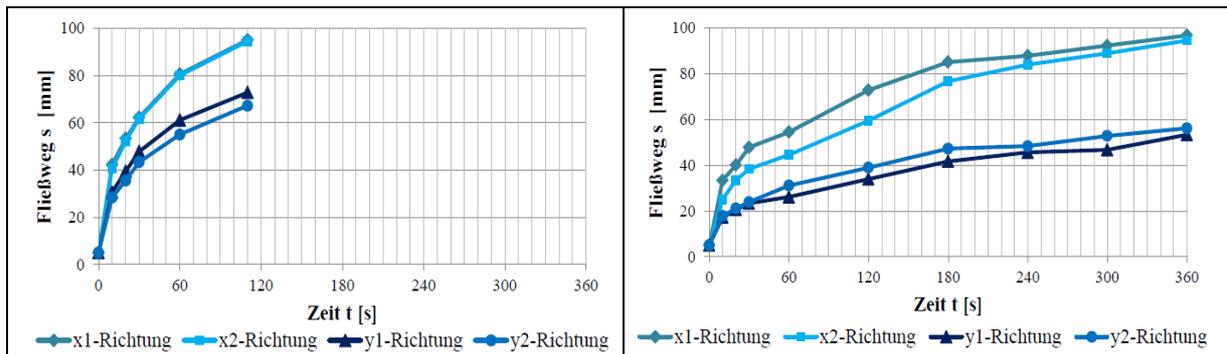


Abbildung 15: 2D-Harzdurchtränkung nach mittigem Punktanguss für Versuch Nr. 1

Gegenüber der unbebinderten Probe sind hier noch die Versuche Nr. 4 und 7 mit der maximalen Bindermenge von  $20 \text{ g/m}^2$  als anderes Extrem dargestellt (Abbildung 16). Bei der Probe mit dem nicht aktivierten Binder ist der Harzfluss in allen Richtungen deutlich beschleunigt. In Hauptfaserrichtung werden 100 mm bereits nach 110 s erreicht, entsprechend einer Beschleunigung um das Dreifache gegenüber dem unbebinderten MAG. Die Pulverpartikel erhöhen die Kapillarwirkung in dem Textil, so dass niedrigviskose Fluide noch schneller voreilen können, d.h. die Permeabilität nimmt zu. Wird der Binder jedoch aufgeschmolzen, sinkt die Ausbreitungsgeschwindigkeit deutlich, auch gegenüber dem unbebinderten MAG. 100 mm in Hauptfaserrichtung wird erst nach 360 s erreicht. Die Permeabilität nimmt ab.



**Abbildung 16: Ergebnisse der 2D-Harzdurchtränkung bei maximaler Bindermenge von 20 g/m<sup>2</sup>, Versuch Nr. 4 (links), Versuch Nr. 7 (rechts)**

Aus den Ergebnissen könnte man schließen, dass für eine schnelle porenfreie Tränkung ggf. viel Binder aufgetragen werden muss, der aber nicht aktiviert sein darf. Diese Schlussfolgerung spricht allerdings der Prozessreihenfolge entgegen, wobei man aktivierte Binder während des Preformens, d.h. vor der Infusion benötigt. Demgegenüber zeigen die Ergebnisse der Probe mit aktiviertem Binder, dass dieser die Tränkung erschwert. Demnach wird gefolgert, dass die Bindermenge möglichst klein sein soll. In anderen Untersuchungen wurde zudem bereits nachgewiesen, dass eine Bindermenge von 10 g/m<sup>2</sup> bis 15 g/m<sup>2</sup> für Preformeffekte bei der Spantherstellung ausreichend ist, ohne Produkt und Prozess negativ zu beeinflussen [1]. Diese Folgerungen gelten allerdings nur, wenn der Binder nur als Hilfsmittel für das Preformen verwendet wird. Von den Materialherstellern werden derzeit Preformbinder entwickelt, die die schlagzähen Eigenschaften im späteren CFK-Bauteil erhöhen. In diesem Fall ist ein Kompromiss für die Bindermenge zu finden, um sowohl Produkt als auch Prozess zu dienen.

### 2.4.6 Tränkungsversuche - Teil 3

Sinn und Zweck der Tränkungsversuche - Teil 3 war die Identifikation des Einflusses der Bebinderung auf die Durchdringung des Fasermaterials sein (Tabelle 9). Ebenso wurde in den Tränkungsversuchen die bevorzugte Fließrichtung des Mediums in Abhängigkeit von der Bindermenge untersucht.

Untersucht wurde das Tränkungsverhalten des MAG ohne Binder, mit Binder und mit Bindervlies, sowie aktiviertem (aufgeschmolzenem) Binder gegenüber nicht-aktiviertem Binder.

**Tabelle 9: Versuchsplanung zu den Tränkungsversuchen - Teil 3**

Nummer	Material	Lay-up	Orientierung	Binderaktivierung
TT3-A1	Ohne Binder	2 Lagen	$\pm 30^\circ / -+30^\circ$	Nein
TT3-A2	Mit Binder	2 Lagen	$\pm 30^\circ / -+30^\circ$	Nein
TT3-A3	Mit Binder	2 Lagen	$\pm 30^\circ / -+30^\circ$	Ja, 150°C
TT3-A4	Mit Vlies	2 Lagen	$\pm 30^\circ / -+30^\circ$	Nein
TT3-A5	Mit Vlies	2 Lagen	$\pm 30^\circ / -+30^\circ$	Ja, 150°C

#### 2.4.7 Tränkungsversuche - Teil 4

Die zu untersuchenden Preforms werden durch drei Parameter definiert:

- Temperatur während der Konsolidierung (150 und 200°C)
- Anzahl der Lagen des MAG's (6 und 12 Lagen)
- Orientierung der Lagen (Biaxial und Quasiisotrop)

Aus diesen drei Faktoren ergibt sich ein Testumfang von acht Versuchsanordnungen (2 Temperaturen \* 2 unterschiedliche Lagenanzahlen \* 2 Orientierungen). Zusätzlich sollte in dieser Versuchsreihe der Einfluss einer lokalen Aufdickung des Preforms untersucht werden. Aus diesem Grund wurden zwei weitere Versuchsanordnungen (TT4-A9 und TT4-A10) hinzugefügt. Die Konfigurationen der Testkörper ist in Tabelle 10 hinterlegt.

Ziel war die Auswirkung der Temperaturführung während der Kompaktierung des Preforms. Ebenso sind die Dicke des Preforms und die Anzahl der Lagen wichtige Parameter in dieser Versuchsanordnung. Die Binderkonfiguration ging in dieser Testreihe nicht als Parameter ein, es wurde in allen Versuchen das gleiche Material mit Pulverbinder verwendet.

**Tabelle 10: Versuchsplanung zu den Tränkungsversuchen - Teil 4**

Nummer	Lay-up	Orientierung	Temperatur Preform
TT4-A1	6 Lagen	Biaxial $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	150
TT4-A2	6 Lagen	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	150
TT4-A3	12 Lagen	Biaxial $(\pm 30^\circ)_6 / (-+30^\circ)_6$	150
TT4-A4	12 Lagen	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_6 / (-+30^\circ)_6$	150
TT4-A5	6 Lagen	Biaxial $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	200
TT4-A6	6 Lagen	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	200
TT4-A7	12 Lagen	Biaxial $(\pm 30^\circ)_6 / (-+30^\circ)_6$	200
TT4-A8	12 Lagen	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_6 / (-+30^\circ)_6$	200
TT4-A9	12+2 Patch	Biaxial $(\pm 30^\circ)_6 / (-+30^\circ)_6$ Patch $(\pm 30^\circ) / (-+30^\circ)$	200
TT4-A10	12+2 Patch	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_6 / (-+30^\circ)_6$ Patch $(\pm 30^\circ) / (-+30^\circ)$	200

## 2.4.8 Harzsysteme

Das Harzsystem dient der Einbettung der Carbonfasern des Preforms in eine Matrix und letztendlich der Formgebung der Endkontur des jeweiligen CFK-Profiles. Für die in KOLIPRI betrachteten CFK-Hochleistungsstrukturen kommen Epoxidharze zur Anwendung, da sie sich durch gute spezifische Eigenschaften über einen großen Temperatureinsatzbereich auszeichnen. Generell bestehen folgende Anforderungen an das Harzsystem:

- geringe Materialkosten
- hoher E-Modul
- hohe Schlagzähigkeit
- niedriger Schrumpf
- Temperaturbeständigkeit unter ungünstigsten klimatischen Verhältnissen (Glasübergangstemperatur  $T_g \geq 150 \text{ °C}$ )
- gute FST-Eigenschaften
- schnelle Verarbeitbarkeit (kurze Infiltrationsdauern, kurze Härtezeiten)
- einfache Handhabbarkeit
- lange Haltbarkeit

Der meilensteingerecht erstellte Anforderungskatalog für den Bereich Materialien beinhaltet insbesondere Forderungen an das Bauteil. Diese Anforderungen an das Bauteil sind ebenso Anforderungen an die Matrix. Dazu gehören die folgenden extrahierten Anforderungen in Tabelle 11.

**Tabelle 11: Auszug aus Anforderungskatalog**

	Themenbereich	Kriterium	Toleranz	Referenz	Q,T,C	Anforderung
1	Bauteil / Materialien	Faservolumengehalt	-2,5% / + 2,5%		Q	Einhaltung des Toleranzbereiches Faservolumengehalt
2	Bauteil / Materialien	Porosität (global)	< 1%	AITM6-0011	Q	Einhaltung des maximal zulässigen Porositätsgrades
3	Bauteil / Materialien	Compression After Impact (CAI)	tbd		Q	Einhaltung der CAI Kennwerte
4	Bauteil / Materialien	Interlaminare Scherfestigkeit (ILS)	tbd		Q	Einhaltung der ILS Kennwerte
5	Bauteil / Materialien	Aushärtegrad (DSC)	> 90%	IPS 05-01-006-03	Q	Einhaltung der DSC Kennwerte

Die Hauptproblematik, der sich die chemische Industrie bei der Entwicklung optimierter Harzsysteme seit nunmehr Jahrzehnten ausgesetzt sieht, ist, dass sich die oben dargestellten Anforderungen zu einem bestimmten Teil gegenseitig beeinflussen und damit nach dem bisherigen Stand der Technik nicht in Gänze umgesetzt werden konnten. So

weisen Epoxidharze ihrer physiko-chemischen Natur gemäß eine niedrige Schlagzähigkeit auf, die sich durch die Zugabe aromatischer Thermoplaste steigern lässt. Ein steigender Thermoplastanteil wirkt sich jedoch negativ auf die Viskosität und damit eine schnelle Verarbeitbarkeit (längere Fließzeiten, längere Härtedauer) aus. Ein anderes Beispiel ist die Verringerung der Härtetemperatur des Harzsystems, die aus Zeit- und Kostengründen gewünscht ist, aber mit der erreichbaren Temperaturbeständigkeit kollidiert. Und abschließend verfügen 2K-Systeme (gegenüber 1K-Systemen wie dem RTM6) prinzipiell über die Vorteile einer längeren Haltbarkeit des ungehärteten Materials und einer schnelleren Verarbeitbarkeit, sie stellen jedoch wesentlich höhere Anforderungen an die Anlagentechnik und ihr Verarbeitungsprozess ist aufgrund der Notwendigkeit einer Mischung der Komponenten vor der Infiltrierung um eine Dimension komplexer.

Die Bedarfsträger der Luftfahrt neigen dazu, dem Thema der Selektion von Harzsystemen für CFK-Strukturkomponenten konservativ gegenüber zu stehen. Da es sich bei der Entwicklung optimierter Harzsysteme für diese Komponenten um ein zeitlich und wirtschaftlich recht umfangreiches Unterfangen handelt und die Abnahmemenge der Luftfahrtindustrie im Vergleich zu reinen Kunststoffverarbeitenden Branchen um Größenordnungen kleiner ist, sind auch die Bemühungen der Chemieunternehmen und Harzhersteller, neu formulierte und optimierte Harzsysteme zu entwickeln und auf den Markt zu bringen, auf diesen Nischenmarkt angepasst. Es gibt zwar vielversprechende Entwicklungen in diesem Segment, vor allem durch die Automobilindustrie getrieben, jedoch sind deren Anforderungen doch deutlich unterschiedlich für Anwendungen in Flugzeugstrukturen. Da kein Vertreter möglicher Harzsysteme im KOLIPRI-Verbund dabei ist, konnte dieses Thema auch nicht wesentlicher Gegenstand der Aktivitäten in KOLIPRI sein. Im Rahmen des Vorhabens wurde daher auf bereits im Einsatz befindliche und bewährte Harzsysteme zurückgegriffen. Hierbei handelt es sich um HexFlow RTM6 der Fa. Hexcel und EPS600 der Fa. Momentive. Xperion hat im 2. Halbjahr 2012 eine Marktrecherche durchgeführt und nach einem Abstimmungsmeeting mit dem assoziierten Partner im Q3/2012 drei weitere Produkte in das Portfolio des Projektes aufgenommen worden:

- 977-2HM FILM-900GSM-500 der Fa. CYTEC
- 2K System der Fa. HUNTSMAN
- Araldite LY 564 (Harz)
- XB 3458 CH (Härter)
- PRISM 2400 der Fa. CYTEC

Daher handelt es sich bei den Produkten der Fa. CYTEC um speziell für die Luftfahrt entwickelte Harzsysteme. Die Besonderheit der CYTEC-Produkte ist ein integrierter Toughener. Die im Vergleich zum Thermoplast niedrige Schlagzähigkeit des Duroplasts wird

kompensiert und ein zusätzlicher Auftrag des Tougheners auf das trockene Multiaxialgelege ist nicht notwendig.

Eine Ausnahme im Bereich der Harzsysteme bildet das 2K-System der Fa. Huntsman. Es handelt sich hierbei um ein noch nicht luftfahrtqualifiziertes Produkt. Allerdings können sehr schnelle Prozesszeiten realisiert werden, da die Fließgeschwindigkeit vergleichsweise hoch ist und die Härtedauer sehr gering. In Bezug auf die Verarbeitungs- und Prozessgeschwindigkeit fungiert das 2K-System als Benchmark für die Luftfahrtharze.

Die unterschiedlichen Epoxid-Harzsysteme sind im Detail mit ihren Eigenschaften in Tabelle 12 aufgeführt.

**Tabelle 12: Im Rahmen des KOLIPRI-Vorhabens untersuchte Harzsysteme**

Harz Nr.	Bezeichnung	Hersteller	System	Lieferform	Reaktivität
1	HexFlow RTM6	Hexcel	1 K	Harzansatz	Mittel
2	Epikote EPS 600	Momentive	1 K	Harzansatz	Mittel
3	CYCOM 977-2	Cytec	1 K	Harzfilm	Gering
4	LY564 + XB3458	Huntsman	2 K	Harz + Härter	Hoch
5	PRISM EP 2400	Cytec	1 K	Harzansatz	Mittel

Die ersten vier Epoxidsysteme sind landläufig bekannt und zum Teil bereits in der Luftfahrtindustrie seit vielen Jahren etabliert. Bei Airbus France wird das PRISM EP 2400 von Cytec untersucht, das ähnliche Prozess- und Produkteigenschaften wie RTM 6 aufweist, zudem aber noch eine erhöhte Schlagzähigkeit mit bringt. Da die empfohlene Haltestufe während der Aushärtung jedoch 120 min. beträgt (RTM 6: 90 min.), trägt es nicht zur Beschleunigung der Prozesskette bei. Es steht bei xperion nicht für Fertigungsversuche zur Verfügung und wird daher hier nur konzeptionell mit betrachtet. Detaillierte Reinharzuntersuchungen für das EP 2400 sind im Berichtszeitraum am FIBRE durchgeführt worden.

Insgesamt wurden 18 CFK-Versuchsplatten im Harzinfusionsverfahren VAP gefertigt, davon neun mit dem Harz Nr. 1, fünf mit dem Harz Nr. 2, vier mit Harz Nr. 3. Die Probenplatten variieren weiter im Gelege (Nrn. 1, 2, 3 u. 5, siehe Tab. 1) und im Lagenaufbau in zwei Varianten (4 Lagen  $\pm 30^\circ$  sowie 12 Lagen  $\pm 60^\circ$  u.  $0^\circ$ ) sowie bereits erwähnt in der Binderapplizierung.

## 2.5 Prozesskette

### 2.5.1 Preforming

Im Teilprozess Preforming entsteht ausgehend von den eingesetzten Faserhalbzeugen der Preform – auch Vorformling genannt – der als Eingangsprodukt in den nachfolgenden Teilprozessschritt der Infiltrierung/Konsolidierung einläuft.

Zunächst wurde ein detaillierter Anforderungskatalog an den Teilprozess Preforming erstellt:

- Kosteneinsparung zur Referenztechnologie (bis 50 % für die Gesamtprozesskette)
- Fertigungszeitreduzierung zur Referenztechnologie (bis zu 80 % für die Gesamtprozesskette)
- niedriger Anlageninvest
- niedriger Werkzeuginvest
- Erfüllung der Qualitätsanforderungen an die Preformen (Formstabilität, Faserorientierungen, Faserverschiebungen, Ondulationen, ...)
- Möglichkeit der Integration von QS-Systemen
- hohe Prozesssicherheit und Wiederholgenauigkeit
- niedrige Fehleranfälligkeit und einfache Handhabbarkeit

Aus diesem übergeordneten Anforderungskatalog konnten Anforderungskataloge (bzw. Lastenhefte) für die Anlagen- und Werkzeugtechnik abgeleitet werden.

Ziel des Teilprojektes Preforming ist die Entwicklung, die Konstruktion, die Realisierung, der Aufbau, die Inbetriebnahme und der Test eines automatisierten Produktionsverfahrens, mit dem variierende Preformen für CFK-Strukturprofile in einer großen Stückzahl wirtschaftlich gefertigt werden könnten. Hierzu werden mindestens zwei Prozesskonzepte in KOLIPRI untersucht. Final soll das Konzept für die Prozesskette ausgewählt werden, das die definierte Validierungskomponente am effizientesten zu fertigen in der Lage ist.

Gegenübergestellt werden in KOLIPRI das kontinuierliche Drapieren und das Radialdrapieren. Das Radialdrapieren eignet sich grundsätzlich für komplexere Profile, wie beispielsweise Türrahmenprofile. Im Gegensatz dazu eignet sich das kontinuierliche Preformen für weniger komplexe Profile, gewährleistet aber eine höhere Prozessstabilität und Reproduzierbarkeit.

In mehreren Workshops, die im Zeitraum Mai/Juni 2012 stattfanden (Teilnehmer: FIBRE, BRÖTJE-Automation, SAERTEX, xperion Aerospace) wurde eine Auswahl an Lösungsansätzen zusammengestellt und eine Bestandsaufnahme der existierenden Anlagen vorgenommen, die im Rahmen von KOLIPRI erweitert werden.

Dies ist im Falle des kontinuierlichen Preformens:

- CCPS – Continuous Composite Preforming System

Im Falle des radialen Preformens handelt es sich um:

- CHDS – Composite Handling & Drape System
- CDS – Composite Draping System
- CHS – Composite Handling System

Es handelt bei diesen Konzepten um Anlagenentwicklungen der Firma BRÖTJE-Automation GmbH, die in KOLIPRI Vorhabenpartner sind. Nach dieser Bestandsaufnahme erfolgte in Q3/2012 bei den Verbundpartnern Brötje und FIBRE eine eingehende Betrachtung und Untersuchung dieser Anlagentechnik, auch in Verbindung mit dem generierten Mustermaterial. Weitere Details zu diesen Arbeiten sind in den Zwischen- und Abschlussberichten dieser Verbundpartner zu finden.

Beim Verbundpartner Broetje Automation sind während des weiteren Projektfortschritts beträchtliche Fortschritte zur Anlagenentwicklung des kontinuierlichen Preformings erreicht worden. Wesentliche Module der CCPS-Anlage sind installiert worden und wurden auf ihre Funktion getestet (Abbildung 17). Erste komplette Preformingversuche mit bebinderten MAG-Halbzeugen sind im zweiten Halbjahr 2014 durchgeführt worden. Xperion arbeitete eng mit Broetje zusammen und verwendete einen Teil der Erkenntnisse für die Beschleunigung der Prozesskette und deren Verifizierung.



**Abbildung 17: Aktueller Status des kontinuierlichen Preformings: Modul für geraden Transport der Preforms (links), Querumformung (Mitte), Längsumformung (rechts) [Quelle: Brötje]**

Im Vorläuferprojekt LOKOST 3D-Profilen wurden Preforms mit vier Lagen MAG (beidseitig bebindert mit ca. 10 – 15 g/m<sup>2</sup> EPR 05311) bei konstanten Querschnitten und Krümmungen im CCPS-Verfahren 50 mm/min. Vorschubgeschwindigkeit erreicht und prozesssicher validiert. Es sind auch höhere Geschwindigkeiten erreicht worden bis 200 mm/min, allerdings mit schlechteren Preformergebnissen. Hierbei kommt es auf die genaue Abstimmung zwischen Prozess (Geschwindigkeit, Temperatur der Binder-Heizstrahler) und des Materials (Gelegetyp u. -menge, Bindermenge und -aufbringung) an. Die derzeit verfügbare Anlagentechnik erlaubt bei veränderlichen Querschnitten (Steghöhenvariation)

Prozessgeschwindigkeiten  $> 1000$  mm/min. und in aktuellen Versuchen sind bereits  $> 200$  mm/min. erreicht worden. Eine wesentliche Verbesserung war die Verwendung neuer Heizstrahler für die Binderaktivierung. Die Validierungskomponente weist 27 Lagen aus (7 Doppellagen  $30^\circ$ -NCF, 13 Lagen  $0^\circ$  u.  $90^\circ$ ). Gehen wir weiter von der Verarbeitung von vier Lagen MAG in einem CCPS-Strang aus, wären sieben Fertigungsstränge erforderlich. Die im Rahmen des LOKOST-Vorhabens entstandene Anlage besteht aus drei Strängen. Wird also eine 4-Strang-CCPS-Anlage mit einer 3-Strang-Anlage kombiniert, sind alle Preforms, die für den Validierungsspann erforderlich sind, gleichzeitig verarbeitbar. Um die erforderliche Produktmenge zu erreichen, müssten diese Anlagen mit einer Geschwindigkeit von ca. 900 mm/min. laufen. Bei kleineren erreichbaren Geschwindigkeiten ist die Anzahl der CCPS-Anlagen bzw. Stränge zu erhöhen. Um eine Geschwindigkeit von 900 mm/min. zu erreichen, fokussierten wir uns in Zusammenarbeit mit Broetje in den nächsten Wochen auf die Optimierung der Bindertechnologie und die Beschleunigung der Gesamtprozesskette. Des Weiteren wurde gemeinsam mit dem DLR im Entwicklungszentrum CFK Nord (Stade) ein Technologiescreening durchgeführt, um Synergien aus den Fortschritten der Spantprojekte KOLIPRI und EVO zu ermitteln und nutzen und Doppelarbeit zu vermeiden.

## 2.5.2 Infiltrierung/Konsolidierung

Im Teilprozess Infiltrierung/Konsolidierung erhält das CFK-Bauteil seine Formstabilität und wird – von einer sich ggf. anschließenden mechanischen Nachbearbeitung einmal abgesehen – auf Endkontur gebracht. Die Infiltrierung ist dadurch gekennzeichnet, dass der in ein entsprechendes Formwerkzeug eingelegte Preform vollständig mit dem flüssigen Harz getränkt bzw. imprägniert wird. In der Konsolidierung wird das Harz meist unter Temperatureinwirkung zur Aushärtung gebracht. Ergebnis ist dann die fertige Komponente.

Zunächst wurde auch für den Teilprozess Infiltrierung/ Konsolidierung ein detaillierter Anforderungskatalog erstellt, der hier dargestellt ist:

- Kosteneinsparung zur Referenztechnologie (bis 50 % für die Gesamtprozesskette)
- Fertigungszeitreduzierung zur Referenztechnologie (bis zu 80 % für die Gesamtprozesskette)
- niedriger Anlageninvest
- niedriger Werkzeuginvest
- Erfüllung der Qualitätsanforderungen an die Bauteile (Aushärtegrad, Faservolumengehalt, Porosität, ...)
- Möglichkeit der Integration von QS-Systemen
- hohe Prozesssicherheit und Wiederholgenauigkeit
- niedrige Fehleranfälligkeit und einfache Handhabbarkeit

Aus diesem übergeordneten Anforderungskatalog konnten Anforderungskataloge (bzw. Lastenhefte) für die Anlagen- und Werkzeugtechnik abgeleitet werden.

Basistechnologien für diesen Teilprozess waren u.a. das Resin Transfer Moulding (RTM) und der Vacuum Assisted Process (VAP). Beide Technologien wurden in KOLIPRI auf weitere Optimierungspotenziale untersucht. In jedem Fall dienten sie als Referenztechnologien für weitere Entwicklungsansätze in angrenzenden Technologien.

**Tabelle 13: Angrenzende Technologien zu RTM und VAP**

	<b>Technologie</b>	<b>Beschreibung</b>
1	Hochdruck RTM	Hochdruckinjektion von Harzsystemen, technologisch basierend auf dem klassischen RTM-Verfahren
2	Pultrusion RTM (PRTM)	Quasi kontinuierliche Endlosfertigung von einfachen Profilen mit Injektionskammer und separatem, nachgeschaltetem Pressenwerkzeug für Konsolidierung
3	Flächiger Düsen- oder Sprühauftrag auf Preform	Harzauftrag vor dem Schließen des Werkzeugs direkt auf den Preform mittels Düsen oder Sprühtechnik
4	Infiltrierung und Aushärtung in separaten Werkzeugen	Harzinjektion in Matrize (Pultrusion) oder in separatem Werkzeug mit Zwischenkühlen und anschließender, auch räumlich getrennter Aushärtung (z. B. im Presswerkzeug)

In einem im Juni 2012 in Beelen durchgeführten Workshop (Teilnehmer: FIBRE, MBB Fertigungstechnik, xperion Aerospace) zum Teilprozess Infiltrierung/Konsolidierung wurden die in Tabelle 13 dargestellten angrenzenden Technologien als vielversprechend in Hinblick auf das Erreichen der Ziele in KOLIPRI identifiziert. Ausgangspunkt der Diskussion war die Erkenntnis, dass die Prozesszeit für die Infiltrierung/Konsolidierung im Wesentlichen durch die Imprägnierungszeit und die Aushärtezeit bestimmt wird. Dementsprechend kommen für eine Optimierung prinzipiell alle technologischen Ansätze in Frage, die eine Reduktion dieser Zeiten zulassen.

Eine Reduktion der Imprägnierzeit lässt sich u.a. durch folgende Maßnahmen bzw. technologische Freiheitsgrade erzielen:

- Möglichst kurze Fließwege durch das dichte Textil (idealerweise hauptsächlich in Dickenrichtung)
- Niedriger Faservolumengehalt (nur für Imprägnierung möglich)
- Einsatz niedrigviskoser Harzsysteme
- Einstellung eines hohen Injektionsdrucks (Durchbiegung zu beachten)
- Optimale Temperaturführung

Eine Reduktion der Aushärtezeit lässt sich u.a. durch folgende Maßnahmen bzw. technologische Freiheitsgrade erzielen:

- Verwendung hochreaktiver Epoxidharze (hierfür schnelle Injektion und/oder niedrige Harztemperaturen bei Injektion erforderlich)
- Hohe Prozesstemperaturen (Werkzeugtemperatur)
- Möglichst isothermer Prozess oder Zweikanaltemperierung mit Kalt- und Warmkreislauf
- Aushärtewerkzeug möglichst verschmutzungsarm (z.B. keine gehärteten Harzreste in Injektionskanälen)

### 2.5.3 Prozessoptimierung Infiltrierung

Die Erstellung eines detaillierten Anforderungskatalogs an den Teilprozess Infiltrierung/Konsolidierung wurde termingerecht am 31.10.2012 abgeschlossen. Als Ergebnis sind einige Extrakte in Tabelle 14 wiedergegeben:

**Tabelle 14: Auszug aus Anforderungskatalog**

	Themenbereich	Kriterium	Wert	Toleranz	Referenz	Q,T,C	Anforderung
1	Teilprozess Infiltration	Technologieverfügbarkeit			AIPI 03-02-022	C	Keine Bindung an Lizenzen oder Patente
2	Teilprozess Infiltration	Aufheizrate	3 °C / min	+2,5 °C / -1,5 °C	AIPI 03-02-022	T	Reduktion der festgelegten Prozesszeit
3	Teilprozess Aushärten	Technologieverfügbarkeit			AIPI 03-02-022	C	Keine Bindung an Lizenzen oder Patente
4	Teilprozess Aushärten	Aushärte-dauer bei 180°C	90 min		AIPI 03-02-022	T	Reduktion der festgelegten Prozesszeit
5	Teilprozess Aushärten	Aushärte-temperatur	180 °C	+/- 5 °C	AIPI 03-02-022	T	Reduktion der festgelegten Prozesszeit

Diese Anforderungen sind ebenso Anforderungskataloge (bzw. Lastenhefte) für die Anlagen- und Werkzeugtechnik.

Ausgangspunkt der Aktivitäten zur Prozessoptimierung war die Erkenntnis, dass die Prozesszeit für die Infiltrierung/Konsolidierung im Wesentlichen durch die Imprägnier- und die Aushärtezeit bestimmt wird. Dementsprechend kamen für eine Optimierung prinzipiell alle technologischen Ansätze in Frage, die eine Reduktion dieser Zeiten zulassen. Die Aufgabe von xperion Aerospace bestand darin die Versuche zur Prozessoptimierung durchzuführen. In Q1/2013 wurde untersucht, wie sich die unterschiedlichen Harzsysteme

bei veränderten Imprägnierzeiten, Aufheizraten und Aushärtedauern verhalten. Ebenso wichtig war die Aussage, ob die ausgehärtete Komponente alle Anforderungen an die Bauteilqualität erfüllt. Die folgenden Prüfungen werden dafür durchgeführt.

- ILS nach EN 2563
- Tensile Strength/Modulus
- Compression Strength/Modulus
- DMA

Die Fertigungsversuche wurden vollständig im VAP durchgeführt. Grund für diese Entscheidung ist der vergleichsweise einfach zu generierende Versuchsaufbau und die schlanke Versuchsdurchführung. Kostenintensive Werkzeug- oder Anlagentechnik musste für diese Versuche nicht beschafft werden. Für die zu erwartenden Prozessergebnisse war die Aushärtetechnologie nicht von Belang, da die Reduktionen der Prozesszeiten hauptsächlich auf die Eigenschaften des Harzes zurückgehen und daher die Untersuchungen technologieunabhängig sind.

Ein detaillierter Versuchsplan wurde zu Beginn von Q1/2013 durch xperion Aerospace erstellt. Die Versuche zur Prozessoptimierung sollten klären, inwieweit es möglich ist mit optimierten Parametern eine Reduktion der Imprägnier- und/oder Aushärtezeiten zu erreichen. Im bisherigen Projektverlauf sind die in Tabelle 15 genannten Epoxid-Matrixsysteme untersucht worden:

**Tabelle 15: Übersicht über die verschiedenen untersuchten Epoxid-Matrixsysteme**

Harz	System	Hersteller	Status in KOLIPRI
RTM 6	1K	Hexcel	Material- u. Prozesseigenschaften geprüft, Potenzial für Prozessbeschleunigung nachgewiesen
EPS 600	1K	Momentive	Material- u. Prozesseigenschaften geprüft, Potenzial für Prozessbeschleunigung nachgewiesen
PRISM 2400	1K	Cytec	Materialeigenschaften am FIBRE geprüft, Schlussfolgerungen tbd.
LY564	2K (Härter XB3458)	Huntsman	Aushärtereaktion geprüft, hohes Potenzial zur Prozessbeschleunigung; aber fehlende Luftfahrtqualifikation (bzw. -eignung)
977-2	1K Harzfilm	Cytec	Verarbeitungsversuche nicht erfolgreich; weiter Versuche tbd.

## 2.5.4 Teststand Prozessoptimierung

In Kapitel 2.4.2 wurde bereits die Konzipierung des Teststandes für die Tränkungsversuche beschrieben und auf die weitere Verwendung des Teststandes für die Prozessuntersuchungen hingewiesen. Wird der Versuchsstand mit einer

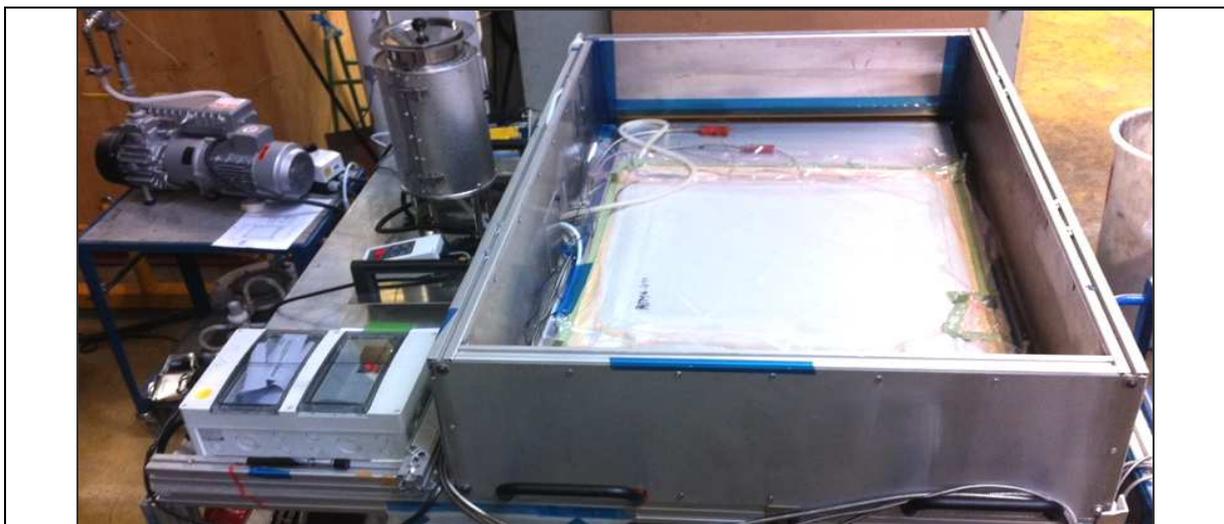
Harzinfusionsanlage kombiniert, können auf der Anlage ebene CFK-Versuchsplatten gefertigt werden, wenn die unmittelbare Umgebung thermisch geschützt, bestenfalls isoliert ist. An dieser Stelle wird daher nun die von xperion Aerospace ebenfalls in Q3/2013 durchgeführte Modifikation bzw. Erweiterung des Teststandes erläutert (Abbildung 18).

Um die Eigenschaften der Harzsysteme entsprechend einzustellen, ergab sich die wichtigste und bereits erwähnte Anforderung, das Erreichen einer Temperatur der Plattenoberfläche von 250 °C. Somit ergab sich Spielraum für Variation der Prozessparameter im Bereich der Temperatur von bis zu 250 °C im Vergleich zum Standardzyklus des HexFlow RTM6 der eine maximale Temperatur von 180 °C (+/- 5 °C) vorgibt.

Weitere Anforderungen wurden von xperion für die Erweiterung des Teststands formuliert:

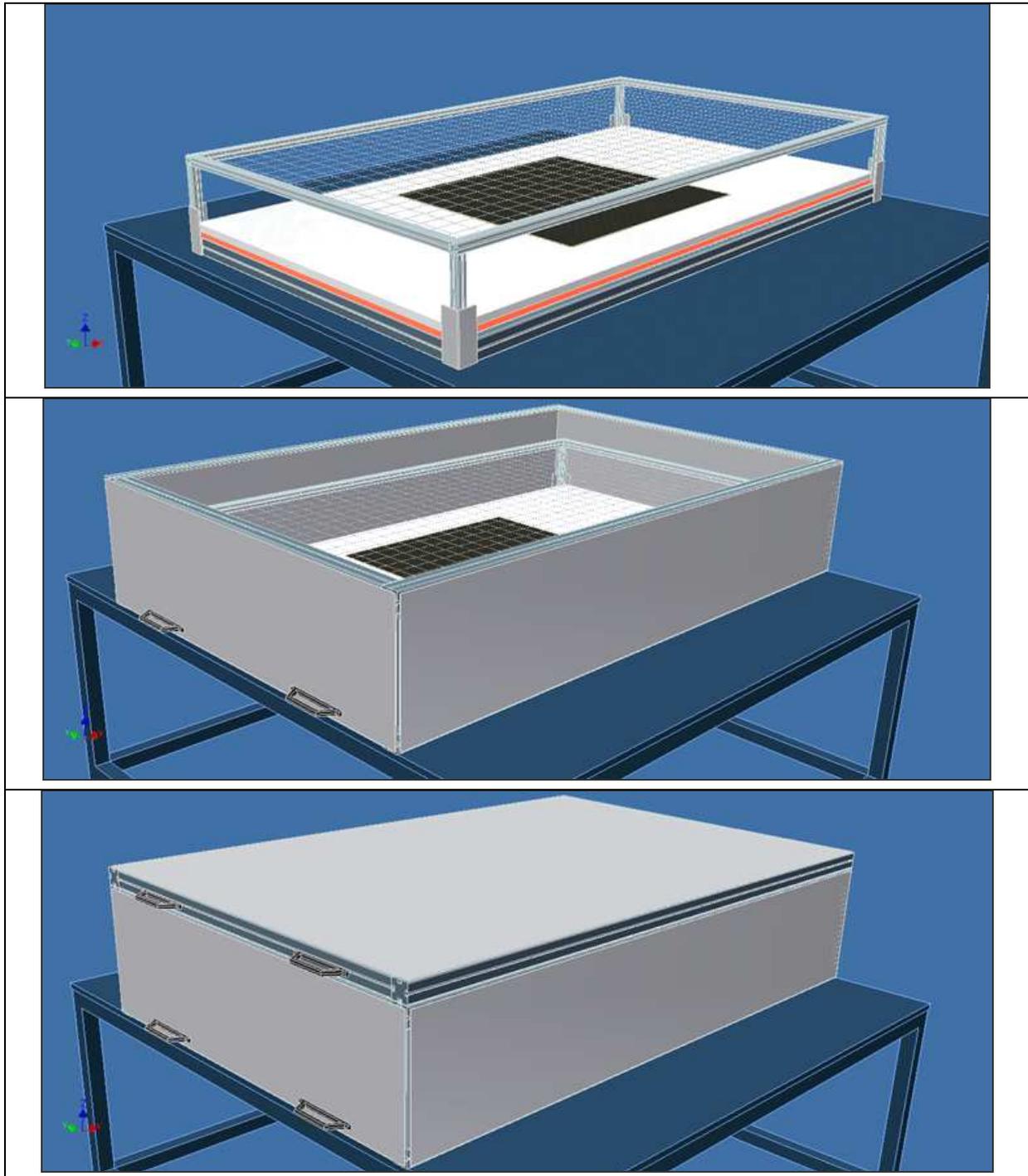
- Abschirmung gegenüber Zugluft
- Robuste Temperaturverteilung während Aushärtephase
- Zuführung der Medienversorgung (Harz, Vakuum)

Zur Erfüllung dieser Anforderungen wurde von xperion Aerospace ein zweigeteilter Deckel für den Versuchsstand konzipiert und gefertigt. Durch die Teilung des Deckels kann während des Infusionsprozesses die Ausbreitung des Harzes erfasst werden und eine Abschirmung gegen Zugluft gewährleistet werden (siehe Abbildung 19). Durch den zweiten Teil des Deckels wird für den Aufheiz- und den Aushärteprozess eine vollständig geschlossene Kammer geschaffen, in der sich die versuchsspezifische Temperatur definiert einstellen lässt (siehe Abbildung 19 unten). Die Medienversorgung wird über eine Klappe realisiert.



**Abbildung 18: Teststand kombiniert mit einer Infusionsanlage am Standort Immenstaad von xperion Aerospace**

Nach der Installation des Versuchsequipments in Q4/2012 und der Planung der Versuche, sind im 1. Halbjahr 2013 die Versuche durchgeführt worden. Ebenso wurden auf der Basis dieser Ergebnisse weitere Versuche zur Prozessoptimierung geplant und durchgeführt.



**Abbildung 19: Teststand nach Beschickung mit Preform (oben). Teststand während Infusion (mitte). Teststand während Aushärtephase (unten)**

## 2.5.5 Durchführung der Fertigungsversuche (CFK-Platten)

xperion Aerospace hatte die Aufgabe Untersuchungen zur Prozessoptimierung durchzuführen. In Q1/2013 und Q2/2013 wurde in Immenstaad analysiert, wie sich die unterschiedlichen Harzsysteme bei veränderten Imprägnierzeiten, Aufheizraten und Aushärtedauern verhalten. Ebenso wichtig war die Aussage, ob die ausgehärtete Komponente alle Anforderungen an die Bauteilqualität an Hand von Werkstoffprüfungen erfüllt (wie vorab in 2.4.3 beschrieben). D.h. dass am erweiterten Tränkungsprüfstand bei Variation verschiedener Parameter CFK-Platten gefertigt worden sind, hieraus Probenkörper hergestellt wurden und diese dann mechanisch geprüft worden sind. Bei der Variation der vielen Parameter kommt es zu einem ausführlichen Testprogramm,

Kern des Versuchsprogramms ist die Definition von Prozessszenarien die – im Vergleich zu dem konventionellen Prozess – eine deutliche Reduzierung der Prozesskette insbesondere während der Infusion/Aushärtung erwarten lassen. Neben der Beschleunigung der Prozesskette insgesamt ergibt sich an dieser Stelle insbesondere der Vorteil dadurch, dass die Verweilzeit in den kostenintensiven Aushärtekavitäten deutlich reduziert wird, wodurch bei einem industrialisierten Szenario die NRC-Kosten reduziert werden können.

Auf Grund der Erfahrungen der konventionellen Zyklen mit dem bewährten RTM 6-Harz hat xperion also alternative Prozessszenarien für Infiltrierung und Aushärtung entwickelt mit dem Ziel, diese Prozessschritte deutlich zu verkürzen und damit die Belegungszeiten kostenintensiver Werkzeuge zu verringern. Die vier Zyklustypen sind in den folgenden Abbildung 20 - Abbildung 23 dargestellt.

Die alternativen Prozesszyklen wurden bei dem bekannten Multiaxialgelege mit unterschiedlichen Harzsystemen bei veränderten Imprägnierzeiten, Aufheizraten und Aushärtedauern untersucht. Hierzu wurden bei Variation von Material und Prozess CFK-Platten erzeugt, die Prozessparameter ermittelt sowie aus den CFK-Platten Probekörper gewonnen, die im Berichtszeitraum mechanisch geprüft und ausgewertet worden sind.

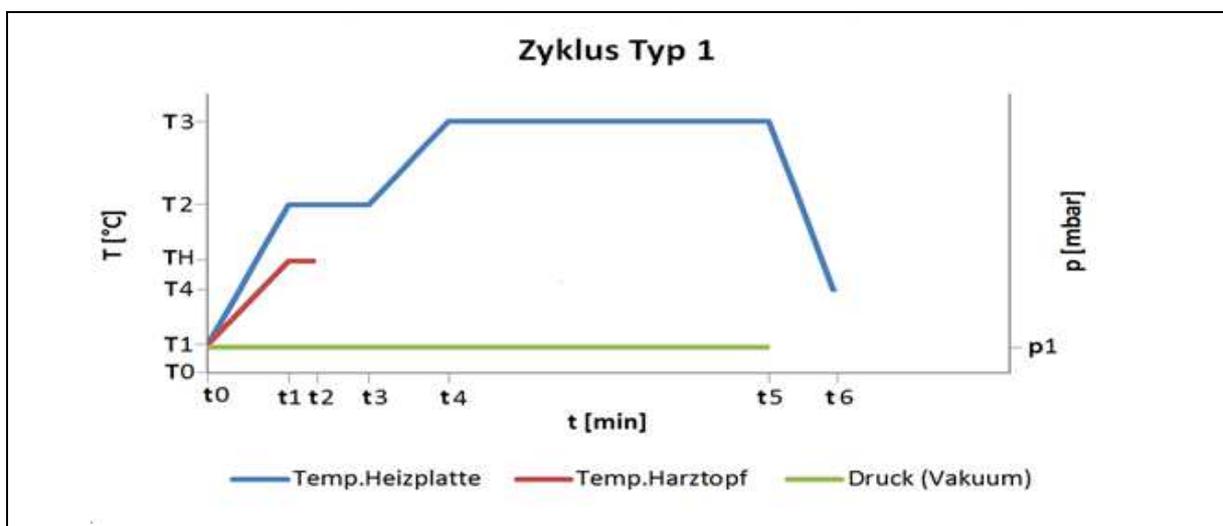


Abbildung 20: Konventioneller Prozessverlauf dient als Baseline

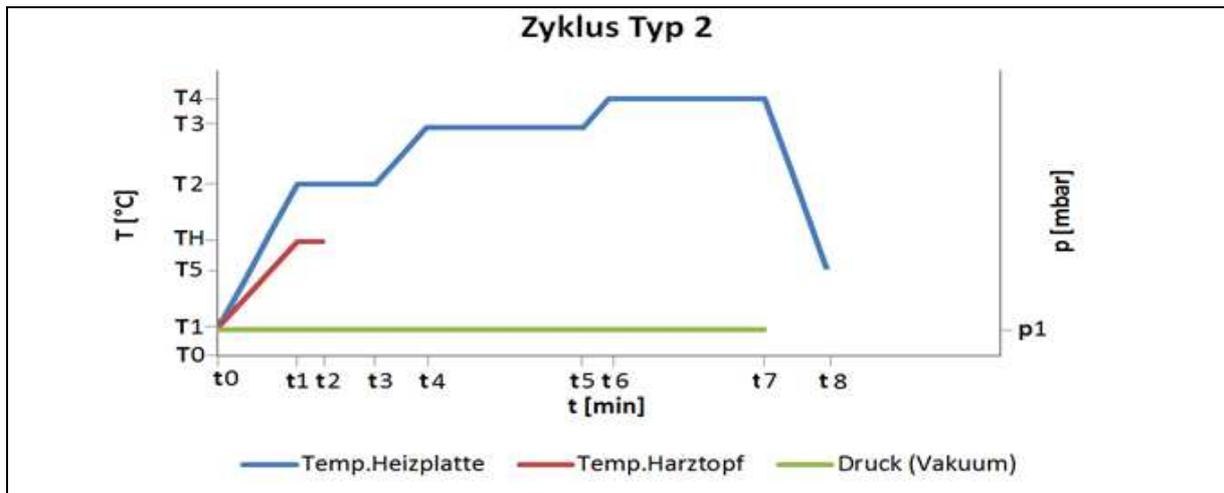


Abbildung 21: Vorvernetzung bei niedriger Temperatur verbunden mit Postcuring. Verbesserte Kennwerte des Bauteils sind zu erwarten

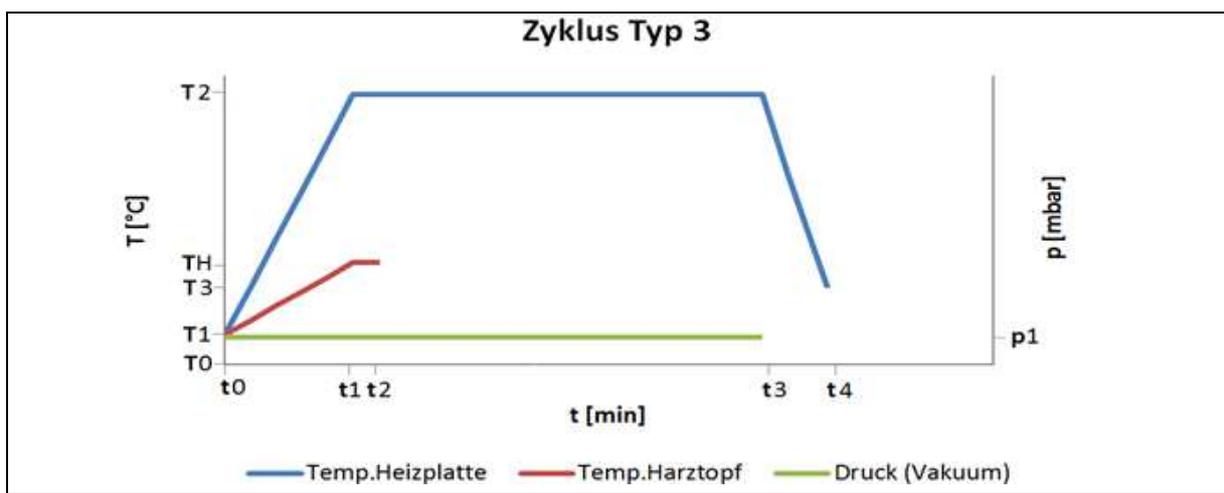


Abbildung 22: Zielt auf einen isothermen Prozess ab

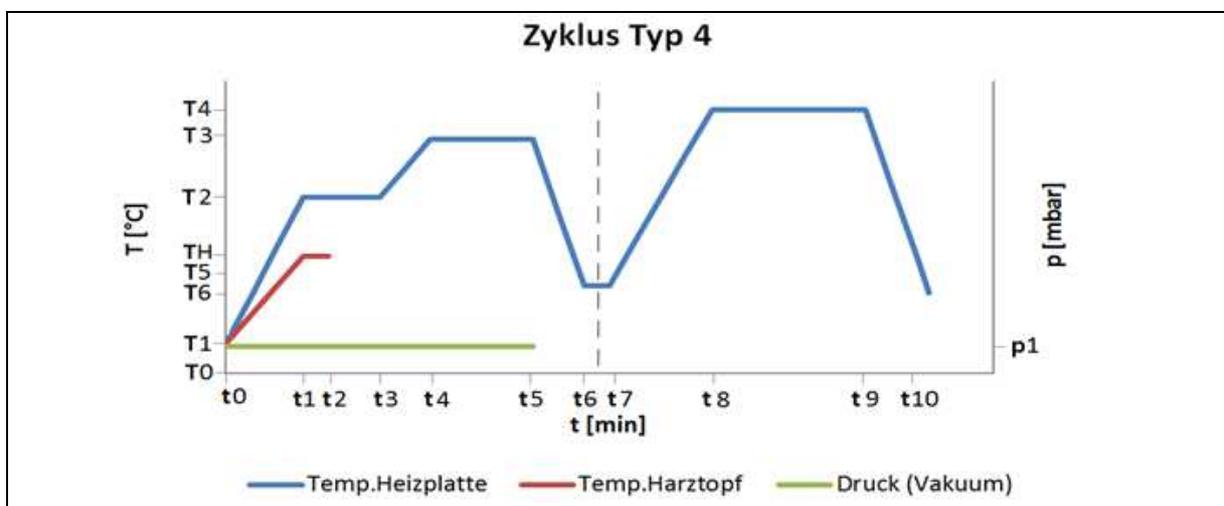


Abbildung 23: Entspricht Typ 2 mit Minimierung der Werkzeugbelegung

Aus diesen qualitativen Szenarien und den eingangs beschriebenen Prozessparametervariationen ist ein detailliertes Versuchsprogramm entwickelt worden, das in Tabelle 16 dargestellt ist.

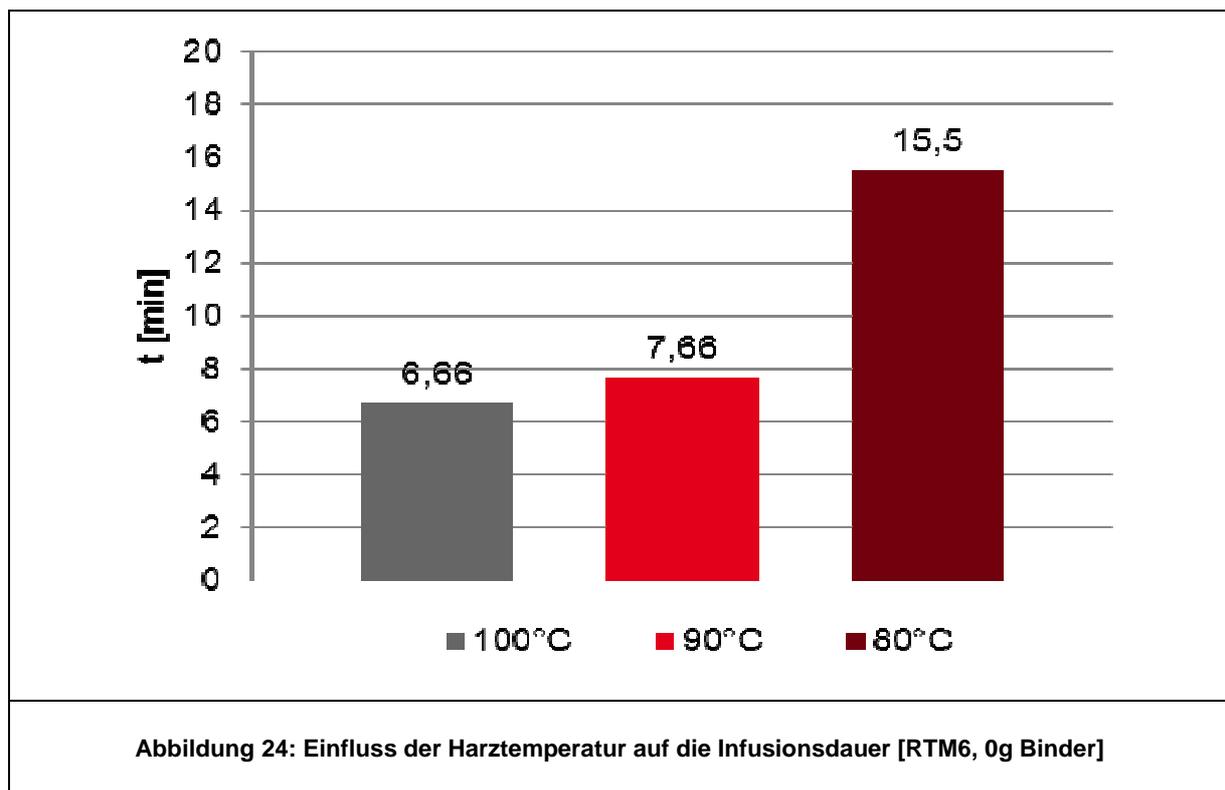
**Tabelle 16: Versuchskonfigurationen**

Bez.	Lay up	Harz	Zyklu s	Harz- temp. [°C]	Wkz- temp. [°C]	Vakuum [mbar]	Rate -A- [K/min]	Cure -A-		Rate - B-	Cure -B-	
TP3	QI12	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	max 6-7	180°	2h			
TP4	QI12	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	max 6-7	180°	2h			
TP2	QI12	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	max 6-7	180°	2h			
TP1	QI12	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	max 6-7	180°	2h			
V1	(b/+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	ca. 2	180°	2h			
V2	(b/+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	ca. 2	180°	2h			
V3	(b/+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	ca. 2	180°	2h			
V4	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	ca. 2	180°	2h			
V5	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	180-200	ca. 2	180°	2h			
V6	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90	ca. 2	190°	1h			
V7	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 2	80°	120°	60-90	ca. 2	160°	1h	ca. 2K/min	180°	0,5h
V9	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	90°	160°	60-90	max 6-7	180°	1,5h			
V8	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 4	80°	160°	60-90	Iso-therm	160°	1,5h		180°	1,5h Ofen
V10	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 3	100°	160°	60-90	max 6-7	180°	0,833h			
V11	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	100°	180°	60-90	Iso-therm	180°	0,667h			
V12	(+30°/- 30°)4	RTM6	Typ 1	100°	180°	60-90	max 6-7	190°	0,5h			
V13	(+30°/- 30°)4	EPS60 0	Typ 1	100°	120°	60-90	ca. 2	180°	2h			
V14	(+30°/- 30°)4	EPS60 0	Typ 1	120°	160°	60-90	max 6-7	180°	0,833h			
V15	(+30°/- 30°)4	EPS60 0	Typ 3	120°	180°	60-90	Iso-therm	180°	0,833h			
V16	(+30°/- 30°)4	EPS60 0	Typ 1	100°	180°	60-90	max 6-7 K	200°	0,5h			
V17	(+30°/- 30°)4	EPS60 0	Typ 4	100°	160°	60-90	Isotherm	160°	1,5h	ca. 2K/min	180°	1,5h Ofen
V18	(+30°/- 30°)4	977-2	Typ 3	/	RT	60-110	ca. 2	180°	3,008h			
V19	(+30°/- 30°)4	977-2	Typ 3	/	RT	60-110	ca. 5	180°	2,933h			
V20	(+30°/- 30°)4	977-2	Typ 1	/	RT	60-90	max 6-7	180°	2,994h			
V21	(+30°/- 30°)4	977-2	Typ 3	/	RT	60-120	max 6-7	180°	3,026h			

Die in der Tabelle 16 aufgeführten Versuchskonfigurationen richten sich insbesondere nach dem verwendeten Harztyp und vier verschiedenen Prozesszyklen. Die aufgeführten Versuche wurden im ersten Halbjahr 2013 durchgeführt. Zum Vorgang der Infusion lässt sich festhalten, dass bei steigender Harztemperatur die Viskosität abnimmt. Dabei lassen sich für die verschiedenen Harzsysteme folgende Reduktionen der Imprägnierzeit erreichen:

- RTM6 Reduktion von 15,5 min auf 6,66 min
- EPS600 Reduktion von 15 min auf unter 5 min

In Abbildung 24 ist hierzu beispielsweise die Reduktion des Infusionszeitraums im konkreten Fall des Harzsystems RTM6 aufgezeigt.



Die vollständige Auswertung der Versuche ist im folgenden Abschnitt dargestellt.

### **2.5.6 Auswertung der Versuche zur Prozessoptimierung**

Die in Kapitel 2.5.5 diskutierten alternativen Zyklen wurden anhand der Herstellung der CFK-Platten untersucht. Neun Platten sind mit RTM 6 hergestellt worden (hier als C1 bis C9 bezeichnet), weitere fünf Platten mit EPS 600 (C10 bis C14):

Prozesszyklus 1 (Referenz): C1, C2, C3, C6, C8, C9, C10, C11, C13

Prozesszyklus 2 (Vorvernetzung + Tempern): C4

Prozesszyklus 3 (isothermer Prozess): C7, C12

Prozesszyklus 4 (Tempern out-of-mould): C5, C14

In Tabelle 17 sind die Herstellungsparameter der 14 Platten zusammengefasst.

**Tabelle 17: Übersicht der verschiedenen Herstellungsparameter der 14 Platten**

Bez.:	NCF	Lay up	Harz	Zyklus	Harz-temp.	Wkz-temp.	Vakuum	Rate -A-			Rate -B-			Aushärtegrad [%]	Ranking Aushärtegrad
								Cure -A-			Cure -B-				
C1	ohne	(+30°/-30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90mbar	ca 2K/min	180°	2h				99,84	2
C2	ohne	(+30°/-30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	180-200mbar	ca 2K/min	180°	2h				99,76	3
C4	ohne	(+30°/-30°)4	RTM6	Typ 2	80°	120°	60-90mbar	ca 2K/min	160°	1h	ca 2K/min	180°	0,5h	99,34	9
C6	ohne	(+30°/-30°)4	RTM6	Typ 1	90°	160°	60-90mbar	max 6-7 K/min	180°	1,5h				99,57	7
<b>C5</b>	<b>ohne</b>	<b>(+30°/-30°)4</b>	<b>RTM6</b>	<b>Typ 4</b>	<b>80°</b>	<b>160°</b>	<b>60-90mbar</b>	<b>isotherm</b>	<b>160°</b>	<b>1,5h</b>		<b>180°</b>	<b>1,5h Ofen</b>	99,69	6
C7	ohne	(+30°/-30°)4	RTM6	Typ 3	100°	160°	60-90mbar	max 6-7 K/min	180°	0,833h				99,70	5
C8	ohne	(+30°/-30°)4	RTM6	Typ 1	100°	180°	60-90mbar	isotherm	180°	0,667h				99,44	8
C9	ohne	(+30°/-30°)4	RTM6	Typ 1	100°	180°	60-90mbar	max 6-7 K/min	190°	0,5h				99,75	4
C3	ohne	(+30°/-30°)4	RTM6	Typ 1	80°	120°	60-90mbar	ca 2K/min	190°	1h				99,88	1
C10	ohne	(+30°/-30°)4	EPS600	Typ 1	100°	120°	60-90mbar	ca 2K/min	180°	2h				99,58	4
C11	ohne	(+30°/-30°)4	EPS600	Typ 1	120°	160°	60-90mbar	max 6-7 K/min	180°	0,833h				99,87	1
C12	ohne	(+30°/-30°)4	EPS600	Typ 3	120°	180°	60-90mbar	isotherm	180°	0,833h				99,77	3
C13	ohne	(+30°/-30°)4	EPS600	Typ 1	100°	180°	60-90mbar	max 6-7 K/min	200°	0,5h				99,80	2
<b>C14</b>	<b>ohne</b>	<b>(+30°/-30°)4</b>	<b>EPS600</b>	<b>Typ 4</b>	<b>100°</b>	<b>160°</b>	<b>60-90mbar</b>	<b>isotherm</b>	<b>160°</b>	<b>1,5h</b>		<b>180°</b>	<b>1,5h Ofen</b>	99,13	5

Innerhalb der vorgeschlagenen Prozesszyklen sind die Parameter in Grenzen weiter variiert worden, z.B. in der Werkzeugtemperatur oder in der Heizrate. Nach Auswertung der verschiedenen Zyklen wurden die Prozesszeiten der verschiedenen Prozessschritte während Infiltration und Aushärtung ermittelt und aufsummiert. Das Ergebnis ist in Abbildung 25 dargestellt. Die Versuchsplatten C5 (RTM 6) und C14 (EPS 600) wurden im Referenzzyklus nach Empfehlung der Hersteller-Datenblätter gefahren. Diese vorgeschlagenen Zyklen weisen jedoch eine extrem lange Durchlaufzeit mit über 4 h auf. Alle weiteren alternativen Zyklen bzw. die Referenzzyklen mit veränderten Prozessparametern sind deutlich kürzer. Den kürzesten Zyklus für RTM 6 weist die Platte C9 mit 45 min und für EPS 600 die Platte C13 mit 50 min. auf (jeweils bei Variation des Referenzzyklus 1). Hierbei beträgt die Haltezeit während des Aushärtens jeweils ca. 31 min.

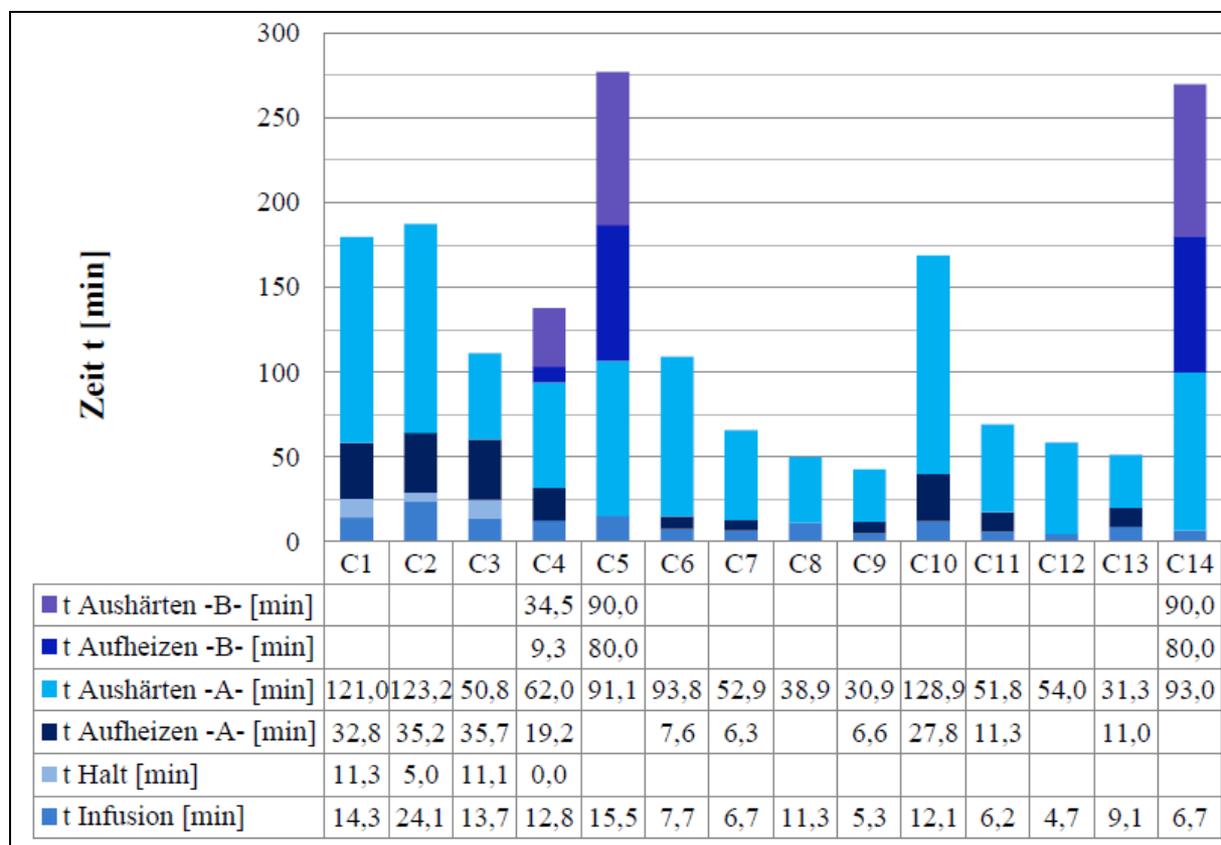
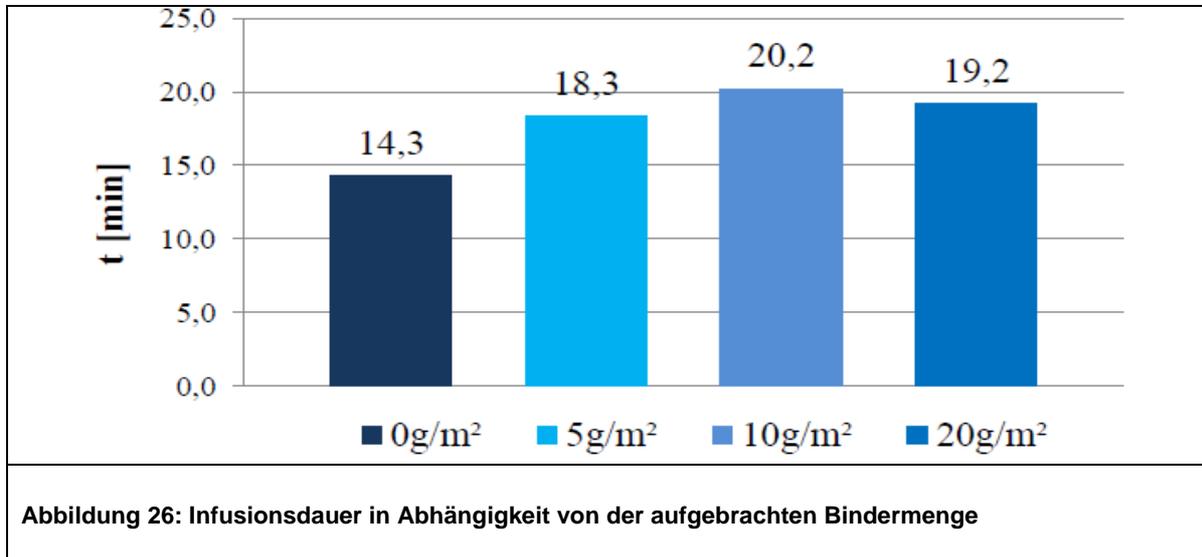


Abbildung 25: Vergleich der erzielten Prozesszeiten aller erfolgreich hergestellter Versuchsplatten

### Ergebnisse – Einfluss der Bindermenge auf Infusionszeit

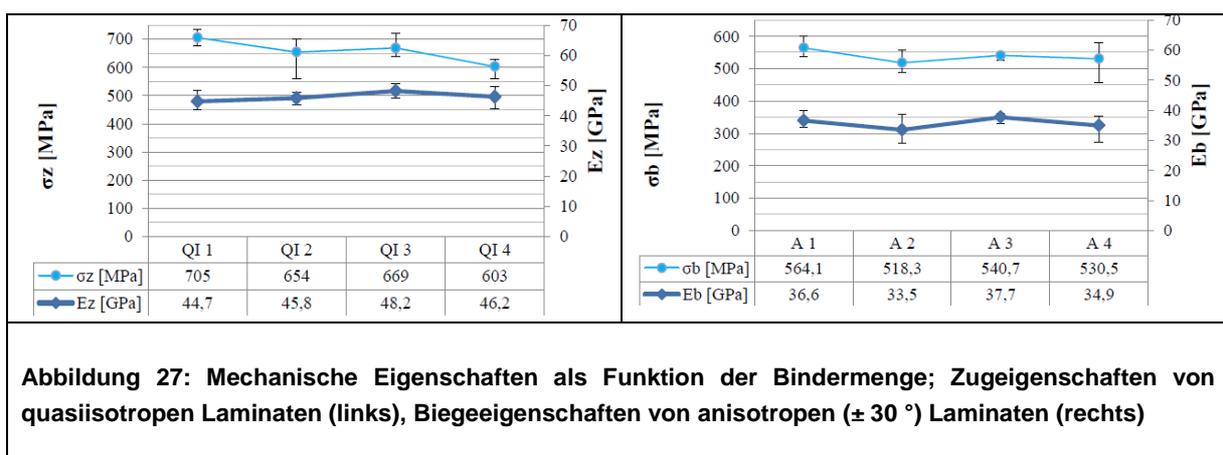
Nach Auswertung der VAP-Fertigungsprotokolle wurden die Zeiten für eine vollständige Infiltration der unterschiedlich stark bebinderten MAG ( $\pm 30$  °-Variante) ermittelt (Abbildung 26). Füllzeiten für die MAG mit Binderapplikation liegen mit jeweils ca. 20 min in einem ähnlichen Bereich. Die Infusionsdauer bei unbinderten Preformaufbauten ist diesen gegenüber jedoch mit ca. 14 min. deutlich reduziert. Da beim Preformen der Binder bereits

aktiviert wurde, macht sich der in Kapitel 2.4.3 dargestellte Effekt reduzierter Permeabilität bei aufgeschmolzenem Binder bemerkbar.



### Ergebnisse – Einfluss der Bindermenge auf mechanische Kennwerte

Um den Einfluss der Bindermenge auf die mechanischen Kennwerte zu ermitteln, wurden aus 8 CFK-Platten (je 4 mit dem quasiisotropen Aufbau und 4 mit dem 30°-Aufbau) mit dem gleichen Harzsystem (RTM 6) getränkt und ausgehärtet. Aus den Platten wurden anschließend die Zug- und Biegeeigenschaften durch Untersuchungen an der mechanischen Prüfmaschine (Zwick) bei xperion ermittelt, die in Abbildung 27 dargestellt sind.



Die Platten QI 1 bis QI 4 stellen die quasiisotropen Platten mit steigender Bindermenge von 0 g/m<sup>2</sup> (QI 1) bis 20 g/m<sup>2</sup> (QI 4) an. Die ermittelten Zugfestigkeiten liegen zwischen 603 MPa und 705 MPa. Die unbedingte Probe QI 1 weist die höchste Festigkeit auf; die mit der größten Bindermenge die niedrigste. Der E-Modul zeigt keine nennenswerten Unterschiede.

Ebenso zeigen die Biegeigenschaften der Platten mit  $\pm 30^\circ$ -Lagenaufbau (A 1 – A 4) keine eindeutigen Abhängigkeiten zur Bindermenge. Die unbedinderte Probe zeigt jedoch in Biegefestigkeit und –modul die höchsten Werte. Die Ergebnisse bestätigen im Wesentlichen bekannte Untersuchungen [1], dass zumindest bei normalen Bedingungen (kein Hot-Wet!) der Bindermenge die mechanischen Eigenschaften nicht spürbar beeinflusst.

### 2.5.7 Untersuchung der Bindereigenschaften (2. Versuchsreihe)

Der Einfluss der Bindermenge auf die mechanischen Kennwerte wurde aus sechs CFK-Platten (je drei mit biaxialen und drei mit quasiisotropen Aufbau der letzten MAG-Variante) getestet (Tabelle 18). Die Preforms wurden bei gleicher Temperatur von  $150^\circ\text{C}$  konsolidiert und mit dem gleichen Harzsystem getränkt (RTM 6). Aus den Platten wurden anschließend die Zug- und Biegeeigenschaften an der mechanischen Prüfmaschine (Zwick) bei xperion ermittelt. Ebenfalls an diesen Platten wurden Proben für die chemische Analyse (DSC, FVG, DMA) entnommen.

**Tabelle 18: Konfiguration der Versuche zur Untersuchung der Binderart auf mechanische Kennwerte mit RTM6 Harz**

Nummer	Orientierung	Binder	Harz	Test
B1	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (+30^\circ)_3$	Ohne Binder	RTM6	Zugeigenschaften
B2	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (+30^\circ)_3$	Mit Binder		Zugeigenschaften
B3	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (+30^\circ)_3$	Mit Vlies		Zugeigenschaften
B4	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (+30^\circ)_3$	Ohne Binder		Biegeeigenschaften
B5	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (+30^\circ)_3$	Mit Binder		Biegeeigenschaften
B6	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (+30^\circ)_3$	Mit Vlies		Biegeeigenschaften

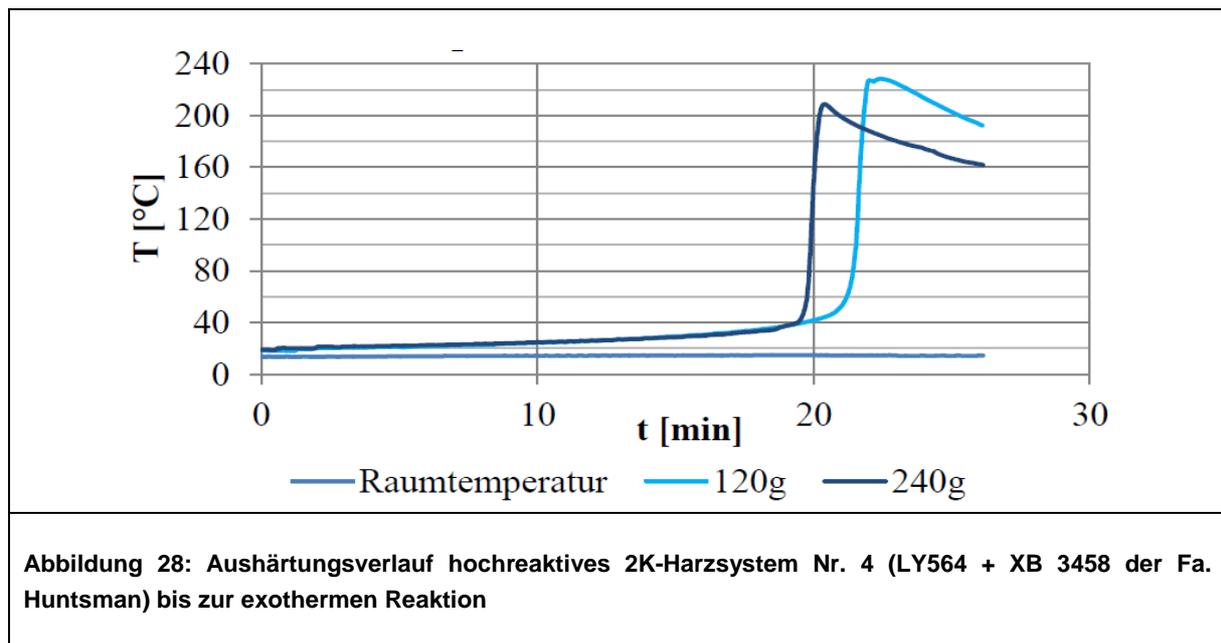
Untersucht wurde zudem der Einfluss des Binders auf die Infusionszeit. Es wurde zum einen die Infusionszeit der zwei unterschiedlichen Binderarten mit dem Material ohne Binder (Referenzwert) verglichen und zum anderen die Infusionszeit des RTM6 Harzes mit EPS 600. Die Konfigurationen für die Untersuchung sind in Tabelle 19 dargestellt.

**Tabelle 19: Konfiguration der Versuche zur Untersuchung der Binderart auf die Infusionszeit**

Nummer	Binder	Orientierung	Harz
C1	Ohne Binder	$(\pm 30)_2 / (+30)_2$	RTM6
C2	Mit Binder	$(\pm 30)_2 / (+30)_2$	
C3	Mit Vlies	$(\pm 30)_2 / (+30)_2$	
C4	Ohne Binder	$(\pm 30)_2 / (+30)_2$	EPS 600
C5	Mit Binder	$(\pm 30)_2 / (+30)_2$	
C6	Mit Vlies	$(\pm 30)_2 / (+30)_2$	

### Ergebnisse – Aushärteverhalten Harz Nr. 4

Das Harz Nr. 4 ist ein hochreaktives zweikomponentiges Epoxidsystem der Fa. Huntsman und wird z.B. in stabilen Prozessen in der Automobilindustrie verwendet. Hierin liegt auch ein großes Potenzial, die Prozesse zu beschleunigen, ggf. auch bei Einbußen in den mechanischen Kennwerten. Um überhaupt einen ersten Eindruck der Prozessierbarkeit dieses Harzes zu bekommen, wurde das passive Aushärteverhalten „stand-alone“ untersucht, d.h. die Komponenten gemischt und die exotherme Reaktion beobachtet (Abbildung 28).



Nach etwa 20 min kam es zu einem exothermen Peak mit massiver Rauchentwicklung bzw. Matrixsieden bis zur Zersetzung der Matrix. Mit erhöhter Menge Harzansatz verringert sich die Topfzeit deutlich. Hieraus ergibt sich die Anforderung nach einem stabilen, sorgfältigen und sicheren Prozess bei der Erwärmung von Vorrichtung und Harzsystem sowie bei der Infiltration und Aushärtung. Insbesondere sind die Komponenten inline unmittelbar vor Infusion und Aushärtung zu mischen. Da xperion derzeit kein 2K-Injektionssystem zur Verfügung steht, sind mit diesem Harz keine CFK-Versuchsplatten hergestellt worden.



Abbildung 29: Faltenwurf bei den mit dem Harzfilm 977-2 hergestellten CFK-Versuchsplatten

### Ergebnisse – Einfluss des Harzes auf mechanische Kennwerte

Der Einfluss des Matrixsystems auf die mechanischen Kennwerte kann zunächst nur mittels der Harze Nr. 1 (RTM 6) und Nr. 2 (EPS 600) ermittelt werden. Nr. 5 (PRISM) wird nur konzeptionell untersucht und für Nr. 4 ist wegen der hohen Anforderungen bei der Verarbeitung (s.o.) und der fehlenden 2K-Injektionsanlage die Produktion derzeit nicht möglich. Leider konnten auch für den Harzfilm 977-2 (Nr. 3) von Cytac keine Probenplatten erfolgreich hergestellt werden. Bei der Herstellung führte der Harzfilm zum Faltenwurf auf dem Textil, verschob teilweise Rovings und drang nicht komplett in das Textil ein, so dass die Platten nicht für Werkstoffprüfungen herangezogen werden konnten (vgl. Abbildung 30).

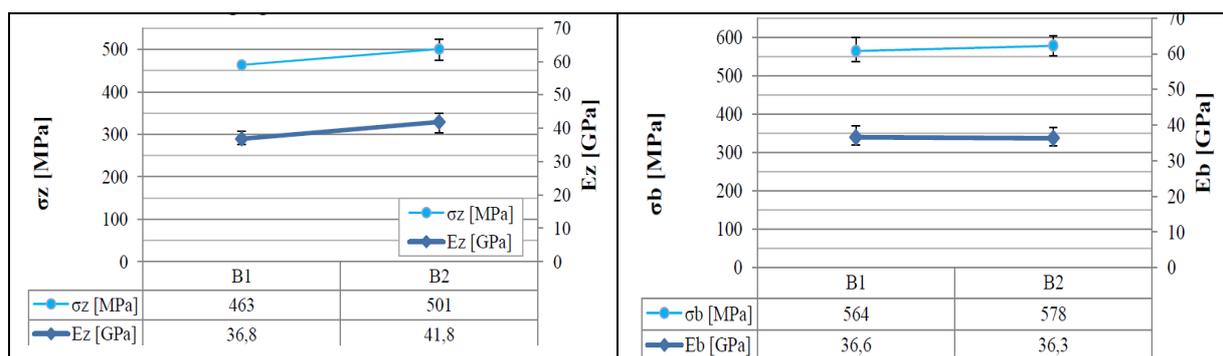


Abbildung 30: Vergleich der mechanischen Eigenschaften der Probenlaminat mit den unterschiedlichen Harzsystemen RTM 6 (B1) und EPS 600 (B2); Zugeigenschaften (links), Biegeeigenschaften (rechts)

Die Zugeigenschaften der CFK-Platten mit EPS 600 sind signifikant höher als die der Platten mit RTM 6: Die Festigkeit um knapp 10 %, der E-Modul um knapp 14 % (Abbildung 30). Die Biegefestigkeit ist etwas erhöht, der Biegemodul nahezu gleich. Gemessen wurden pro

Messreihe immer sechs Proben, so dass die Werte auch eine statistische Aussagekraft bei geringer Standardabweichung < 5 % aufweisen. Das EPS 600 ist bereits luftfahrtqualifiziert, jedoch bei Airbus Operations GmbH bisher nicht eingesetzt.

### Ergebnisse – Einfluss der Prozessparameter auf Durchlaufzeiten

Um die verschiedenen Prozesszyklen zu beurteilen, wurden bei der Herstellung einiger Probenplatten die Prozessparameter so variiert, dass spezifische Teilprozesse beschleunigt werden können, d.h. die Durchlaufzeit optimiert werden kann. Hierbei sind die Parameter Druck (Vakuum), Temperatur in Abhängigkeit der Zeit zu nennen, die sich gegenseitig beeinflussen, die Abhängigkeiten sind jedoch i.d.R. nicht-linear und bislang analytisch noch nicht voll erfasst und verstanden, so dass immer noch empirisch ermittelte Daten zur Prozessoptimierung herangezogen werden.

Abbildung 31, links zeigt die Zeiten bis zur vollständigen Infiltration des Faserpreforms bei Variation der Harzvorlauftemperatur (RTM 6) an. Der Effekt ist hinlänglich bekannt und durch die Reduzierung der Viskosität bei Erhöhung der Temperatur erklärt. Jedoch wird das Prozessfenster bis zum Gelpunkt oder gar bis zu einer exothermen Reaktion hierdurch kleiner. Was bei unseren Versuchen bei den CFK-Platten mit kleinen Harzmengen funktioniert hat, dürfte bei größeren Bauteilen, z.B. Spanten (höherer Matrixbedarf) allerdings zunehmend schwieriger werden. Insgesamt jedoch liegt hierin bei einer stabilen Produktion ein großes Potenzial, die Durchlaufzeit zu verringern.

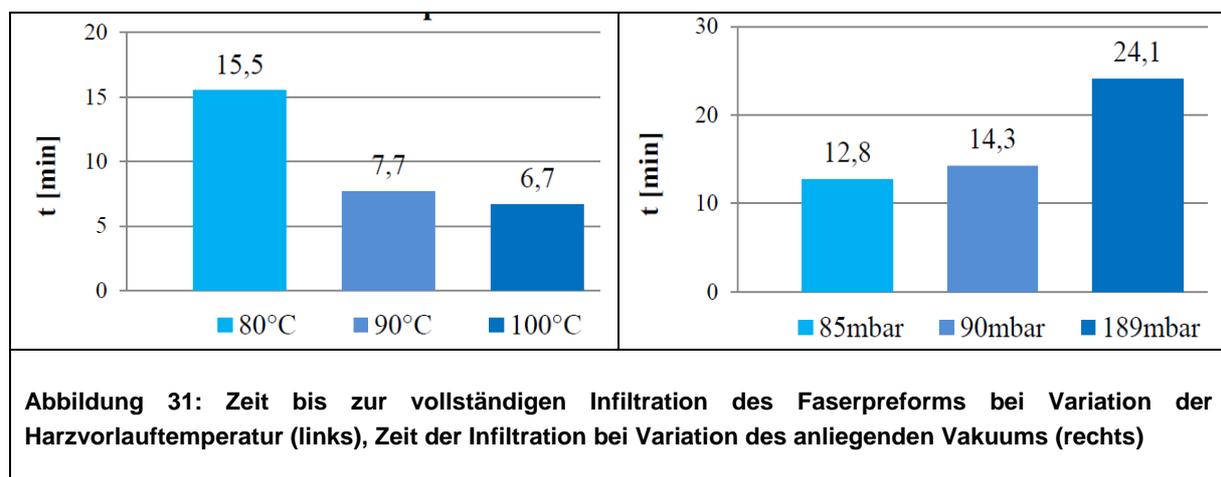


Abbildung 31, rechts zeigt die Zeiten der Infiltration bei Variation des anliegenden Vakuums bei der Vakuuminfusion. Reduktion des Vakuums, also Erhöhung des anliegenden Druckunterschiedes führt zu schnellerer Infiltration. Dieser Zusammenhang ist in diesem Beispiel nahezu linear. Das Absenken des Vakuums ist allerdings limitiert, da bei zu geringen Drücken und entsprechend erhöhter Temperatur das flüssige Reaktionsharz in den dampfförmigen Zustand übergehen kann und exotherme Reaktionen hervorrufen kann.

Um abzuschätzen, ob die alternativen verkürzten Zyklen tatsächlich Prozess und Produkt optimieren, sind die Zeiten mit den mechanischen Kennwerten und den Ergebnissen der Kunststoffanalytik in Beziehung zu setzen, die teilweise im vorangegangenen Kapitel 2.4 bereits diskutiert worden sind. Den Versuchsplatten C1 bis C9 wird eine Reihenfolge der Kennwerte zugewiesen, d.h. jeder Kennwert bekommt pro Platte eine Platzierung von 1 bis 9, entsprechend wird mit den Platten C10 bis C14 verfahren (Platzierungen 1 bis 5). Die Versuchsplatte mit der geringsten Summe über alle Platzierungen ergibt dann den besten Prozess gemäß der erreichten Produkteigenschaften. Diese Auswertung ist in Tabelle 20 dargestellt.

**Tabelle 20: "Platzierungsmatrix" der erfolgreichen Zyklen, sowohl für Platten C1 bis C9 (RTM6) als auch für C10 bis C14 (EPS 600) sind die mechanischen Kennwerte sowie die Ergebnisse der Kunststoffanalytik einem Ranking unterworfen worden. Je kleiner die Summe der *der Rankings*, desto besser die *mechanischen Eigenschaften und der Aushärtegrad***

Versuchs- Bezeichnung	Harz	Kennwert							$\Sigma$	Platzierung
		$\sigma_z$	Ez	$\Sigma b$	Eb	$\Sigma d$	T12	Aushärtegrad		
C1	RTM6	3	6	1	1	4	5	2	22	2
C2	RTM6	7	4	6	6	7	6	3	39	5
C3	RTM6	8	5	5	5	6	4	1	34	4
C4	RTM6	9	7	8	9	8	9	9	59	8
<b>C5 (Ref.)</b>	RTM6	6	8	5	7	9	7	6	48	7
C6	RTM6	4	2	3	3	1	2	7	22	2
C7	RTM6	5	9	7	8	2	8	5	44	6
C8	RTM6	2	3	2	2	5	1	8	23	3
C9	RTM6	1	1	4	4	3	3	4	20	1
C10	EPS 600	1	1	3	3	1	1	4	14	1
C11	EPS 600	2	3	2	2	3	2	1	15	2
C12	EPS 600	5	5	4	4	4	4	3	29	3
C13	EPS 600	3	2	1	1	2	3	2	14	1
<b>C14 (Ref.)</b>	EPS 600	4	4	5	5	5	5	5	33	4

Bei den RTM 6-Versuchsplatten weisen die C1, C6, C8 und C9 die besten Platzierungen auf, d.h. deren mechanische Kennwerte sind am größten. Bei den EPS 600-Versuchsplatten schneiden die C10 und C13 am besten ab. Ein interessantes Ergebnis ist, dass die Platten C5 und C14 schlechte Gesamtplatzierungen aufweisen, obwohl sie nach Referenzzyklus und Parameterempfehlungen der Hersteller gefertigt worden sind. Demgegenüber weisen die Platten C9 und C13 sowohl kurze Prozesszeiten, aber dennoch gute mechanische Kennwerte auf. Der Zyklus von Versuchsplatte C9, ist im Vergleich zu Versuchsplatte C1 um 180 min, im Vergleich zu der Referenzplatte C5 um 100 min, kürzer und erzielt die besten Ergebnisse.

Für das Harzsystem RTM6 bedeutet das, dass für das industrielle Szenario die Zeit für den Injektions- und Aushärteprozess auf 120 min reduziert werden könnte.

Mit dem Harzsystem EPS 600 haben die Versuchsplatten C13 und C10 am besten abgeschnitten. Auch diese beiden Versuchsplatten haben einen zeitlichen Unterschied von 190 min in der Herstellung. Die Auswertung zeigt, dass eine kurze Prozesszeit auch zu guten Produkteigenschaften führt.

Nach dieser Auswertung ergibt sich für kurze Prozesszeiten und gute Produkteigenschaften folgende vorläufige Empfehlung für die Verarbeitung der beiden Harzsysteme:

#### **RTM 6**

Zyklus 1, Werkzeugtemperatur 100 °C, Harztemperatur 180 °C, Vakuum 60 mbar – 90 mbar, Heizrate 1,5 K/min, Aushärtetemperatur 190°C

#### **EPS 600**

Zyklus 1, Werkzeugtemperatur 100 °C, Harztemperatur 180 °C, Vakuum 60 mbar – 90 mbar, Heizrate 1,8 K/min, Aushärtetemperatur 160°C

In den technischen Datenblätter (Abbildung 32) sind Empfehlungen angegeben, nach denen die besten Materialeigenschaften bei Anwendung der vorgeschlagenen Parameter erreicht werden können, allerdings wird auch i.d.R. darauf hingewiesen, dass die optimalen Prozessparameter je nach Anwendungsfall angepasst werden können (und sollen). Die bei Airbus derzeit festgeschriebenen Parameter in den Fertigungsanweisungen orientieren sich sehr stark an den Empfehlungen der Hersteller oder sind noch konservativer ausgelegt (d.h. die definierten Prozesszeiten sind teilweise noch länger), da diese auf validierten Kennwerten beruhen und diese für die Auslegung der CFK-Strukturen gewählt worden sind.

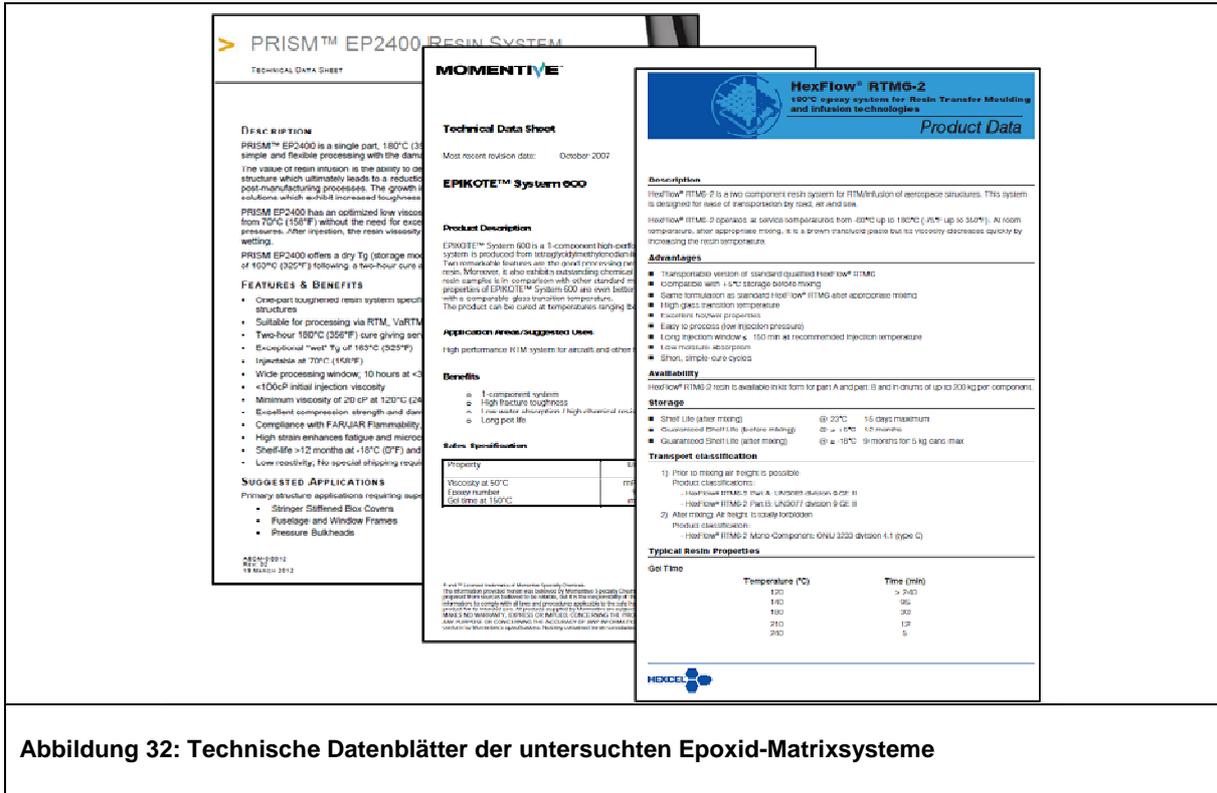


Abbildung 32: Technische Datenblätter der untersuchten Epoxid-Matrixsysteme

Die CFK-Versuchsplatte C6 ist mit RTM 6 im Zyklus I (Referenzzyklus) und in Anlehnung an Herstellerempfehlung und Fertigungsanweisung gefertigt worden. Die Optimierung betraf vor allem die Infusionszeit (beschleunigt auf ca. 7 min.), die Werkzeugtemperatur bei Infusion (erhöht auf ca. 150 °C) und die Haltezeit während der Aushärtung (reduziert auf 80 °C). Der Zyklus ist in Abbildung 33 dargestellt.

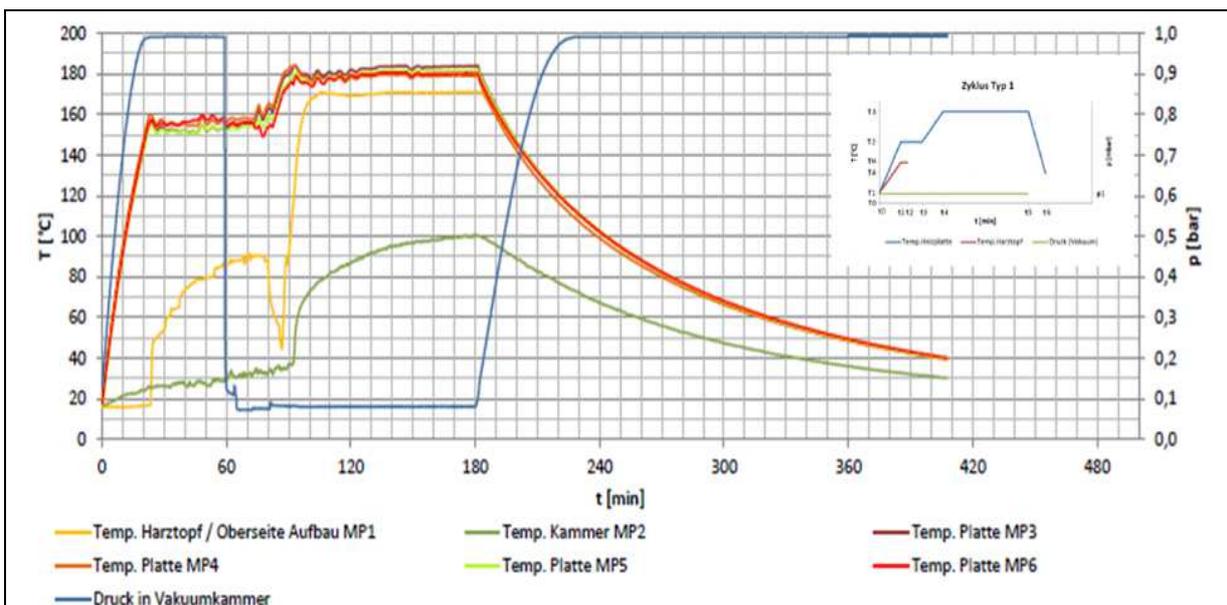


Abbildung 33: Aufgenommener Zyklus bei Verarbeitung der CFK-Platte „C6“ (RTM 6)

Zur Auswertung des Zyklus ergeben sich folgende Erkenntnisse:

- Start der Aushärtung nach 100 min.
- 80 min. Aushärtung bei ca. 180°C
- Gesamtdauer des Zyklus: ca. 400 min.
- Temperatur Bauteil bei Zyklusende: 40 °C
- Status nach 240 min.: Aushärtung abgeschlossen, Bauteiltemperatur ca. 100 °C

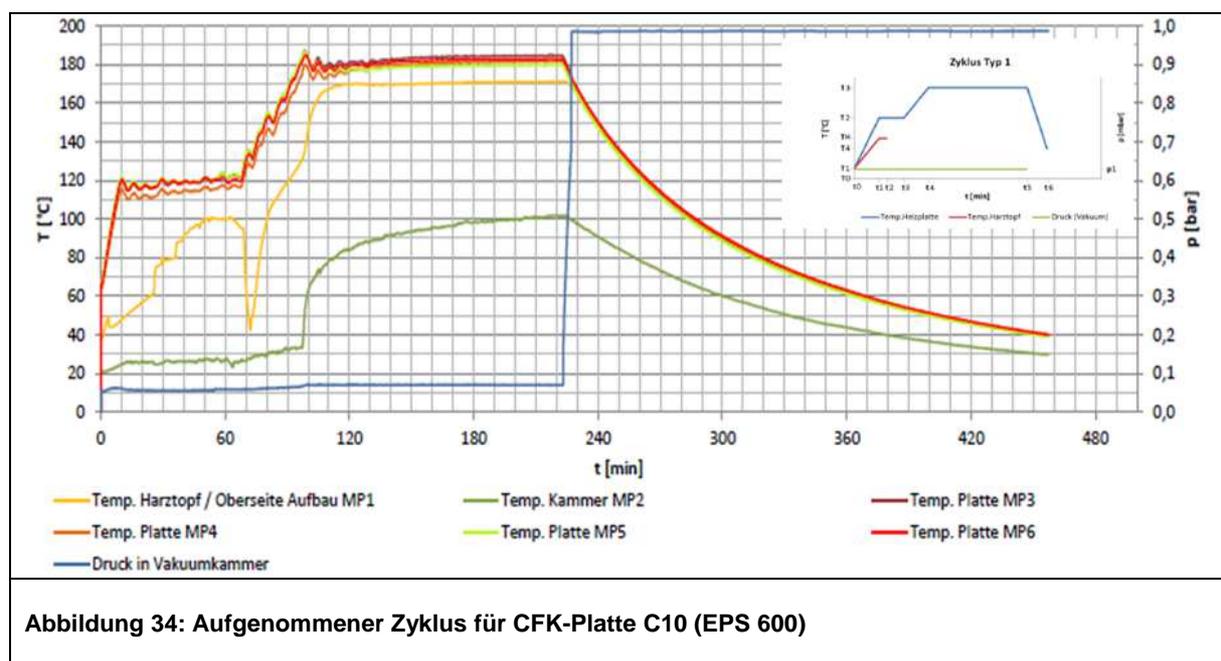
Die Prüfung der mechanischen Eigenschaften hat trotz der Abweichungen zu den besten Ergebnissen bei den RTM 6-Platten geführt, so dass diese als Basis für den optimierten Zyklus gewählt wird.

Darüber hinaus ist die Zeit nach der Aushärtung weiter zu optimieren:

- beschleunigte Abkühlung durch aktive Temperierung
- mechanisch-automatisierter Auswurf und Handhabung des gefertigten Bauteils bei erhöhten Temperaturen

Zu berücksichtigen ist, dass diese Erkenntnisse bisher auf dem Niveau von CFK-Versuchsplatten in einem RTM-ähnlichen Verfahren ermittelt worden sind und nicht auf der Basis der beabsichtigten CFK-Spante im RTM-Verfahren. Wenn insbesondere dieses mit der beschleunigten Infusionszeit nachgewiesen werden kann und zugleich die Abkühlzeit optimiert werden kann, dann wird eine Zykluszeit (= Werkzeugbelegungszeit < 4 h) möglich.

Die CFK-Versuchsplatte C 10 ist mit EPS 600 im Zyklus Typ I (Referenzzyklus) und nach Herstellerempfehlung und Fertigungsanweisung ohne weitere Optimierung gefertigt worden. Der Zyklus ist in Abbildung 34 dargestellt.



Zur Auswertung des Zyklus ergeben sich folgende Erkenntnisse:

- Start der Aushärtung nach 110 min.
- 110 min. Aushärtung bei ca. 180°C
- Gesamtdauer des Zyklus: ca. 450 min.
- Temperatur Bauteil bei Zyklusende: 40 °C
- Status nach 240 min.: Aushärtung abgeschlossen, Bauteiltemperatur ca. 150 °C

Die Prüfung der mechanischen Eigenschaften der CFK-Platte hat trotz der Abweichungen im Zyklus zu den besten Ergebnissen der EPS 600-Platten geführt, so dass diese als Basis für den optimierten Zyklus gewählt wird. Im Vergleich zu den CFK-Platten mit RTM 6 liegen die mechanischen Kennwerte der EPS 600-Proben 10 % - 15 % höher. Ggf. liegt hierin weiteres Optimierungspotenzial im Zyklus, wenn dieser so eingestellt (beschleunigt) wird, dass zum RTM 6-Ergebnis vergleichbare Kennwerte erreicht werden.

Darüber hinaus ist die Zeit nach der Aushärtung weiter zu optimieren:

- beschleunigte Abkühlung durch aktive Temperierung
- mechanisch-automatisierter Auswurf und Handhabung des gefertigten Bauteils bei erhöhten Temperaturen

Zu berücksichtigen ist auch hier, dass diese Erkenntnisse bisher auf dem Niveau von CFK-Versuchsplatten in einem RTM-ähnlichen Verfahren ermittelt worden sind und nicht auf der Basis der beabsichtigten CFK-Spante im RTM-Verfahren. Wenn insbesondere dieses mit der beschleunigten Infusionszeit nachgewiesen werden kann und zugleich die Abkühlzeit optimiert werden kann, dann wird eine Zykluszeit (= Werkzeugbelegungszeit < 4 h) möglich. Für die künftigen Fertigungsversuche sowohl für die CFK-Platten als auch für die CFK-Validierungsbauteile werden mit den Erkenntnissen dieser Prozessuntersuchungen die ersten Ausgaben der Fertigungsanweisungen geschrieben.

Dielektrische Untersuchungen, die bei xperion mit dem Equipment des FIBRE vorgenommen worden sind, ließen zudem erkennen, dass die Aushärtung nach 38 min – 51 min abgeschlossen ist, demnach länger als die hier vorgeschlagenen 31 min., jedoch deutlich kürzer als die Empfehlungen der Hersteller (90 min. – 120 min.). Die DEA hatte z. B. ergeben, dass die Aushärtung des Harzsystems beim Zyklus Typ I bereits nach ca. 53 min. abgeschlossen ist, so dass hier eine weitere Optimierungsmöglichkeit zur Beschleunigung besteht. In diesem Fall wäre die Bauteiltemperatur nach 240 min. ca. 80 °C, so dass die Auswerfermechanik weniger aufwändig bzw. temperaturresistent ausgelegt sein müsste. Die vorgeschlagenen Zyklen weisen zum Teil deutliche Abweichungen zu den empfohlenen Prozessparametern auf. Details zu den Untersuchungen der dielektrischen Analyse sind im Kapitel 2.7.3 aufgeführt. Vor einer Qualifizierung neuer Material-Prozess-Kombinationen wären die Ergebnisse einem weiteren Plausibilitätscheck mit den Herstellern der Harzsysteme zu unterziehen, insbesondere vor dem Hintergrund der späteren Anwendung

(z. B. größerer CFK-Spant anstatt kleine CFK-Platte). Die Kunststoffanalytik (DSC, DMA) lieferte zudem Erkenntnisse, dass die Aushärtung weitgehend abgeschlossen war, so dass sich aus diesen Ergebnissen Optimierungen bzgl. der Härtezeit ergeben können. Für CFK-Platten mit EPS 600 sind keine DEA-Messungen durchgeführt worden.

Mit den Harzherstellern ist Kontakt aufgenommen worden, um die Ergebnisse zu diskutieren und eine Empfehlung für beschleunigte Zyklen zu erörtern. Nach unseren bisherigen Erkenntnissen sind unsere Zyklus-Empfehlungen daher weiter entwickelt worden:

#### **RTM 6**

Zyklus 1, Werkzeugtemperatur 140 °C, Härtetemperatur 180 °C, Härtezeit 80 min. Vakuum 60 mbar – 90 mbar, Heizrate 1,5 K/min, entformen bei 100 °C

#### **EPS 600**

Zyklus 1, Werkzeugtemperatur 120 °C, Härtetemperatur 180 °C, Vakuum 60 mbar – 90 mbar, Heizrate 1,8 K/min, aktive Kühlung nach dem Härten, entformen bei 100°C

Nach den Erfahrungen bei der Fertigung der Versuchsplatten wird geschlossen, dass für sehr hohe Stückzahlen, wie sie z.B. bei CFK-Strukturprofilen für einen CFK-Rumpf für Standardrumpfflugzeuge erforderlich werden, das Vakuuminfusionsverfahren zu aufwändig und störungsanfällig ist. Für die Integration einer Prozesskette wird daher das RTM-Verfahren gewählt, für eine industrialisierte Variante allerdings in einem hochautomatisierten Konzept bei hoher und effizienter Ausnutzung der kostenintensiven Aushärtevorrichtungen und unter Beibehaltung bzw. Optimierung der in den vorhin beschriebenen Untersuchungen ermittelten Parameter zur Prozessbeschleunigung. Obwohl der Referenzzyklus am Besten abgeschnitten hat, bleibt daher auch der Zyklus Nr. 4 interessant, da durch den „out-of-mould“-Temperschnitt die Werkzeugbelegungszeit deutlich reduziert werden kann.

Auch mit der zweiten 30°-MAG-Variante wurde der Einfluss der Harzsystems auf die mechanischen Kennwerte mit RTM6 und EPS 600 untersucht. Gemessen wurden pro Messreihe sechs Proben, so dass die Werte eine statistische Aussagekraft bei geringer Standardabweichung < 5% aufweisen. RTM6 und EPS 600 sind beides Harzsysteme die in der Luftfahrt qualifiziert sind, jedoch wird nur RTM6 von *Airbus* eingesetzt. Die Konfiguration der Versuche ist in Tabelle 21 dargestellt. Die Versuche mit RTM6 wurden in der Versuchsreihe B hergestellt und die Ergebnisse mit dieser Versuchsreihe verglichen.

**Tabelle 21: Konfiguration der Versuche zur Untersuchung der Binderart auf mechanische Kennwerte mit EPS 600 Harz**

Nummer	Orientierung	Binder	Harz	Test
D1	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Ohne Binder	EPS 600	Zugeigenschaften
D2	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Binder		Zugeigenschaften
D3	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Vlies		Zugeigenschaften
D4	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Ohne Binder		Biegeeigenschaften
D5	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Binder		Biegeeigenschaften
D6	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Vlies		Biegeeigenschaften

Es wurden verschiedene Versuchsplatten mit RTM6 und EPS600 hergestellt. Anhand dieser Versuchsplatten wurden mechanische Eigenschaften und das Tränkungsverhalten untersucht. Tabelle 22 und Tabelle 23 zeigen die unterschiedlichen Modifikationen und den dazugehörigen Test.

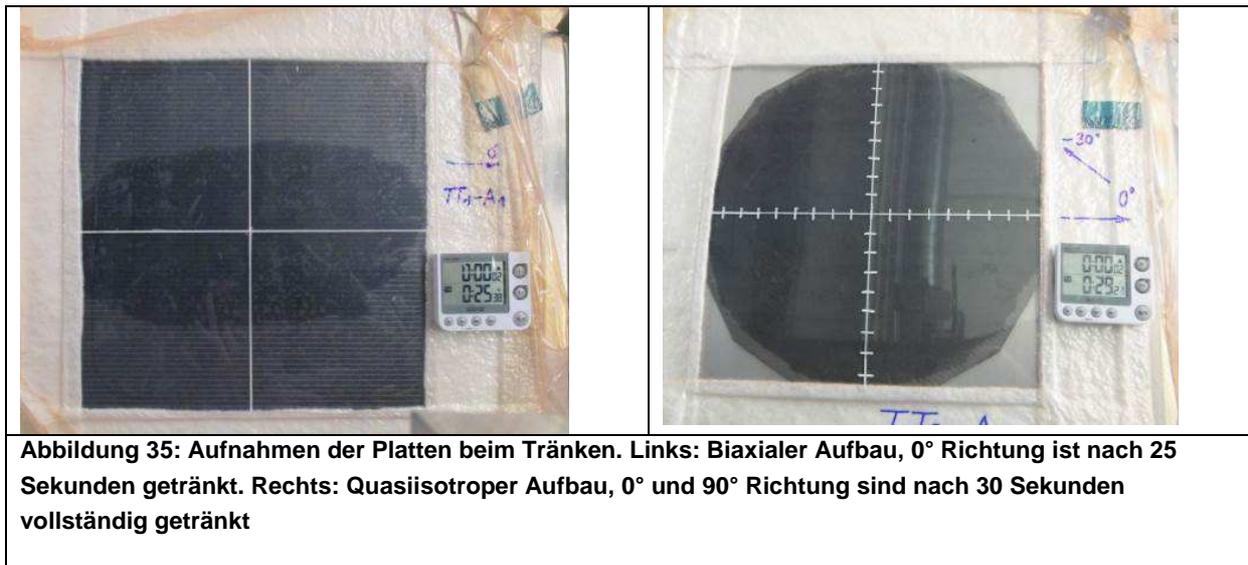
**Tabelle 22: Versuchsreihe B mit Harzsystem RTM 6**

Nummer	Orientierung	Binder	Harz	Test	Abmessungen L*B
B1	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Ohne Binder	RTM6	Zugeigenschaften	365 x 365
B2	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Binder		Zugeigenschaften	365 x 365
B3	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Vlies		Zugeigenschaften	365 x 365
B4	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Ohne Binder		Biegeeigenschaften	365 x 365
B5	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Binder		Biegeeigenschaften	365 x 365
B6	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Vlies		Biegeeigenschaften	365 x 365

**Tabelle 23: Versuchsreihe D mit Harzsystem EPS 600**

Nummer	Orientierung	Binder	Harz	Test	Abmessungen L*B
D1	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Ohne Binder	EPS600	Zugeigenschaften	365 x 365
D2	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Binder		Zugeigenschaften	365 x 365
D3	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Vlies		Zugeigenschaften	365 x 365
D4	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Ohne Binder		Biege- eigenschaften	365 x 365
D5	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Binder		Biege- eigenschaften	365 x 365
D6	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Vlies		Biege- eigenschaften	365 x 365

Die Platten wurden mit der Infusionsanlage (Abbildung 35) in Immenstaad infiltriert. Um einen Eindruck zu gewinnen, wie die Fasern das Harzsystem aufnehmen und in welche Richtung sich das Harz verteilt, wurden Vorversuche mit Pflanzenöl gemacht. Abbildung 35 zeigt exemplarisch das Tränkungsverhalten eines Biaxialen- und eines Quasiisotropen Aufbaus. Beide lassen sich gut mit dem Pflanzenöl tränken aber bei dem Quasiisotropen Aufbau verteilt sich das Pflanzenöl gleichmäßig, im Gegensatz zu dem Biaxialen Aufbau. Ein zeitlicher Unterschied zwischen dem RTM6 und den EPS600 konnte nicht festgestellt werden.

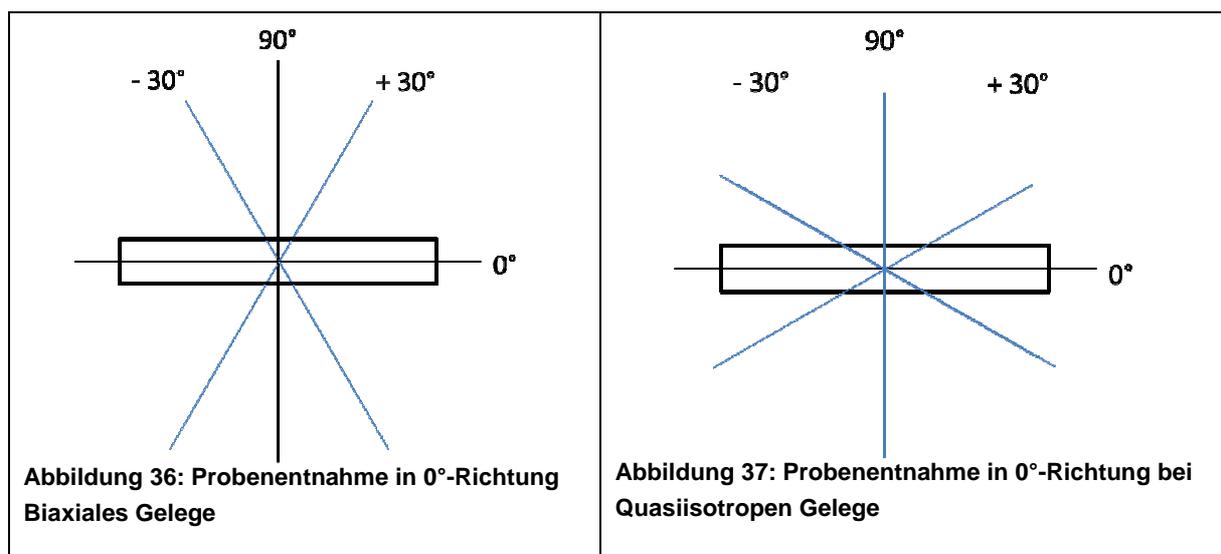


## 2.5.8 Ergebnisse mechanische Tests

Tabelle 24: Versuchparameter zur Ermittlung der mechanischen Kennwerte

Bez.	Lagenaufbau	Binder	Harz	Prüfung	Probengröße	Probenentnahme
B1	Quasiisotrop ( $\pm 30^\circ$ ) <sub>3</sub> / (- $+30^\circ$ ) <sub>3</sub>	Ohne Binder	RTM6	Zugeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
B2	Quasiisotrop ( $\pm 30^\circ$ ) <sub>3</sub> / (- $+30^\circ$ ) <sub>3</sub>	Mit Binder	RTM6	Zugeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
B3	Quasiisotrop ( $\pm 30^\circ$ ) <sub>3</sub> / (- $+30^\circ$ ) <sub>3</sub>	Mit Vlies	RTM6	Zugeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
B4	Biax ( $\pm 30^\circ$ ) <sub>3</sub> / (- $+30^\circ$ ) <sub>3</sub>	Ohne Binder	RTM6	Biegeeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
B5	Biax ( $\pm 30^\circ$ ) <sub>3</sub> / (- $+30^\circ$ ) <sub>3</sub>	Mit Binder	RTM6	Biegeeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
B6	Biax	Mit	RTM6	Biegeeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ -

	$(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Vlies				Richtung
D1	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Ohne Binder	EPS600	Zugeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
D2	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Binder	EPS600	Zugeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
D3	Quasiisotrop $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Vlies	EPS600	Zugeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
D4	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Ohne Binder	EPS600	Biegeeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
D5	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Binder	EPS600	Biegeeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung
D6	Biax $(\pm 30^\circ)_3 / (-+30^\circ)_3$	Mit Vlies	EPS600	Biegeeigenschaften	250 x 25 mm	Probenentnahme in $0^\circ$ - Richtung



Pro Laminat wurden 6 Proben entnommen und gemessen. Die Mittelwerte der 6 Prüfungen sind in Tabelle 25 und Tabelle 26 dargestellt.

**Tabelle 25: Zugversuch  $0^\circ$  Richtung RTM6 Harzsystem**

Testreihe		Bruchkraft [kN]	FB [N/mm <sup>2</sup> ]	E-Modul [kN/mm <sup>2</sup> ]
Quasiisotrop	B1 – ohne Binder	17,55	338,7	42,5
	B2 - mit Binder	38,64	702,6	53,5
	B3 - mit Vlies	40,00	687,6	51,6
Biaxial	B4 – ohne Binder	26,44	485,5	28,1
	B5 – mit Binder	28,44	521,9	31,5
	B6 – mit Vlies	34,52	576,3	31,1

Die Zugversuche der mit RTM6 Harz getränkten Proben haben ergeben, dass die höchste Bruchkraft benötigt wird bei B3 bzw. B6. Beide Proben enthalten das Bindervlies. Den höchsten E-Modul dagegen weist Probe B2 und B5 auf, beides Proben mit Pulverbinder.

**Tabelle 26: Zugversuch 0° Richtung EPS600 Harzsystem**

Testreihe		Bruchkraft [kN]	FB [N/mm <sup>2</sup> ]	E-Modul [kN/mm <sup>2</sup> ]
Quasiisotrop	D1 – ohne Binder	36,97	703,7	53,6
	D2 – mit Binder	42,15	740,3	51,0
	D3 – mit Vlies	43,96	773,1	49,1
Biaxial	D4 – ohne Binder	26,55	509,2	29
	D5 – mit Binder	29,11	530,6	31,8
	D6 – mit Vlies	31,97	559,8	27,7

Die Zugversuche der mit EPS600 getränkten Proben haben ebenfalls ergeben, dass die höchste Bruchkraft erreicht wird bei den Proben D3 und D6 mit Bindervlies. D5 mit Pulverbinder und biaxialem Lagenaufbau erreicht auch schon wie mit RTM6 den höchsten E-Modul. Ein Unterschied zu dem RTM6 Harzsystem ist nur bei dem E-Modul im quasiisotropen Aufbau zu erkennen. D1 ohne Bindersystem hat mit EPS600 den höchsten E-Modul.

**Tabelle 27: Drei-Punkt-Biegetest in Anlehnung DIN EN ISO 14125 RTM6 Harzsystem**

Testreihe		Bruchkraft [N]	Biegespg. [N/mm <sup>2</sup> ]	E-Modul [GPa]	$\epsilon$ -F <sub>max</sub> [mm]
Quasiisotrop	B1 – ohne Binder	357	668	50,1	8,07
	B2 – mit Binder	546	912	41,5	11,73
	B3 – mit Vlies	582	842	40,2	10,08
Biaxial	B4 – ohne Binder	223	369	27,8	8,21
	B5 – mit Binder	358	636	37,6	9,64
	B6 – mit Vlies	386	584	36,5	8,68

Der Drei-Punkt-Biegetest mit RTM6 Harz getränkten Proben hat ergeben, dass die höchste Bruchkraft benötigt wird bei B3 bzw. B6. Beide Proben enthalten das Bindervlies. Die höchste Biegespannung erreichen die Proben B2 und B5 jeweils mit Pulverbinder. Den höchsten E-Modul dagegen weisen Probe B1 und B5 auf, einmal ohne Binder, einmal mit Pulverbinder. Die maximale Dehnung erreichen die Proben mit Pulverbinder.

**Tabelle 28: Drei-Punkt-Biegetest in Anlehnung DIN EN ISO 14125 EPS600 Harzsystem**

Testreihe		Bruchkraft [N]	Biegespg. [N/mm <sup>2</sup> ]	E-Modul [GPa]	$\epsilon$ -F <sub>max</sub> [mm]
Quasiisotrop	D1 – ohne Binder	390	734	53,2	7,40
	D2 – mit Binder	530	827	39,5	10,61
	D3 – mit Vlies	600	887	40,1	10,87
Biaxial	D4 – ohne Binder	339	630	38,2	9,68
	D5 – mit Binder	394	629	37,3	9,08
	D6 – mit Vlies	377	599	35,4	8,98

Das FIBRE wurde beauftragt, folgende Untersuchungen durchzuführen: DMA zur Ermittlung der Glasübergangstemperatur  $T_g$  onset, Bestimmung des Faservolumengehaltes und die frei werdende Enthalpie  $H$  mittels DSC. Die Ergebnisse sind in Tabelle 29 dargestellt.

**Tabelle 29: Testergebnisse DMA, FVG und DSC**

Testreihe	Glasübergangstemperatur $T_g$ onset [°C]	FVG [%]	$-\Delta H$ [J/g]
B1	214,1	60,26	0,7
B2	199,5	57,42	2,1
B3	192,7	55,62	4,4
B4	212,8	57,20	2,7
B5	200,1	57,12	2,9
B6	189,5	58,31	4,8

D1	206,9	57,26	3,5
D2	214,3	56,06	3,1
D3	203,8	54,49	4,9
D4	205,1	58,41	6,0
D5	209,4	55,93	1,6
D6	202,5	55,10	6,2

Die Proben B1-B6 mit dem RTM6 Harz zeigen bei der Glasübergangstemperatur  $T_g$  onset eine Temperaturschwankung von  $\Delta 24,6^\circ\text{C}$  auf. Das EPS600 hat nur einen geringen Temperaturunterschied von  $11,8^\circ\text{C}$ . Der FVG liegt bei allen Proben im gewünschten Bereich von  $60 \pm 5\%$ .

## 2.6 Weiteres Vorgehen

Für das weitere Vorgehen im Verbundprojekt Kolipri wurde zusammen mit den Projektpartnern beschlossen sich den Rest der Laufzeit mit einem Harzfilm zu beschäftigen. Grund dafür ist die große Parallelität zu dem EVO-Projekt in Stade. Der Besuch im Januar hat gezeigt, dass das EVO-Projekt und Kolipri viele gemeinsame Themen behandeln. Die zwei Bereiche in denen Kolipri sich noch abheben kann ist zum einen das  $\pm 30^\circ$  Gelege und die Option die Fasern über einen Harzfilm zu tränken. Die somit untersuchten Eigenschaften der Harzsysteme sind für den Moment zweitrangig.

### 2.6.1 RTM-Anlagentechnik für Fertigungsversuche

In der zweiten Jahreshälfte 2014 war von den Verbundpartnern zunächst das RTM-Werkzeug für die Fertigungsversuche zur Herstellung der CFK-Validierungskomponenten erwartet worden sowie das hierfür zu verwendende Multiaxialgelege. Es war geplant, die Fertigungsversuche auf einer Heizpresse durchzuführen, da hier die erforderlichen Temperaturen schnell mit den Heizplatten der Presse erreicht werden sowie durch Wärmeleitung ein dünnes RTM-Stahlwerkzeug schnell aufgeheizt werden kann. Die RTM-

Vorrichtung kann dann dünn ausgelegt werden, wenn der Prozessdruck ( $p > p_{\text{injekt}}$ ) wie bei einer Presse flächig in das Werkzeug übertragen werden kann, wodurch ein Aufbeulen des Werkzeugs zwischen den Verschraubungen während der Füllung ausgeschlossen wird.

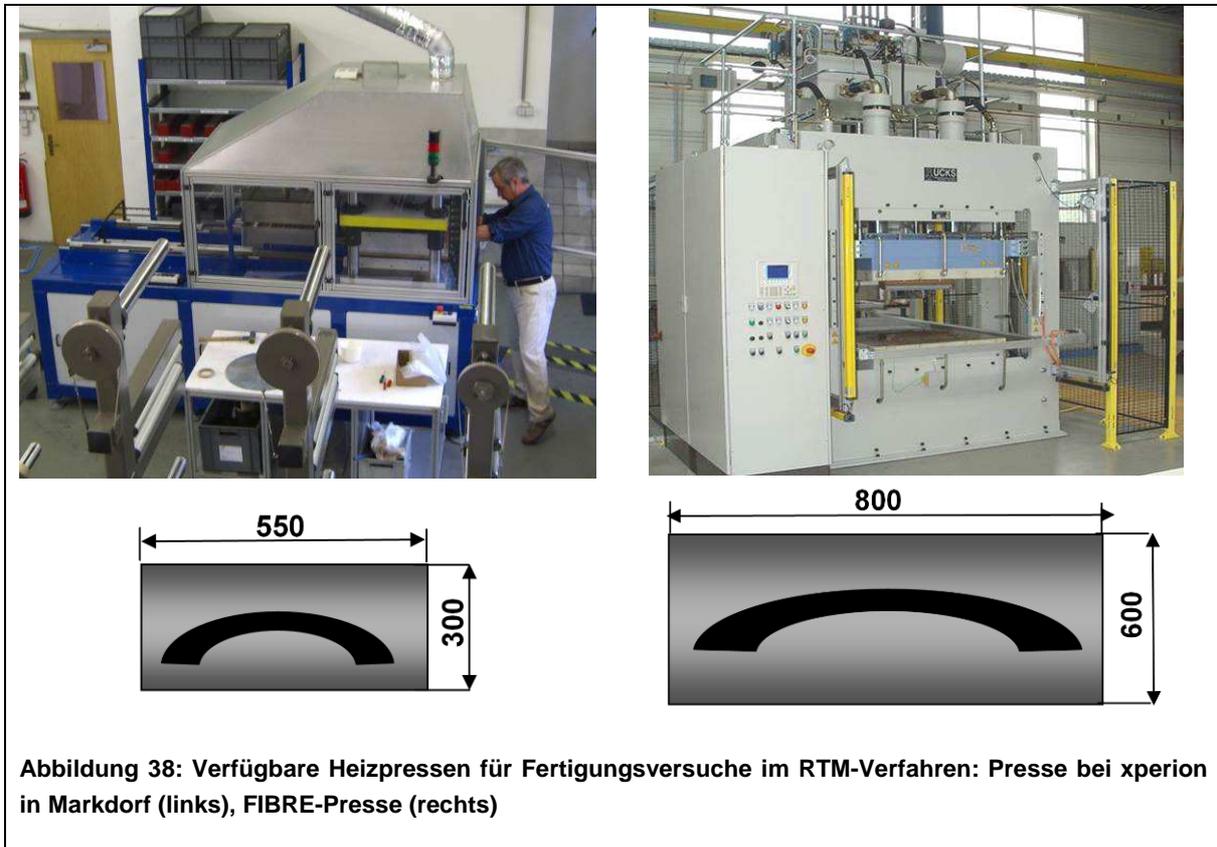


Abbildung 38: Verfügbare Heizpressen für Fertigungsversuche im RTM-Verfahren: Presse bei xperion in Markdorf (links), FIBRE-Pressen (rechts)

Am Standort in Markdorf bei xperion steht eine solche Heizpresse zur Verfügung, deren max. Presskraft 200 kN und die max. Temperatur 410 °C beträgt (Abbildung 38, links). Leider ist die für das Werkzeug zur Verfügung stehende Pressfläche auf ca. 550 mm x 300 mm begrenzt, so dass unter Berücksichtigung des Werkzeugs und Randeinflüssen ein CFK-Spant mit einer Bogenlänge von maximal 400 mm erreicht werden konnte – nicht ausreichend für die Validierungskomponente "Merge". Außerdem wurde die Presse für thermoplastische CFK-Bauteile (Matrix: PEKK, PEEK, PPS) im Thermoformverfahren in den Serienprogrammen A330, A350 und B787 genutzt, so dass sie für Entwicklungszwecke nur eingeschränkt zur Verfügung stand.

Beim Projektpartner FIBRE steht eine sowohl in Pressengröße als auch in den Steuerungs- und Dokumentationszwecken deutlich erweiterte Heizpresse zur Verfügung (Abbildung 38, rechts). Sie zeichnet sich durch hohe Temperaturen bis 400 °C und eine Presskraft von 900 kN aus – bei einer Presstischgröße von über 800 mm x 600 mm aus, so dass ein ausreichend großes RTM-Werkzeug für die Validierungsspanne mit einer Bogenlänge von ca. 700 mm genutzt werden konnte. Damit passte das spezifizierte und von MBB im Detail konstruierte RTM-Tool sehr gut in die FIBRE-Heizpresse. Darüber hinaus stand sie für R&D-Aufgaben zur Verfügung. Durch die Aufstellung und Nutzung der Presse im Technikum des

FIBRE lagen vielfältige Kenntnisse vor, die man auf ein seriennahes Umfeld hochskalieren kann. Xperion plante daher zunächst einen F&E-Unterauftrag beim FIBRE über die Zurverfügungstellung der Presse und Betreuung unserer Kollegen bei der Fertigung der Validierungsbauteile. Nach Rücknahme des Verlängerungsantrags von xperion hat das FIBRE nach dem 1. Qt. 2015 sowohl die Projektleitung als auch diese Arbeitsinhalte übernommen.

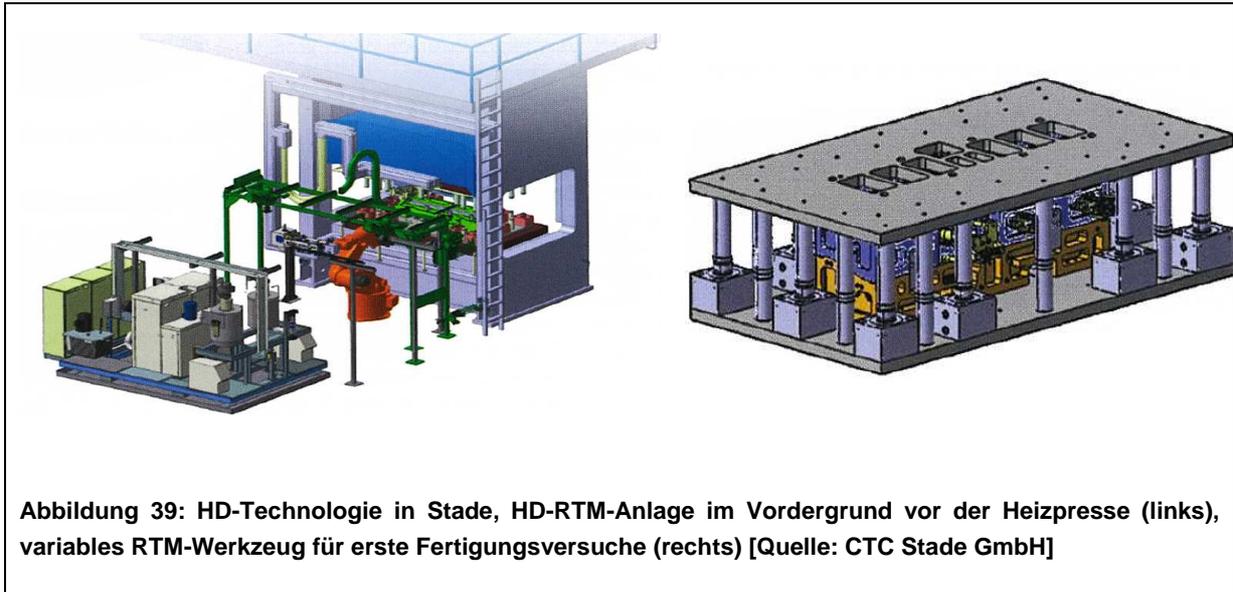
Es waren drei Fertigungskampagnen à 2 Wochen in Bremen vorgesehen:

- 1) Vorbereitungen der Presse und testweiser Einbau u. Inbetriebnahme des RTM-Werkzeugs (noch ohne Material)
- 2) Inbetriebnahme und Herstellung erster Versuchsbauteile,
  - a) Verwendung von unbedinderten Standard-MAG (ggf. auch 45°-Lagen) u. RTM 6
  - b) Verwendung von bedinderten KOLIPRI-NCF mit 30°-Lagen und Zusatzlagen sowie RTM 6
- 3) Fertigung weiterer CFK-Validierungskomponenten
  - a) Wie 2b) jedoch bei Optimierung der Prozesskette nach den ersten Erfahrungen
  - b) Parameteroptimierung und ggf. Verwendung alternativer Harzsysteme

Mit den Einrichtungen am FIBRE war es möglich, das oben angegebene Versuchsprogramm erfolgreich durchzuführen. Die beabsichtigten Prozessparametervariationen hatten das Ziel, die Prozesskette zu beschleunigen und die empfohlenen Parameter (siehe Kapitel 2.4) an Hand von „echten“ CFK-Spantsegmenten bei seriennahen Bedingungen zu validieren. Details zu den Arbeiten und Erkenntnisse sind in den Berichten des FIBRE dargestellt.

Wären weitere Prozessbeschleunigungen erforderlich, um die Zielvorgaben zu erreichen, ist bei der Infusionstechnologie ein deutlicher Entwicklungssprung von Nöten. Sowohl am FIBRE als auch bei der CTC Stade GmbH stehen innovative RTM-Methoden zur Verfügung mit denen der Infusionsprozess als auch der gesamte RTM-Zyklus signifikant beschleunigt werden kann:

- am FIBRE: FAST-RTM-Anlage (Hersteller: GWK) zur Beschleunigung der Aufheizung und Abkühlung der Werkzeuge sowie zur Vergleichmäßigung des thermischen Eintrags
- an der CTC Stade GmbH: HD-RTM-Anlage (Hersteller: KraussMaffei) zur Beschleunigung der Infusion und zur Beschleunigung des gesamten Zyklus



Die HD-RTM-Technologie steht für Hochdruck-RTM. Sie ist eine Kombination aus einer schnell arbeitenden Infusionsanlage und eines variablen Werkzeugs (Abbildung 39). Das niedrigviskose Harzsystem wird in die Kavität des RTM-Werkzeugs bei hohem Druck injiziert. Da die Vorrichtung während der Imprägnierung noch ein zusätzliches Spaltmaß aufweist, schießt das Harz in diese Spaltfläche. Bei weiterem Zusammendrücken der Form wird dann das Harz in z-Richtung durch den Lagenaufbau imprägniert. Der gesamte Füllvorgang ist in weniger als 5 min. erledigt. HD-RTM funktioniert allerdings nur mit sehr niedrigviskosen Harzsystemen, wie sie derzeit für Anwendungen im Flugzeugbau noch nicht verfügbar sind. CTC Stade hat jedoch bereits mit einem in der Automobilbaubranche üblichen Matrixsystem erste Fertigungsversuche an einem Segment des Typical Fuselage Demonstrator erfolgreich durchgeführt und erste CFK-Komponenten präsentiert. Auf dieser guten Basis beabsichtigte xperion weitere Versuche in Stade mit den im KOLIPRI vorgesehenen Materialien und Prozessen.

## 2.6.2 Entwicklung Werkzeugkonzept

Ein wesentlicher Bestandteil des Investitionsumfanges bei der Umsetzung einer Fertigung von variantenreichen CFK-Strukturprofilen wurde bereits in vergangenen Vorhaben identifiziert. Dabei handelt es sich um die Formwerkzeuge im Bereich des Infiltrierens und Aushärtens. Ergeben sich zwischen den Bauteilen auch nur minimale Abweichungen in der Endkontur, wird nach dem aktuellen Stand der Technik ein separates Formwerkzeug erforderlich. Bei der hohen Variantenanzahl wie sie in der Luftfahrt üblich ist, erwächst aus diesem Umstand eine hohe Anzahl von benötigten Formwerkzeugen. Hierbei handelt es sich um massive Werkzeuge, deren Material und Bearbeitung sich sehr kostenintensiv darstellen. In KOLIPRI war es das Ziel, ein innovatives Werkzeugkonzept zu entwickeln, welches hohe

Stückzahlen in einem wirtschaftlichen Rahmen erlaubt. Hierzu gelten die folgenden von xperion Aerospace formulierten Anforderungen:

- Abbildung mehrerer Bauteile mit einem Formwerkzeug
- Geringe Masse des Formwerkzeuges
- Einfache Anbindung der Medienversorgung

Am Ende von Q4/2012 fand ein Workshop in Beelen mit den Partnern FIBRE, MBB Fertigungstechnik und xperion Aerospace zur Konzeptionierung eines Werkzeugkonzeptes statt. Dazu wurde unter Beachtung der bereits aufgeführten Anforderungen ein Tellerkonzept entwickelt. Die filigran ausgeführten Teller bilden die exakte Kontur des individuellen Bauteils ab. Als Annahme wurde definiert, dass ein gewisses Spektrum der Bauteile in den Hauptabmessungen, wie der Länge und der Radien, sehr ähnlich ist. Somit entsteht die Option, verschiedene Bauteile in einem Basiswerkzeug auszuhärten und nur den Tellersatz je Bauteil anpassen zu müssen.

Auf Basis dieses Konzeptes wurde von MBB Fertigungstechnik eine Konstruktion des Konzeptes umgesetzt. Diese Konstruktion dient dazu, Simulationen zur Wärmeübertragung und -verteilung vorzunehmen. Besonders der Übergang der Wärme vom Basistool zum Teller wurde als sehr kritisch von allen Partnern eingeschätzt. Das FIBRE hat in Absprache mit MBB Fertigungstechnik und xperion Aerospace Simulationen zu diesem Thema durchgeführt. Auf Basis dieser Ergebnisse wurde das Konzept weiter iterativ optimiert.



**Abbildung 40: Doppelfertigung von CFK-Höhenleitwerksschwingen in einer Aushärtevorrichtung im RTM-Verfahren [Quelle: Airbus]**

Als Stand der Technik kann die Mehrfachfertigung von Bauteilen im RTM-Verfahren angesehen werden. Dennoch ist dieses Konzept eine bewusste Voraussetzung für die Optimierung der Prozesskette. Bei der Produktion von sog. CFK-Höhenleitwerkschwingen im A330-Programm werden zwei baugleiche Teile im RTM-Verfahren in einem Werkzeug während eines Zyklus gefertigt (Abbildung 40). Die Höhenleitwerkschwinge ist eine am Rumpf befestigte Lagerung/Führung für die Welle des beweglichen Höhenleitwerks und ist ein ca. 40 mm dickes und 1,20 m langes CFK-Bauteil und wird in einer jährlichen Stückzahl von ca. 250 produziert. Im gleichen Konzept könnten auch noch mehr Bauteile in einem Werkzeug gleichzeitig gefertigt werden, jedoch steigen das Fertigungsrisiko und die Herausforderung an die Temperierung des größeren Werkzeugs. Da diese Aspekte nicht Bestandteil in KOLIPRI sind, nehmen wir eine spätere Spantfertigung von 2 Stck./Werkzeug an.

Die Fertigstellung für das Werkzeug für die Validierungskomponente konnte nicht wie von *MBB Fertigungstechnik* angenommen, zum Jahresende 2014 fertiggestellt werden. *MBB* teilte mit, dass das Werkzeug erst zum Ende von Quartal Eins in 2015 einsatzbereit ist. Für xperion ergab sich daraus, dass die Validierungskomponente nicht bis zum Projektende im RTM-Verfahren hergestellt werden kann. Die nicht abgeschlossenen Arbeitspakete mit dem nicht vollends aufgebrauchten MAG-Materialien wurden daher dem neuen Verbundführer übergeben. Auch dank der Vorarbeiten bei xperion konnten die Projektaufgaben durch die Verbundpartner, die ihre Projektlaufzeit verlängert haben, erfolgreich abgeschlossen werden.

## 2.7 Prozessführung und -integration

Die besondere Komplexität und der hohe Grad der Innovation im Bereich der Prozesse zur Fertigung von CFK-Strukturprofilen erfordert eine möglichst umfassende und frühzeitige Betrachtung der verschiedenen Herstellverfahren. Um diese Untersuchung zu ermöglichen, war es in KOLIPRI das Ziel, digitale Produktionsszenarien zu bilden. In diesen Szenarien werden die Charakteristika der verschiedenen Technologien sowie die Auswirkungen der verschiedenen Prozessparameter im industriellen Umfeld simuliert und analysiert. Aussagen zu den folgenden Merkmalen wären demnach möglich:

- Non Recurring Costs
- Recurring Costs
- Taktzeiten
- Amortisationszeiträume

xperion Aerospace hatte das Bestreben, durch die Weiterverfolgung und Umsetzung der in diesem Vorhaben gewonnenen Erkenntnisse den wachsenden Markt in der Luftfahrt für CFK-Versteifungsprofile als kosteneffizienter, deutscher Lieferant zu bedienen. Die

veränderte Verwertungsstrategie nach Aufgabe eines CFK-Rumpfs für die Nachfolgegeneration der Standardrumpfflugzeuge (Single Aisle) behindert jedoch die unmittelbare Verwertung der Ergebnisse an Hand eines CFK-Spantes. Für eine Verwertung und mithin für die erste Abschätzung eines sog. Business Case ist es notwendig insbesondere die wirtschaftlichen Untersuchungen auf einer belastbaren und möglichst realitätsnahen Grundlage durchzuführen. Entsprechend diesem Ziel war es die Aufgabe von xperion Aerospace industrielle Szenarien zu definieren, die als Grundlage für die Auslegung der Prozessketten dienen.

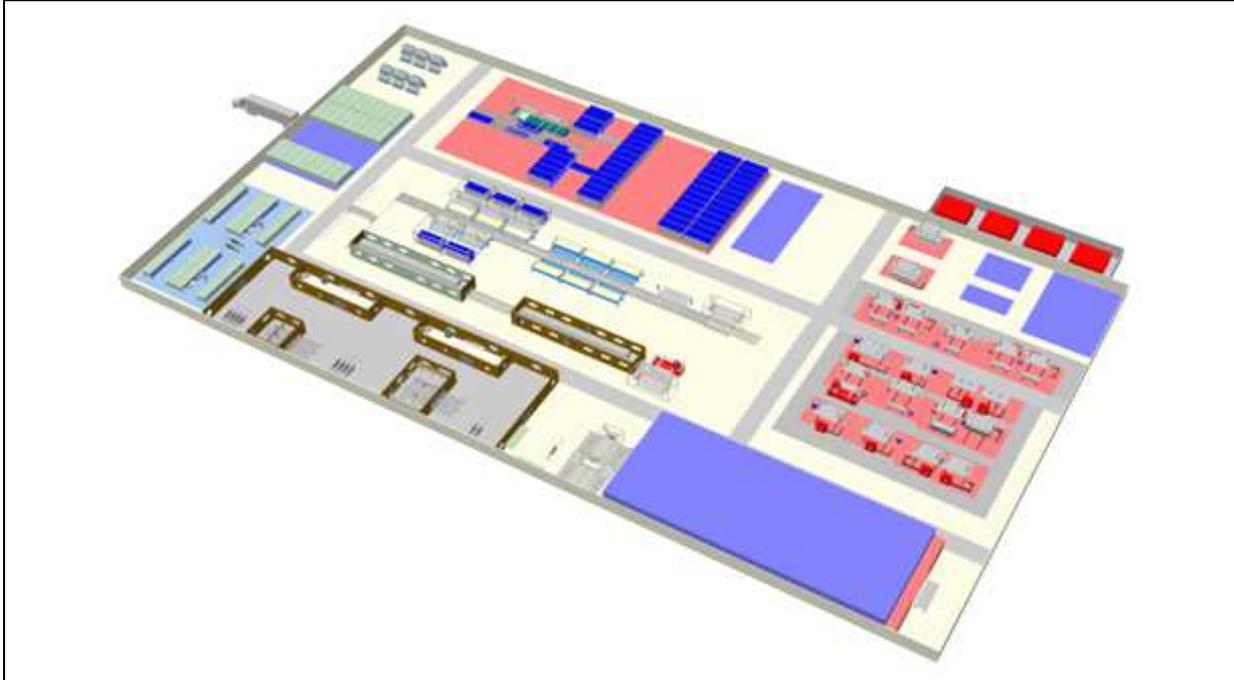
### **2.7.1 Prozesse**

In Q3/2012 fanden dazu bereits erste Workshops mit FIBRE, HDE Consult GmbH, MBB Fertigungstechnik und xperion Aerospace in Stade statt. In diesem Rahmen wurden erste Vorlagen für Prozesslisten geschaffen, die als Basis für die Szenarienbildung im Verlauf von KOLIPRI dienen. Die Prozesslisten brechen die Teilprozesse auf einzelne Prozessschritte herunter. Die Prozessschritte werden anhand der Ausprägung verschiedener Merkmale charakterisiert, die im Zwischenbericht 2012-02 beschrieben sind.

Zu Beginn von Q1/2013 fand ein Workshop mit den Partnern FIBRE, xperion Aerospace und Broetje Automation in Jaderberg statt. Im Rahmen dieses Workshops wurden die bereits erarbeiteten Vorlagen für die Prozesslisten mit den in TP3 ausgewählten Technologien gefüllt. Ziel war es, die Prozesse auf sinnvolle einzelne Prozessschritte zu reduzieren und ein gemeinsames Prozessverständnis zu erarbeiten. Für die folgenden Verfahren/ Prozessabschnitte wurden erste Prozesslisten erstellt und validiert.

- Radiales Drapieren
- Kontinuierliches Drapieren
- Herstellung Patches

Die Prozesslisten wurden in Q1/2013 gemeinsam mit der HDE Consult GmbH in einer Masterprozessliste zusammengeführt.



**Abbildung 41: Digitales Produktionsszenario [Quelle: xperion Aerospace GmbH]**

Ein weiterer erster wesentlicher Schritt fand zu Beginn vom Q3/2012 mit dem Workshop mit FIBRE, HDE Consult GmbH und xperion Aerospace in Stade statt. In diesem Rahmen wurden erste Vorlagen für Prozesslisten geschaffen, die als Basis für die Szenarienbildung im Verlauf von KOLIPRI dienen. Die Prozesslisten brechen die Teilprozesse auf einzelne Prozessschritte herunter. Die Prozessschritte werden anhand der Ausprägung verschiedener Merkmale charakterisiert. Zu diesen Merkmalen gehören:

- Beschreibung des Prozessschrittes
- Dauer des Prozessschrittes
- Anzahl der am Prozessschritt beteiligten Mitarbeiter
- Qualifikation der der am Prozessschritt beteiligten Mitarbeiter
- Art der beteiligten/erforderlichen Anlagentechnik
- Art der beteiligten/erforderlichen Werkzeugtechnik

Nach der Definition einer Prozesskette und der Klärung der relevanten Prozessparameter kann ein digitales Modell erstellt werden incl. einer Visualisierung des Produktionsablaufs, wie er beispielhaft in Abbildung 41 dargestellt ist.

Ende Q4/2012 fand ein weiterer Workshop mit den Partnern FIBRE, MBB Fertigungstechnik und xperion Aerospace in Beelen statt. Im Rahmen dieses Workshops wurden die bereits erarbeiteten Vorlagen für die Prozesslisten mit den in TP4 ausgewählten Technologien gefüllt. Ziel war es, die Prozesse auf sinnvolle einzelne Prozessschritte zu reduzieren und

ein gemeinsames Prozessverständnis zu erarbeiten. Für die folgenden Verfahren wurden Prozesslisten erstellt und validiert.

- Resin Transfer Prepregging
- Resin Transfer Molding unter Verwendung eines Harzfilms
- Auftrag des Harzes in Form von Harzwürfeln
- Aufsprühen des Harzsystems

Neben diesen innovativen Ansätzen wurde die „Baseline“-Prozesskette mit den konventionellen Arbeitsschritten weiter detailliert und diese Prozesskette so detailliert, dass sich einerseits daraus eine Serienfertigung ableiten ließe, andererseits diese Definitionen auch für die Fertigungen von Versuchsbauteilen im Umfeld des xperion-Serienumfeldes incl. ERP-Einbindung genutzt werden konnte. Neben den beiden Kernprozessen Preforming und Infusion/Aushärtung müssen auch alle weiteren Teilprozesse so konsistent in die Prozesskette integriert werden, dass keine Wartezeiten innerhalb dieser Prozesskette auftreten. Dafür müssen diese Neben- und Unterstützungsprozesse ebenso untersucht und ausgewertet werden, um Erkenntnisse zu sammeln, die für die Bewertung der Prozesskette in Kosten und Durchlaufzeit erforderlich sind. In Abbildung 42 ist das Ablaufdiagramm für die gesamte Prozesskette vom Initiieren der Fertigung durch Fertigungsanweisung und Fertigungsauftrag bis zur Auslieferung mit Abschließen der Fertigungs- und Prüfdokumentation dargestellt. Wichtige Neben- und -unterstützungsprozesse sind z. B. die NDT-Prüfung durch Ultraschall, die mechanische Bearbeitung, Entgraten und Reinigung der Bauteile.

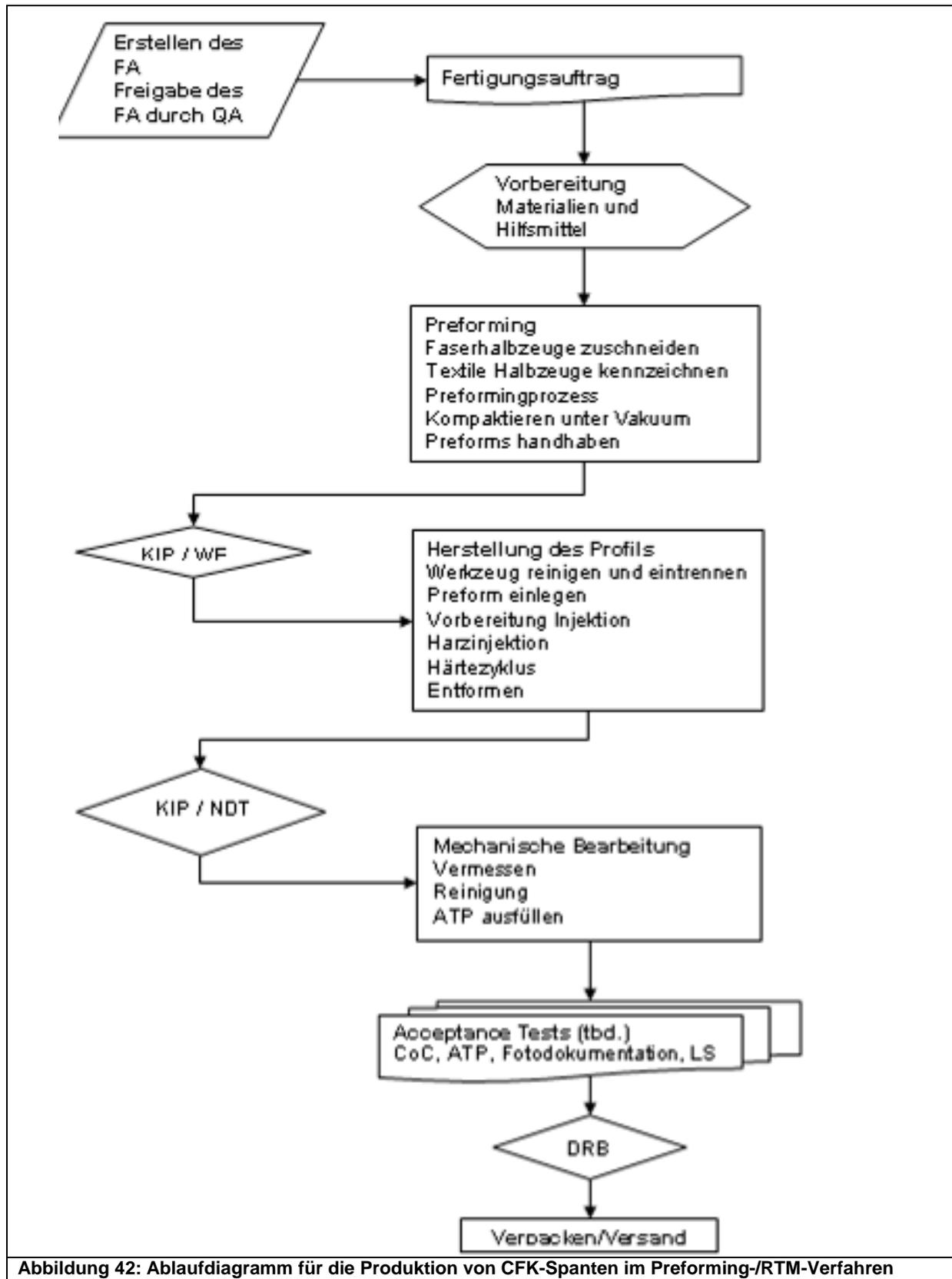
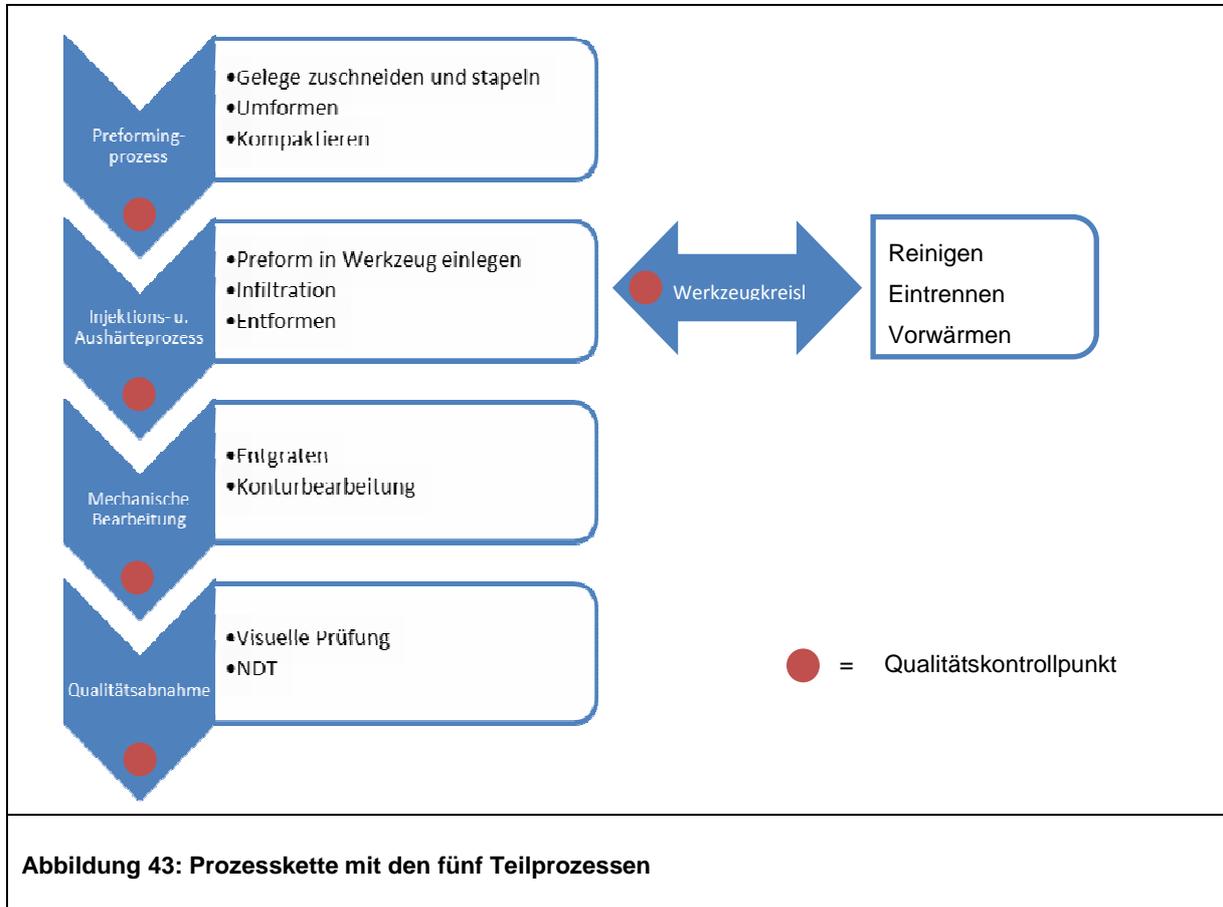


Abbildung 42: Ablaufdiagramm für die Produktion von CFK-Spanten im Preforming-/RTM-Verfahren

Die Prozesskette lässt sich in fünf Teilprozesse gruppieren: Preformingprozess, Injektions- und Aushärteprozess, Werkzeugkreislauf, Mechanische Bearbeitung und Qualitätsabnahme.

Zwischen den Teilprozessen werden sog. Qualitätskontrollpunkte eingeführt. In Abbildung 43 sind die Teilprozesse und ihre jeweiligen Aufgaben abgebildet.



Ziel der Prozesskette ist es, den Prozess zu beschleunigen. Eine Reduzierung der Fertigungszeit kann erreicht werden indem z.B. Prozessschritte gespart werden und/oder prozessbegleitend eine Qualitätsprüfung stattfindet. Dadurch kann eine umfangreiche Endkontrolle am Ende der Prozesskette entfallen bzw. minimiert werden. Erfüllt das Bauteil innerhalb der Prozesskette nicht die geforderten Qualitätskriterien, wird es als Ausschuss aus der Prozesskette entfernt und wird keinen weiteren Bearbeitungsschritten unterzogen.

Jeder Spant besitzt bereits vor Zuschneiden der ersten Lage eine digitale Bauteilakte. Innerhalb dieser digitalen Bauteilakte sind alle Arbeitsschritte, Lagenaufbauten, Materialien, Orientierungen und Daten hinterlegt. Die gemessenen Parameter und Ergebnisse an den jeweiligen Qualitätskontrollpunkten werden ebenfalls dokumentiert und hinterlegt. Die Qualitätskontrollpunkte sollen sicherstellen, dass der vorangegangene Teilprozess korrekt und innerhalb der vorgegebenen Toleranzen durchgeführt wurde. Die prozessbegleitenden Kontrollschritte sollen zum einen dazu führen, dass fehlerhafte Bauteile frühzeitig aussortiert werden und die aufwendige Endkontrolle am Ende der Prozesskette entfällt.

In einer vollautomatisierten und kontinuierlichen Prozesskette können Faktoren auftreten, die den normalen Ablauf stören, aufhalten oder sogar zum Stillstand zwingen. Störfälle, Wartungsarbeiten, produzierter Ausschuss oder Lücken in der Supply Chain sind zum Beispiel solche Störfaktoren. Die Konsequenz aus diesen Störfaktoren ist, dass ein Puffer eingeplant werden muss. Der Puffer bezieht sich zum einen auf eine räumliche und zum anderen auf eine zeitliche Komponente.

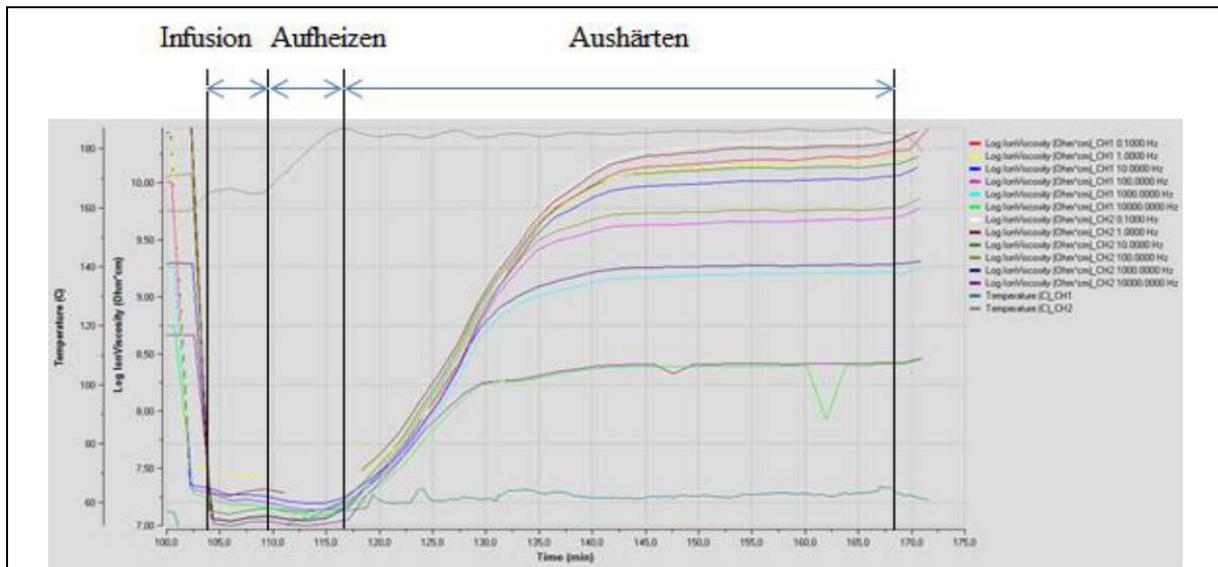
### **2.7.2 Werkzeugkreislauf**

Die Werkzeuge sollen nach der Entformung der Spante in einem separaten Werkzeugkreislauf optisch untersucht werden. Dies kann z.B. über eine Kamera stattfinden, die die Oberfläche abscannt oder fotografiert und mit einer Datenbank vergleicht. In der Datenbank befinden sich Aufnahmen von verschmutzten oder verkratzten Werkzeugen. Außerdem muss besonders darauf geachtet werden, dass der Anguss frei ist. Ist ein Werkzeug mangelhaft, informiert das online QS-Konzept die Mitarbeiter und wird im Prozess nicht mehr verwendet bis es wieder den geforderten Qualitätsanforderungen entspricht.

Die Reinigung der Werkzeuge kann entweder durch ein Ultraschallbad erfolgen oder durch Sauerstoffplasma. Vorteil der Sauerstoffplasma Reinigung ist, dass sie auch bei hohen Temperaturen durchgeführt werden kann. Die Lagerung der Werkzeuge erfolgt im beheizten Lager. Die Werkzeuge müssen so nicht wieder aufgewärmt werden wenn sie erneut zum Einsatz kommen. Die beheizte Lagerung spart Zeit und verkürzt die Dauer der Prozesskette.

### **2.7.3 Online-QS-Konzept**

Gemäß der anvisierten Prozesskette für die Fertigung von Bauteilen hoher Stückzahl bei hoher Prozesssicherheit ist es erforderlich, die vormals gängige nachgeschaltete Qualitätssicherung in eine Prozess begleitende Prozessüberwachung zu überführen und nachgeschaltete QS-Schritte auf das für die Erfüllung von Luftfahrtbehördlichen Vorschriften erforderliche Maß zu reduzieren oder allenfalls sicherzustellen, dass abschließende QS-Schritte inline, d.h. kontinuierlich oder takt synchron mit dem taktgebenden Härteschritt abzustimmen. Das FIBRE erarbeitete im Rahmen des KOLIPRI-Vorhabens verschiedene Technologien für eine Prozess begleitende Qualitätssicherung, insbesondere während des Preformens und während der Aushärtung. Details dieser Untersuchungen sind in den Berichten des FIBRE erwähnt. Xperion überprüfte die Technologien auf Anwendung in einem industriellen Szenario und testete einige der entwickelten QS-Prozesse unter seriennahen Bedingungen. Bei Xperion wurde das Equipment der dielektrischen Analyse (DEA) des FIBRE bei der Fertigung der CFK-Platten getestet. Die Ergebnisse sind hier kurz dargestellt.



**Abbildung 44: Online-DEA bei der Aushärtung der Versuchsplatte C7 (Zyklus Nr. 1), wobei eine vollständige Aushärtung nach knapp 53 min. erreicht wird.**

An zwei der Probenplatten wurde der Aushärtegrad online während der Herstellung in dem Versuchsstand aufgenommen. Sobald sich aus dem Verlauf der Ionenviskosität eine vollständige Aushärtung schließen lässt (Plateau der Temperaturkurve), wurde die Beheizung des Werkzeuges abgeschaltet und der Abkühlvorgang eingeleitet. Laut dielektrischer Analyse (DEA) ist die durch den an Prüfplatte C7 realisierten Zyklustyp 1 eine vollständige Aushärtung des injizierten Harzes bei 180 °C nach 52 min, 55 s erreicht (vergl. Abbildung 44). Die Platte C8, hergestellt im VAP-Verfahren gemäß des isothermen Zyklustyp 3 war die Vernetzungsreaktion bereits nach 38 min, 55 s bei 180 °C komplett ausgeschlossen (Abbildung 45).

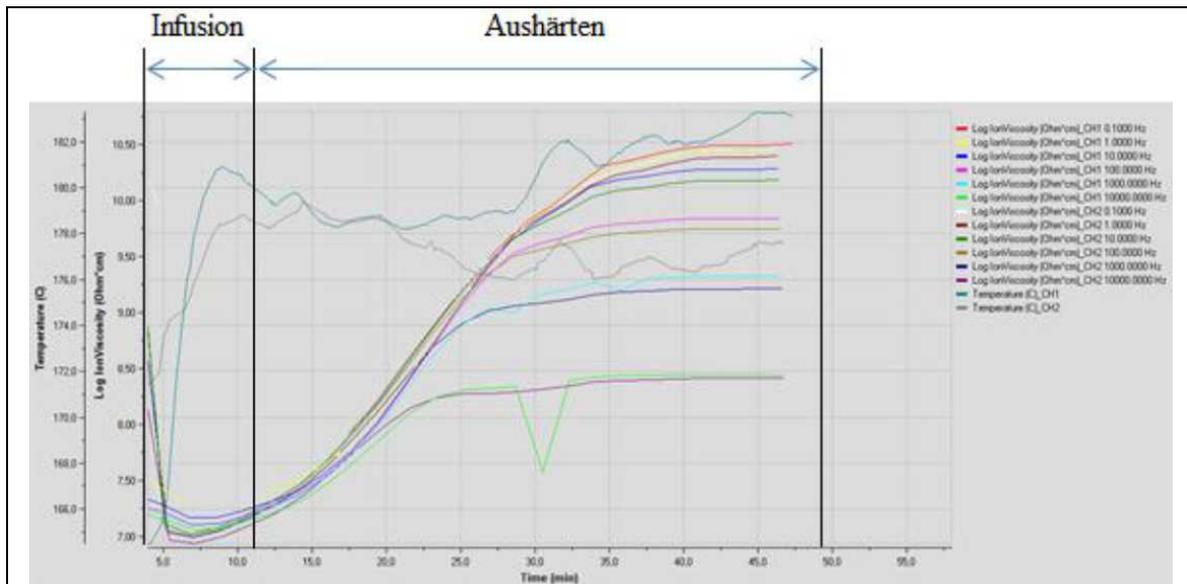


Abbildung 45: Online-DEA bei der Aushärtung der Versuchsplatte C8 (Zyklus Nr. 3), wobei eine vollständige Aushärtung nach knapp 39 min. erreicht wird.

Es wurde ein Prüfdokument für die sog. Digitale Bauteilakte entwickelt, die das Online-QS System während der Fertigung nach jedem Prüfschritt mit den hinterlegten Werten vergleicht und abhakt (Abbildung 46). Das Dokument beinhaltet alle wichtigen Daten und Parameter, angefangen vom Wareneingang des Halbzeuges bis zur Endprüfung des Bauteils. Am Ende der Produktion könnte an jeden Spant ein solches Dokument angehängt werden.

		<b>Digital-Bauteilakte KOLIPRI</b>		Dok.-Nr.: Ausgabe: Datum: Seite:	
Identifikation	Bauteil-Benennung:			Bauteil-Kennzeichnung u. Serial-Nr.:	
	Zeichnung (Nummer und Ausgabe):			Werkzeug-Nummer:	
Material- Wareneingang	Material	Bezeichnung	WE-Nummer	Charge-Nummer	
	Harz				
	Faser-Gelege				
Preforming- prozess	Gelege zuschneiden	Faserwinkel (Solwert: $\pm 30^\circ \pm 1^\circ$ ) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		Keine Flusen und sonstige Verunreinigungen <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
	Gelege stapeln	Lagenaufbau <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		Gelegeanzahl <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
	Umformen	Faserwinkel (Solwert: $\pm 30^\circ \pm 1^\circ$ ) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		Keine Flusen und sonstige Verunreinigungen <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
	Kompaktierung	Dauer (Solwert min $\pm$ min) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	Temperatur (Solwert $^\circ\text{C} \pm 1^\circ\text{C}$ ) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	Druck (Solwert bar $\pm$ mbar) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
Injektion	Preform im Werkzeug einlegen	Faserwinkel (Solwert: $\pm 30^\circ \pm 1^\circ$ ) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
		Keine Flusen und sonstige Verunreinigungen <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
		Dichtigkeitsüberprüfung des Werkzeugs (Solwert Vakuumabfall $< 100$ mbar / min) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
	Injektion	Dauer (Solwert min $\pm$ min) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		Injizierte Harzmenge (Solwert g $\pm$ g) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
Injektionsleitung	Injektionswerkzeug geschlossen und Leitung abgetrennt <input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein		Leitung gereinigt <input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein		
Aushärtung	Dauer (Solwert min $\pm$ min) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		Druck (Solwert bar $\pm$ mbar) <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.		
	Aushärtungstemperatur (Solwert $180^\circ\text{C} \pm 5^\circ\text{C}$ )	Pos. 1 <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	Pos. 2 <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	Pos. 3 <input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
	Aushärtungsgrad	DEA Analyse (Solwert $> 95\%$ )		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
Nach dem Entformen	Werkzeug	ohne Beschädigung <input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein	gereinigt <input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein	eingetrennt <input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein	
	Bauteil	Keine sichtbare Fehler <input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
Beschriftung		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.			
Mechanische Bearbeitung	Programm	Einstellungsparameter		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
	Bauteil	Ohne Beschädigung		<input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein	
Endprüfung	Bauteil	US-Prüfung (Solwert: keinen Befund)		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
		Gewicht (Solwert g $\pm$ g)		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
		Maßhaltigkeitsprüfung mit Schablone (Toleranz $< \text{mm}$ )		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
		Sichtprüfung (Sauberkeit des Bauteils, keine Beschädigung, keine sichtbare Fehler)		<input type="checkbox"/> I. O. <input type="checkbox"/> n. I. O.	
Versand	Lieferschein-Nr.:		CoC-Nr.:		
	Bauteil ohne Beschädigung verpackt <input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein		Versandpapiere vollständig <input type="checkbox"/> ja <input type="checkbox"/> nein		
Bearbeiter (Name und Unterschrift):				Datum:	

Dok.-Nr.: xxxx Ausgabe

Seite 1 von 1

25.03.2015

Abbildung 46: Beispiel für ein Dokument der Digitale-Bauteilakte

Tabelle 30 zeigt die zu überprüfenden Arbeits- und Fertigungsschritte mit passenden Maßnahmen und dazugehörigen Vor- und Nachteilen.

Tabelle 30: Zu überprüfende Parameter und mögliche Testverfahren mit Vor- und Nachteilen

Überprüfung	Maßnahme	Vorteil	Nachteil
Reinigen des Werkzeuges	Ultraschallbad	Sauber	Vor der Reinigung muss Werkzeug auf Raumtemperatur abgekühlt werden.
	Sauerstoffplasma	Kann bei hohen Temperaturen durchgeführt werden. Prozesszeit dadurch gespart	
Aushärtung	Durch DEA Analyse und Thermographie	Genau. Information über die Gleichmäßigkeit der Aushärtung	Dauer der Aushärtungen individuell. Für Serienfertigung die Durchlaufzeit relativ schwer zu planen
	Durch Kontrolle der Parameter vom eingestellten Zeit, Vakuum und Druck der Aushärtung z.B. mit Data Station XL100 vom YOKOGAWA	Einfach und schnell. Für Serienfertigung tauglich	Vorausgesetzt aller Bauteile: gleiche Harzmenge und Bauteildicken. Keine Information über die Gleichmäßigkeit der Aushärtung
Mechanische Bearbeitung	Durch CNC gesteuerte Fräsen	Genau	Öl frei und Trockenfräsen kann im Schnittkanten Delamination verursachen. Deshalb muss das Bauteil Öl frei und Nass gefräst werden => Zeit für Rücktrocknung muss eingeplant werden
	Durch Nd:YAG-Laser schneiden	Genau	Schnittkanten könnten leicht verbrannt sein. Vor der Serienfertigung müssen die Parameter genau verifiziert werden.
Überprüfung der Faserwinkel	Messen mit Winkelmesser	genau	Sehr aufwendig
	Anpassen durch permanente Markierung (z.B. Kerbung) im Werkzeug-Übermaß	einfach	Relativ genau. Die Kerbung im Werkzeug-Übermaß könnte bei Reinigung des Werkzeuges schwierig und zeitintensiv sein
	Einrasten durch zusätzlich eingebauten Winkel im Werkzeugübermaß	Genau, einfach	Der Winkel im Werkzeug-Übermaß könnte bei Reinigung des Werkzeuges schwierig und zeitintensiv sein
Dichtigkeitsüberprüfung des Werkzeuges	Mit Manometer	genau	Zeitintensiv
	Durch Benebelung	Einfach und schnell	Keine Aussage über die Stärke der Undichtigkeit
Injizierte Harzmenge	Wiegen des Harztopfes vor und nach jeder Injektion	genau	Zeitintensiv
	Durch Ultraschallsensoren die Parameter vom eingestellten Harzfluss und Volumenstrom des Harzes kontrolliert	Einfach und schnell	Werkzeuge müssen vor der Injektion gleiche Vakuumstärke haben
Maßhaltigkeitsprüfung	3D-Messarm	Genau	Zeitintensiv
	Mit Schablone	einfach	Ungenau

## 2.7.4 Industrielle Szenarien

Zu Beginn von Q1/2013 fand dazu ein erstes Gespräch mit der CTC GmbH statt. Darin wurde als mögliches Ziel zunächst der Airbus A30X mit den verschiedenen Ausprägungen definiert. Die weiteren hier beschriebenen Informationen beziehen sich auf diesen Typ des Single Aisle-Nachfolgers, für den bei Projektbeantragung und –start noch ein CFK-Rumpf angenommen werden konnte. Je nach Version ergeben sich Bedarfe an Ringspantsegmenten von 110 Stück je Flugzeug bis zu 174 Stück je Flugzeug. Bei Raten zwischen 10 Flugzeugen je Monat und 16 Flugzeugen je Monat der verschiedenen Versionen ergebe sich ein Bedarf von ca. 5.800 Spantsegmenten je Monat.

Je nach Derivat des A30X unterscheidet sich die Länge des zylindrischen Rumpfbereichs und hiermit die Anzahl der Spantstationen. In Tabelle 31 ist die Anzahl der Spante dargestellt.

**Tabelle 31: Derivate und angenommene Kadenzen im Programm A30x (mögliches zukünftiges Standardrumpfflugzeug; sog. Single Aisle) und die Auswirkung auf die Anzahl der verschiedenen Spanttypen. \*2013 wurde die Gesamtkadenz bei Airbus bereits auf 42 AC/Monat hochgefahren; ein weiteres Hochfahren auf 45 ist für 2014-2015 zu erwarten. Die Verteilung auf die Derivate ist aus der Verteilung der 40er Kadenz hochgerechnet worden, Basis ist ein von Airbus/CTC zur Verfügung gestelltes Dokument [2]**

	Kadenz*	Standard	Komplex	ICU
<b>A30X – Version 200</b>	11	32	52	26
<b>A30X – Version 300</b>	19	40	68	34
<b>A30X – Version 400</b>	15	48	84	44

Die ICU (= Integrated Cargo Unit) ist eine komplizierte Fachwerkstruktur, die sowohl den gekrümmten Spant als auch den Querträger für den Frachtraumfußboden in einem Bauteil integriert. Die in KOLIPRI erarbeiteten Prozesse behandeln nicht die ICU, sondern nur die Standard- und komplexe Spante. Hiermit ergeben sich folgende erforderliche Produktionsmengen:

Standardspante: 1832 Spante/Monat → 21984 Spante/Jahr

Komplexe Spante: 3124 Spante/Monat → 37488 Spante/Jahr

Wird für ein industrielles Szenario aus Wettbewerbsgründen und zur Vermeidung von Single Source-Engpässen für ein Unternehmen eine 50%ige Menge am Gesamtbedarf angenommen, sind in einer Produktion (bzw. von einem Unternehmen) incl. eines 5%igen Aufschlags wg. Ausschuss u. Ausfällen 11542 Standardspante und 19682 komplexe Spante im Jahr zu fertigen (pro Monat: 962 Standard, 1641 komplexe).

Mit der CTC Stade GmbH wurden folgende Annahmen für ein Produktionsszenario definiert:

Arbeitszeit: 5 Tage von Mo. bis Fr., 7 h pro Schicht  
Schichtsystem: 2 Schichten pro Tag (Früh- u. Spätschicht)  
Monatsvorrat: 20 Arbeitstage (→ 40/Monat)

Wird der Bedarf der Spante auf den geplanten Arbeitsvorrat heruntergebrochen, ergeben sich pro Schicht folgende Ausbringungsmengen:

Frühschicht: 25 Standardspante, 42 komplexe Spante  
Nachtschicht: 25 Standardspante, 42 komplexe Spante

Im Rahmen des KOLIPRI-Projektes war es erforderlich, entsprechende Prozesse effizient und kostengünstig bei kurzen Durchlaufzeiten zu entwickeln, die diese Fertigungsmenge ermöglichen. Es sei hier erwähnt, dass bei Annahme einer Belegungszeit von 7 h pro Aushärtevorrichtung eben 25 Vorrichtungen für Standardspante und 42 Formen für die komplexen Spante erforderlich werden. Hieraus ergab sich in KOLIPRI der Fokus, die Durchlaufzeiten weiter zu verringern, insbesondere die Werkzeugbelegungszeiten signifikant zu reduzieren und Mehrfachwerkzeuge zu entwickeln. Für die komplexen Spante war zudem ein Multi-Tooling-Konzept (mehrere, ähnliche Geometrien in einem Basiswerkzeug) zu erarbeiten. Zu diesem Thema finden Arbeiten im RENO-PERU-Vorhaben statt, auf das hier verwiesen wird.

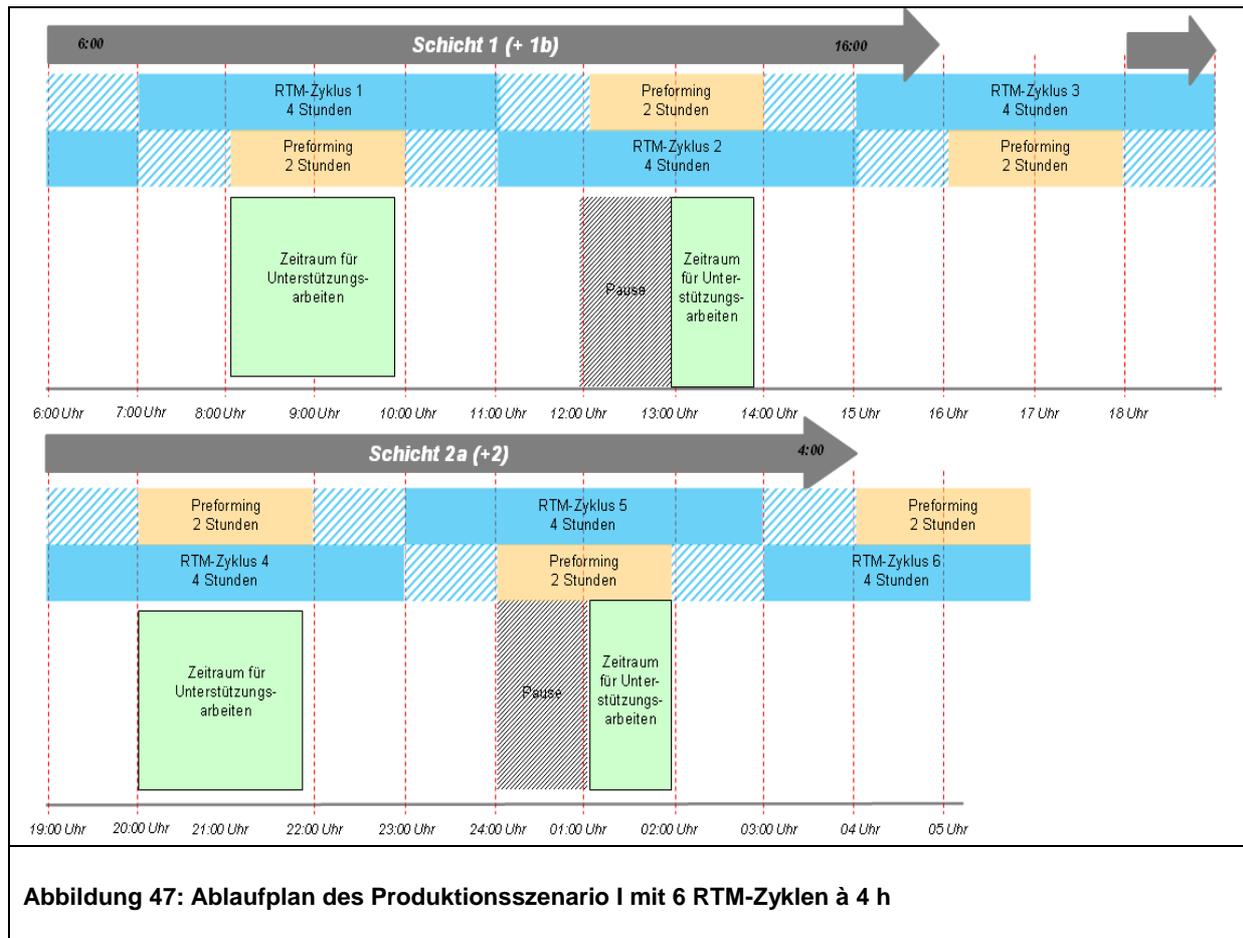
Zwei wesentliche Ziele des Gesamtvorhabens waren die Reduzierung der Fertigungskosten um ca. 50 % und die Beschleunigung des kompletten Prozessdurchlaufs um 80 %. Das Ziel der Beschleunigung der gesamten Prozesskette beabsichtigte, die Belegungszeit der kostenintensiven RTM-Vorrichtungen zu begrenzen. Es war das Ziel, dass nach 4 h die Werkzeuge mit neuem Material belegt werden können. Die bis hier beschriebenen Aktivitäten beziehen sich auf dieses Ziel. Unter der Annahme, dass diese Prozessbeschleunigung erreicht werden kann, werden verschiedene Produktionsszenarien entworfen und untersucht.

In Tabelle 32 sind die wesentlichen Informationen zu Anforderungen an eine Serienproduktion zusammengefasst.

**Tabelle 32: Annahmen für ein industrielles Konzept, um den Bedarf an CFK-Spante abzudecken (ca. 30.000 Teile/Jahr) \*die Zyklen während der Zeiten zwischen den Schichten arbeiten autark**

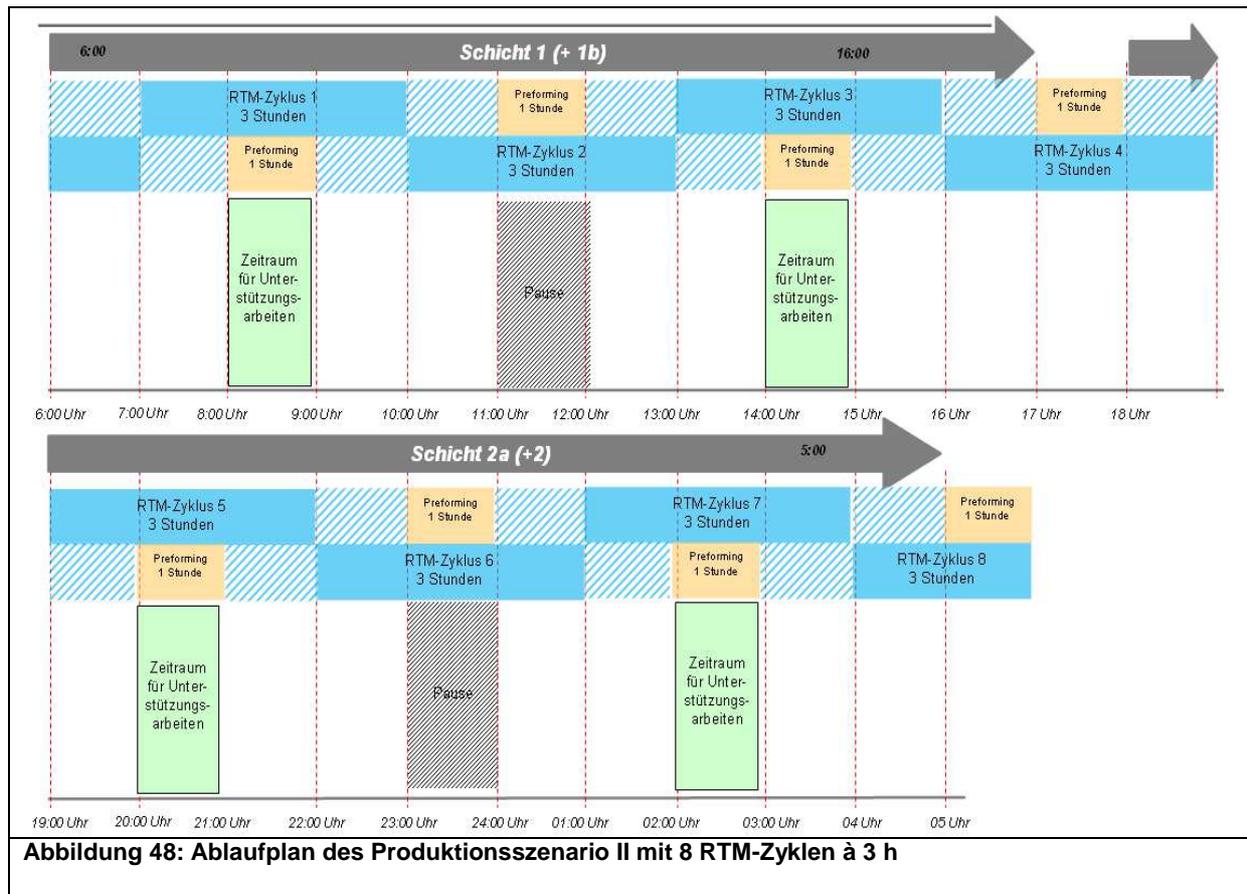
Kadenz pro Jahr	540	Spante pro A/C	110
→ Jahresmenge Spante	11.542 Standardspante, 19.682 komplexe Spante		
Arbeitstage pro Jahr	220	→ Spante pro Tag	142
Anzahl der Werkzeuge pro Shipset (-200)		4 Doppelwerkzeuge für Standardspante	7 Doppelwerkzeuge für komplexe Spante
Anzahl der Werkzeuge pro Shipset (-300)		5 Doppelwerkzeuge für Standardspante	9 Doppelwerkzeuge für komplexe Spante
Anzahl der Werkzeuge pro Shipset (-400)		6 Doppelwerkzeuge für Standardspante	11 Doppelwerkzeuge für komplexe Spante
→ Durchläufe pro Werkzeugsatz am Tag	6 (je 4 h)		
Anzahl der Bauteile pro Härtezyklus	24		
Werkzeugsätze pro Härtezyklus	12		
Anzahl der RTM-Anlagen (Annahme: 2 pro Zyklus)	6		
→ Anzahl der Aushärtezyklen pro Tag/pro Schicht (8h)	6		3*

Geplant sind zwei Schichten (1 x Tagschicht, 1 x Nachtschicht) ohne Überlappungen und Schichtübergabe, wodurch die Werkzeuge optimal genutzt werden, da zwischen den Schichten ein Härtezyklus abläuft – weitgehend ohne Überwachung und Bedienung. Unterstützungsprozesse wie QS incl. NDT finden während der Tagschicht statt. Auch die produktionssteuernden Fakultäten arbeiten während der Tagschicht, während einer der beiden Teamleiter den Schichtstart der Spät-/Nachtschicht mit betreut und diese Schicht mit allen AV-Aktivitäten und Materialien ausstattet. Für die Spät-/Nachtschicht stehen wegen der großzügigen Bedingungen immer genügend Kollegen zur Verfügung. In einem ähnlichen Modell hat xperion erfolgreich > 7000 CFK-Rückenlehnen/Jahr gefertigt. Obwohl die Spät-/Nachtschicht weitgehend unüberwacht arbeitet, hat diese auch ihr Soll stets erfüllt, was wahrscheinlich auf die Fokussierung auf die Zielproduktion und eine Reduzierung von Ablenkungen (nicht-wertschöpfende Tätigkeiten während der Tagschicht) zurückzuführen ist. Es ist daher zu erwarten, dass ein ähnliches Schichtmodell auch für die Produktion der CFK-Spante erfolgreich wird. Mit diesem Modell sowie die vorhin aufgeführten Anforderungen an die Produktionsmenge und Zyklen unter Berücksichtigung der Werkzeuge wurden verschiedene Produktionsszenarien entwickelt, von denen hier zwei besonders aussichtsreiche vorgestellt werden. Produktionsszenario I (Abbildung 47) arbeitet mit der bekannten Brutto-Werkzeugbelegungszeit von 4 h.



Die geforderte Ausbringungsmenge von 142 Spanten/Tag wird mit diesem Produktionsszenario I erreicht. Bei Durchführung von 6 Zyklen (in 24 h) mit jeweils 12 Doppelwerkzeugen ergeben sich effektiv 144 Spante.

Das Produktionsszenario II (Abbildung 48) geht von einer Brutto-Werkzeugbelegungszeit von 3 h (entsprechend 8 Zyklen) aus. Bei sonst gleichen Voraussetzungen wie im Szenario I ergeben sich effektiv 192 Spante/Tag und Personalkosten von 27,50 €/Spant. Leider stehen für Unterstützungsarbeiten lediglich 4 h/Tag zur Verfügung und außerdem ist für den Nachweis eines 3 h-Zyklus ein deutlicher Entwicklungssprung möglich, der ggf. nur mit innovativen RTM-/Werkzeugkonzepten arbeitet (z.B. FAST- oder HD-RTM).



Auf der Grundlage der Überlegungen zum Schichtmodell wurde das Produktionsszenario I (Abbildung 47) konzipiert, welches als Baseline-Konzept angenommen wird. Bei Durchführung des Szenario I bei 6 Zyklen (in 24 h) mit jeweils 12 Doppelwerkzeugen ergeben sich effektiv 144 Spante. Im Schichtmodell kommen zwei erweiterte Schichten zum Tragen, die sich über einen täglichen Zeitraum von 20 h verteilen. Außerdem ergeben sich insgesamt 6 h/Tag Zeitraum für Unterstützungsarbeiten. Der Personalbedarf wäre etwa pro Schicht 3 + 1 direkte FTE (drei Werker plus einem mitarbeitenden Schicht Focal Point). Darüber hinaus benötigt es 1 FTE Tagschichtleiter plus 1 FTE Qualitätssicherung. Der Gesamtpersonalbedarf entspricht damit 10 FTE; nimmt man einen Stundensatz von durchschnittlich 45 €/h (für Werker) an, ergeben sich fixe Personalkosten incl. GK-Zuschläge und Vertriebsgemeinkosten etwa 5643 €, die sich über 144 Spante aufteilen, d.h. der Anteil der Personalkosten am gefertigten und gelieferten Spant beträgt 39 €. Die sich hierbei ergebenden Personalkosten sind in Tabelle 33 aufgeschlüsselt.

**Tabelle 33: Annahme für den Personalbedarf im Szenario I (in der Personalressource sind nur diejenigen Stunden berücksichtigt, die der Wertschöpfung zufallen, d.h. die im Fertigungsauftrag gebucht werden – Urlaubs-, Krankheitsstunden o.ä. sind in den GMK enthalten**

Personalbedarf (pro Tag, d. h. pro 144 Spante)			
	Werker	Schichtleiter	QS
Ressourcen	72 h	9 h	9 h
Stundensatz	45 €/h	60 €/h	55 €/h
Personalkosten	3240 €	540 €	495 €
PK incl. GK/VGK	4277 €	713 €	653 €
Kosten pro Spant	29,70 €	4,95 €	4,53 €
Summe pro Tag		5643 €	
Summe pro Spant		39,19 €	

Das im letzten Zwischenbericht dargestellte Produktionsszenario II geht von 8 Zyklen bei einer Brutto-Werkzeugbelegungszeit von 3 h aus. Um dieses zu erreichen, sind jedoch noch deutliche Entwicklungssprünge insbesondere bei Injektion/Aushärtung erforderlich. Wird angenommen, dass diese erreicht werden, ergeben sich Personalkosten von < 30 € pro Spant – zudem mit einer erhöhten Produktionsmenge von 192 Spanten am Tag.

Im Folgenden werden die Prozesszeiten für Preforming und Injektion/Aushärtung für die beiden angenommenen Produktionsszenarien präzisiert.

Für die zwei aussichtsreichen industriellen Szenarien ist der Preformingprozess mit einer und mit zwei Stunden angesetzt. Tabelle 34 zeigt exemplarisch die Produktionsdauer pro Spant bei unterschiedlicher Anzahl von Produktionslinien innerhalb der zwei Produktionsszenarien.

**Tabelle 34: Dauer der Herstellung des Preform-Spant bei unterschiedlicher Anzahl von Produktionslinien**

Produktions-szenario	Zeit Preforming	Anzahl Preforms pro Zyklus	Dauer pro Spant bei einer Produktionslinie	Dauer pro Spant bei zwei Produktionslinien	Dauer pro Spant bei drei Produktionslinien
I	2 Stunden	48	2,5 min	5 min	7,5 min
II	1 Stunde	48	1,25 min	2,5 min	3,75 min

Ein Workshop innerhalb von xperion mit Teilnehmern aus der Fertigung, Qualitätssicherung und Projektleitung hat ergeben, dass die digitale Bauteilakte ausgewählte Parameter bei der Kompaktierung des Preforms aufzeichnen muss und das online QS-System die gemessenen Parameter mit den vorgegebenen Parametern vergleicht. Die aufzuzeichnenden Parameter während der Kompaktierung sind die Zeit  $t$ , der Druck  $p$  und die Temperatur  $T$ . Nach der Kompaktierung bedarf es einer Qualitätskontrolle. Es gilt die Überprüfung des Faserwinkels und ob sich Verschmutzungen (Flusen) auf dem Preform befinden.

Für die zwei möglichen industriellen Szenarien ist der Injektions- und Aushärteprozess mit drei und mit vier Stunden angesetzt. Tabelle 35 zeigt exemplarisch die Produktionsdauer pro

Spant bei unterschiedlicher Anzahl von Produktionslinien innerhalb der zwei Produktionsszenarien. Innerhalb dieser 3-4 Stunden wird der Preform in das Werkzeug eingelegt, das Werkzeug geschlossen, das Werkzeug in die Presse befördert, mit der Injektionsanlage verbunden, der Spant infiltriert, ausgehärtet, Werkzeug geöffnet, Spant entformt und ausgekühlt. Alleine die Infiltration und die Aushärtung dauert zwei Stunden mit RTM 6. Somit bleiben für all die anderen Teilschritte 30 bis 60 Minuten.

**Tabelle 35: Dauer des Injektions- und Aushärteprozesses**

Produktions-szenario	Zeit Injektion und Aushärtung	Anzahl Spante pro Zyklus	Einlegen des Preforms ins Werkzeug mit einer Produktionslinie	Einlegen des Preforms ins Werkzeug mit zwei Produktionslinien	Dauer RTM-Prozess	Werkzeug öffnen, Spant entformen
I	4 Stunden	48	1,25 min	2,5 min	120 min	2,5 min
II	3 Stunden	48	0,63 min	1,25 min	120 min	1,25 min

Vor Beginn der Infiltration soll eine automatische Dichtigkeitsüberprüfung stattfinden und der Schrieb in der digitalen Bauteilakte hinterlegt werden. Das online QS-System beurteilt, ob das Werkzeug dicht und die Injektion gestartet werden kann. Die Injektion selbst kann durch Ultraschallsensoren im Werkzeug überwacht werden. Die Ultraschallsensoren überwachen den Harzfluss und den Volumenstrom. Anhand dieser Daten können Rückschlüsse auf den Füll- und Härtegrad des Bauteils geschlossen werden. Zuvor sollten auch einige Füllstudien durchgeführt werden, um die benötigte Harzmenge zu ermitteln und um später im Prozess sofort zu beurteilen zu können, ob das Bauteil getränkt ist oder nicht. Zusätzlich kann eine online Viskositätsmessung des Harzes im Injektionsschlauch stattfinden. Dieser zusätzliche Kontrollschritt hat zur Folge, dass jederzeit eine Aussage über den Zustand des Harzsystems getroffen werden kann.

Die Dosieranlage die Harz und Härter mischt muss sicherstellen, dass von Anfang bis Ende der Injektion ein konstantes Mischungsverhältnis vorliegt. Der Spant soll heiß entformt, ca. 180°C, werden, um Prozesszeit zu sparen. Wann die Presse geöffnet werden kann, ohne Qualitätseinbußen im Bauteil zu erhalten, gilt es zu untersuchen. Der Injektions- u. Aushärteprozess ist momentan das Bottleneck der Prozesskette, da dieser Teilprozess am Zeitintensivsten ist.

## 2.8 Bewertung der Technologiereife

Um während der Entwicklungsphase die Eignung einer Technologie für die Anwendung zu bewerten, sollen Entwicklungsprojekte begleitend zum Entwicklungsfortschritt dauernd überprüft werden, ob die Anforderungen der späteren Anwendung (incl. einer stabilen Serienproduktion), erfüllt werden (können). Hierfür wird die TRL-Methodologie

(TRL = Technology Readiness Level) angewendet, die sich an der NASA-Definition der Technologiereife [NASA 2008] orientiert und die in der europäischen Luftfahrtindustrie etabliert ist [GEN 2008]. Die Bewertung der Technologiereife verfolgt vor allem die Absicht, (technologische) Risiken beim Übergang in die Serienproduktion und in die Anwendung zu minimieren. Sie ist umso wichtiger, je größer der Zeit- und Termindruck eines untersuchten Technologieprodukts ist.

Lt. der bekannten Definition gibt es TRL-Reifegrad zwischen 1 und 9, wobei die „9“ mit der größten Reife den möglichen Start der Serienproduktion signalisiert. Forschungs- und Entwicklungsprojekte siedeln sich in der Regel zwischen TRL 1 und TRL 6 an, wobei vereinfacht gesagt, der TRL 1 die Beschreibung einer Technologieidee bedeutet und TRL 6 die erfolgreiche Durchführung der Entwicklungsarbeiten und Lösung der technischen Fragen in der Art bedeutet, dass bei TRL 6 die Entscheidung getroffen werden kann, das Technologieprodukt einzuführen. Die Abnahmekriterien pro Technologiereife sind in Abbildung 49 dargestellt:

EADS shared TRLs	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Description	Basic principles observed and reported	Technology concept and/or application formulated	Analytical and experimental critical function and/or characteristic proof of concept	Component and/or breadboard validation in laboratory environment	Component and/or breadboard validation in relevant environment	System/subsystem model or prototype demonstration in a relevant environment	System prototype demonstration in a operational environment	Actual system completed and 'flight qualified' through test and demonstration	Actual system 'flight proven' through successful mission operations
Definition	Lowest level of technology readiness. Scientific research begins to be translated into applied research and development.	Invention begins. Once basic principles are observed, practical applications can be invented. The application is speculative and there is no proof or detailed analysis to support the assumption.	Active research and development is initiated. This includes analytical studies and laboratory studies to physically validate analytical predictions of separate elements of the technology.	Basic technological components are integrated to establish that the pieces will work together. This is relatively "low fidelity" compared to the eventual system.	Fidelity of breadboard technology increases significantly. The basic technological components are integrated with reasonably realistic supporting elements so that the technology can be tested in a simulated environment.	Representative model or prototype system, which is well beyond the breadboard tested for TRL 5, is tested in a relevant environment. Represents a major step up in a technology's demonstrated readiness.	Prototype near or at planned operational system. Represents a major step up from TRL 6, requiring the demonstration of an actual system prototype in an operational environment, such as in an aircraft, vehicle or space.	Technology has been proven to work in its final form and under expected conditions. In almost all cases, this TRL represents the end of true system development.	Actual application of the technology in its final form and under mission conditions, such as those encountered in operational test and evaluation.
AIRBUS Maturity Phase	Discover		Understand	Adapt		Validate	Refine		
	← R&T perimeter →								

**Abbildung 49: Beschreibung der TRL-Reifegrade und deren Abnahmekriterien**

### 2.8.1 Vorüberlegungen zum TRL-Review in KOLIPRI

Die TRL-Bewertung schließt pro TRL viele Einzelfragen ein, die folgende übergeordnete Gesichtspunkte verfolgen:

- ‚Performance Readiness‘ (z. B. Materialeigenschaften)
- ‚Value & Risk‘ (z. B. detaillierte Kostenanalyse)
- ‚Engineering Readiness‘ (z. B. Aufzeigen der Toleranzmanagement-Philosophie)
- ‚Manufacturing Readiness‘ (z. B. Demonstration des Verfahrens)

- ‚Operational Readiness‘ (z. B. Abschätzung der Reparierbarkeit im Betrieb)

Ein generisches Technologieprodukt wie die im Rahmen von KOLIPRI entwickelte Prozesskette verfolgt in der Regel eine Technologiereife bis zu TRL 4. Zum Projektende sollte daher überprüft werden, ob das TRL 4-Gate erreicht werden kann. Zum aktuellen Zeitpunkt wurden die Einzeltechnologien bzw. die definierte Prozesskette einer TRL3-Überprüfung unterzogen. Die im Fragenkatalog (Tabelle 36) aufgeführten Fragen müssen hierzu beantwortet werden.

**Tabelle 36: Fragenkatalog für ein TRL 3 Review [EDS 2009, Auszug]**

<b>Concept &amp; Technologies feasibility demonstration (incl. down-selection)</b>	
Performance Readiness	Initial evidence of concept with respects to intended application
	Initial assessment of compatibility/integrability of component and cross technology issues (PDR) incl. systems installation and ramp-up requirements
	Initial evidence of material characterization through coupon testing on reference loads to prove key characteristics (level 1 test in test pyramid)
	Scale-up issues addressed through design of scaled components to include specific features targeted in the demonstration
Value & Risk	Update of benefits and risk analysis with respects to environment of application and feasibility results
	Update of TRL planning up to TRL6, incl. visibility on demonstration means (nature, preliminary draft planning of development...)
Engineering Readiness	Identification of appropriate multidisciplinary team to review and/or develop the new technology (i.e. M&P, EDS, CoC...)
	Identification of concepts for new design capabilities if required (TRL1 for new design capabilities) and awareness of related relevant stakeholders
	Preliminary certification plan incl. showstoppers
	Patents filled-in or least identified, IP policy agreed
Manufacturing Readiness	Initial assessment through manufacturing trials to produce small-scale shaped test components with respect to key characteristics
	Identification of potential manufacturing defects
	Development of a suitable model for the manufacturing method
	Preliminary assessment of manufacturing process repeatability
	Assessment of tolerance management philosophy for the composite component
	Identification of concepts for new tooling capabilities (TRL1 for new tooling capabilities) to go to next levels of demonstration
Operational Readiness	Assessment of impact on support services (acceptability by A/L i.e. maintenance processes, tools, skills, DOC/DMC...)
	Preliminary assessment of repair solution for manufacturing and in-service

Da es sich bei KOLIPRI um ein generisches Projekt der Fertigungsentwicklung handelt und z.B. Auslegung und Konstruktion zumindest nicht spezifisch berücksichtigt, sind die Schwerpunkte in den Fragen zu Manufacturing Readiness zu finden. Da auch Materialtechnologien und Fragen zu den Kosten bearbeitet werden, können auch einige

Fragen zur Performance Readiness und Operational Readiness behandelt werden. Also werden in diesem Review Manufacturing Readiness, Performance Readiness und Operational Readiness berücksichtigt. Somit handelt es sich nicht um ein vollwertiges TRL-Review, soll aber für eine erste Technologieeinschätzung und zur Vorbereitung eines TRL 3-Reviews zu diesem Zeitpunkt ausreichen.

### 2.8.2 TRL 3-Review

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Performance Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 1:</b> Gibt es einen Nachweis des Konzeptes unter Berücksichtigung der späteren Anwendung?	

Konzept ist die Prozessentwicklung für die Nachbildung eines CFK-Spantes, wie er im A350-1000 zur Anwendung vorgesehen ist. Statt eines CFK-Lagenaufbaus für Prepregmaterialien wurde ein neuer Lagenaufbau für die von Fa. Saertex entwickelten und zur Verfügung gestellten Multiaxialgelege adaptiert. Fasermenge und Matrixmenge u. -typ bleiben unverändert. Statt 0°-Lagen sind vermehrt 30°-Lagen vorgesehen. Ein statischer Komponententest ist ausstehend, jedoch sind hier wg. der weitgehenden Kommunalität keine signifikanten Auswirkungen zu erwarten – daher ist ein solcher Test in KOLIPRI nicht vorgesehen. Die grundsätzliche Verarbeitung beim Preformen ist bereits mit MAG mit höheren Flächengewichten in vorangegangenen Projekten nachgewiesen. Die porenarme Imprägnier- und Aushärtbarkeit vergleichbarer Halbzeuge ist bereits in 2013 nachgewiesen worden. Alle anderen Verfahren der Prozesskette sind etablierte Standardprozesse für andere CFK-Strukturbauteile.

TRL 3-Kriterium erfüllt.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Performance Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 2:</b> Gibt es erste Einschätzung der Kompatibilität und Integration zu benachbarten bzw. querschnittlichen Systemen unter Einfluss eines Ramp-Up-Szenarios?	

Geometrie wurde übernommen aus einem möglichen CFK-Spant für die nächste A350-Generation, so dass sowohl bestehende Montagekonzepte und Montagevorrichtungen verwendet werden können als auch angenommen werden kann, dass Dickentoleranzen denjenigen vergleichbarer CFK-Spante entsprechen und ggf. durch geeignete Shimmaßnahmen bzw. durch bereits entwickelte Nieten mit flexibler Klemmlänge zum Toleranzausgleich genutzt werden können. Die in KOLIPRI entwickelte Prozesskette soll in der Lage sein, künftige Spantmengen für die Nachfolgeneration der heutigen

Standarddrumpfflugzeuge zu bedienen. Der Weg vom Start der Serienproduktion bis zu dieser stabilen Produktionsmenge (Ramp-Up) ist noch nicht dargestellt worden.

TRL 3-Kriterium noch nicht erfüllt, da Ramp-Up-Szenario noch nicht beschrieben ist.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Performance Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 3:</b> Sind die Leistungseigenschaften bei neuen Materialien auf Coupon-Basis nachgewiesen?	

Die mechanischen Eigenschaften sind in den Materialversuchen bei xperion und am FIBRE durch Herstellung von CFK-Prüfkörpern bei Verwendung vergleichbarer Materialien und deren statische Prüfung im Jahre 2013 nachgewiesen. Ausstehend sind noch die Druckeigenschaften nach Schlagbeanspruchung bei konditionierten (hot/wet) Proben.

TRL 3-Kriterium noch nicht erfüllt, da CAI-Kennwerte nach Hot-Wet-Einlagerung fehlen.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Performance Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 4:</b> Sind diejenigen Maßstabeffekte bei repräsentativen Demonstratoren berücksichtigt, die für die Anwendung in der Zieltechnologie erforderlich sind?	

Bei der generischen Validierungsstruktur handelt es sich um ein sog. Schikanebauteil, das in dieser Form in keinem Programm verwendet werden wird, sondern anspruchsvolle Design Features in einem Bauteil vereint. Bei erfolgreicher Fertigung dieses Bauteils kann daher auf eine erfolgreiche Herstellung einer weniger komplexen realen Komponente zurückgeschlossen werden.

TRL 3-Kriterium erfüllt.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Manufacturing Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 5:</b> Gibt es auf der Basis von Fertigungsversuchen kleiner maßstäblicher Testkomponenten eine erste Beurteilung zur Erfüllung von Kernanforderungen?	

Fertigungsversuche sind bisher nur auf Coupon-Ebene (ebene CFK-Platten) erfolgt. Bei Verfügbarkeit der bislang noch fehlenden Aushärtevorrichtung können schnell Fertigungsversuche auf der Basis der CFK-Validierungsstruktur nachgeholt werden.

TRL 3-Kriterium noch nicht erfüllt, da Fertigungsversuche auf Komponentenbasis bisher nicht durchgeführt werden konnten.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Manufacturing Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 6:</b> Sind potenzielle Fertigungsmängel identifiziert?	

Als mögliche Fertigungsmängel können die bekannten typischen Probleme/Auffälligkeiten definiert werden, wie Poren(felder) und Fremdkörper im Innern und an den Außenflächen sowie Delaminationen sowie Eindrücke, Kratzer o.ä. an den Oberflächen. Während für Oberflächenfehler konventionelle Nacharbeitsmethoden qualifiziert und etabliert sind, bedeutet eine zu hohe Porosität in der Regel Ausschuss und damit Entfernen des Bauteils aus der Prozesskette und nachhaltige Zerstörung. Eine detaillierte FMEA auf der Basis aller möglichen Fertigungsfehler hat noch nicht stattgefunden.

TRL 3-Kriterium nicht erfüllt, da systematische Prozess-FMEA noch nicht erfolgt.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Manufacturing Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 7:</b> Ist ein angemessenes Modell für die Herstellungsmethode bzw. Prozesskette entwickelt?	

Xperion hatte ursprünglich geplant, die Prozesskette virtuell mit Hilfe der digitalen Fabrikplanung darzustellen, um auch Potenziale und Schwächen dieser Prozesskette aufzuzeigen. Diese Unterbeauftragung wurde zuletzt jedoch nicht mehr verfolgt. Projektbegleitend wurde bereits mit vereinfachten Mitteln die Prozesskette immer detaillierter beschrieben (siehe zurückliegende Zwischenberichte), so dass zum Projektende eine angemessene Darstellung der Prozesskette erfolgen kann.

TRL 3-Kriterium nicht erfüllt, da Modell für Prozesskette noch nicht vorliegt.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Manufacturing Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 8:</b> Gibt es eine erste Einschätzung der später erreichbaren Prozessstabilität?	

Die beiden Kernprozesse Preforming und Injektion/Aushärtung lassen eine hohe Prozessstabilität erwarten. Der Preformingprozess ist aus Vorkenntnissen und den bisherigen Erfahrungen als stabil anzunehmen. Da für Injektion/Aushärtung das RTM-Verfahren verwendet werden soll, ist auch hier von einer hohen Bauteilqualität bei hoher Wiederholgenauigkeit bei hohen Stückzahlen auszugehen.

TRL 3-Kriterium erfüllt.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Manufacturing Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 9:</b> Wie sieht die Philosophie für das Toleranzmanagement für die Bauteile aus?	

Das RTM-Verfahren führt i.d.R. zu hohen Bauteilqualitäten bei hoher Wiederholgenauigkeit. Falls es Montageprobleme mit benachbarten Komponenten gibt, sind folgende etablierte Toleranzausgleichmaßnahmen durchzuführen: Bei toleranzbedingten Spaltmaßen von max. 0,8 mm keine Maßnahme erforderlich, bis max. 1,2 mm: Flüssigshim, bis max. 2 mm Festshim (GFK-Plättchen oder GFK-Opferlage am Bauteil), > 2mm: Ausschuss. Die Toleranzausgleichsmaßnahmen erfolgen während der Montage.

TRL 3-Kriterium erfüllt.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Operational Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 10:</b> Gibt es eine Einschätzung auf den Einfluss einer späteren ungestörten Anwendung im Betrieb?	

Falls die Zielbauteile in einer wie auch immer gearteten Anwendung in einem zukünftigen Standardrumpfflugzeug zum Einsatz kommen sollten, ist auf die dann verfügbaren Erfahrungen der Airliner mit dem A350 zu verweisen. Allerdings sind bei den Single Aisle-Flugzeugen wegen der häufigeren Starts/Landungen und Beladungen intensivere und anspruchsvollere Betriebsanforderungen anzunehmen, die Auswirkungen auf den Verschleiß der Systeme und Komponenten haben dürften. Hierüber liegen noch keine Erfahrungen vor. Da derzeit die Anwendung eines CFK-Rumpfes für ein Single Aisle-Programm nicht vorgesehen ist, ist derzeit auch von fehlender Akzeptanz der Kunden auszugehen.

TRL 3-Kriterium nicht erfüllt, da vergleichbare Erfahrungen im Betrieb nicht vorliegen.

<b>TRL: 3</b>	<b>Aspekt: Operational Readiness</b>
<b>Frage/Kriterium 11:</b> Gibt es eine erste Einschätzung für Reparaturen/Nacharbeiten während der Produktion und/oder im Betrieb?	

Oberflächen- oder oberflächennahe Fehler während der Produktion können mit etablierten Reparatur- bzw. Nacharbeitsverfahren bereinigt werden. Adaptierte Verfahren sind auch für Schäden/Mängel, die während des Betriebs auftreten, anwendbar. Berichte oder Veröffentlichungen z.B. aus den Erfahrungen mit der A350 XWB oder der Boeing B787 liegen derzeit aber noch nicht vor.

TRL 3-Kriterium erfüllt.

### **Schlussfolgerung:**

Obwohl einige Fragen bereits beantwortet werden können, stehen doch einige wesentliche Informationen nicht in der Form zur Verfügung, dass sie für das TRL-Review verwendet werden können. Ein TRL von 3 wurde während der Projektlaufzeit des xperion-Vorhabens nicht erreicht. In den nächsten Monaten sollten daher die Informationen so ausführlich wie nötig zusammengetragen werden und somit die TRL 3-Reife nachgeholt werden. Insgesamt erscheint jedoch eine TRL 4-Reife zum Ende des Gesamtvorhabens bei einer angenommenen Verlängerung und eine Durchführung ausstehender Arbeiten bei den Verbundpartnern noch möglich, wobei aber im verbleibenden Zeitraum die TRL-Anforderungen sehr genau gescreent werden müssen.

### **3 Veröffentlichungen, Vorträge**

- [1] Purol, H., Tiede, S., Hahlbohm, E.N., Witte, T.: *Automatisierte Preformtechnologien für Flugzeugstrukturen*, Vortrag auf der 13. Chemnitzer Textiltechnik-Tagung '12 (Wertschöpfungspotenzial Textiltechnik), Chemnitz, 14. März – 15. März 2012
- [2] Purol, H., Hirthammer, B., Dettmar, S., Sprinke, M., Hahlbohm, E.N.: *Serial Production of Structural CFRP parts for the Aerospace Industry*, Vortrag auf der CFK Valley Convention 2012, Stadeum, veröffentlicht in Konferenzunterlagen, Stade, 12. - 13. Juni 2012
- [3] Purol, H., Herrmann, A.S., Tiede, S.: *Materialeinfluss auf automatisierte Produktionstechnologien für CFK-Strukturprofile*, Abstract eingereicht zum Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2012 mit Bewerbung zum CEAS-Begutachtungsprozess, Berlin, 10. – 12. September 2012
- [3] Gottwald, D.: *Material- und Prozessuntersuchungen an Testkörpern für CFK-Strukturprofile in hohen Stückzahlen zum Einsatz im Flugzeugrumpf der nächsten Generation*, Masterarbeit an der Hochschule Hof, durchgeführt bei xperion Aerospace GmbH, betreut durch Prof. M. Gorywoda, Hof, 20. September 2013
- [1] Purol, H.: *Mit Technology Readiness Level Entwicklungsprojekte beurteilen*, Vortrag auf der INOMETA Developers Conference 2014, Laudenbach, 02. Juni 2014

## 4 Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur

- [1] Apmann, H., Herkt, M., Lünemann, M.: *Automated Handling of CFRP Material for Frame and stringer production*, Vortrag auf der 3<sup>rd</sup> International Conference "Supply on the wings", Frankfurt 11 – 13.11.2008
- [2] Purol, H., Stieglitz, A., Woizeschke, P., Herrmann, A.: *Beschleunigte Prozessketten für die Herstellung von CFK-Spanten in großer Stückzahl*, Vortrag auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2010, veröffentlicht in Konferenzunterlagen, Hamburg, 1. September 2009
- [3] Cabanac, J.P., Caronnier, D.: *Full Composite Fuselage : Major step for next generation of large civil aircraft*, Vortrag auf SAMPE 2005 – International Conference 2005, Paris, Conference Proceedings (CD), Paris 2005
- [4] NN: *Aircraft market forecasts*, Business Market survey in JEC Composites Magazine/ No. 43, pp. 20 – 21, September 2008
- [5] Kasai, T., Okamoto, M., Kuriyama, S.: Method and apparatus for continuous molding of fiber reinforced plastic member with curvature, Europ. Patentanmeldung EP 1504 880 A1, 09.02.2005
- [6] Purol, H.: Entwicklung kontinuierlicher Preformverfahren zur Herstellung gekrümmter CFK-Versteifungsprofile, Dissertation an der Universität Bremen, Science-Report aus dem Faserinstitut Bremen, Band 5, Herrmann, A.S. (Hrsg.), Logos-Verlag, ISBN 978-3-8325-2844-7, Berlin, 31. Juli 2011
- [7] Gillessen, A.: *A30x pressurised fuselage – Frames*, Airbus internal document A30X-ME-BASE-FUS Frames-002, Stade, 09.Mai 2011
- [1] NN: *A320 family sharklet: wing changes*, Auszug aus Airbus-Präsentation, veröffentlicht auf: [http://www.flightglobal.com/blogs/flightblogger/2011/11/airbus\\_looks\\_to\\_sharklet\\_st\\_ruc/](http://www.flightglobal.com/blogs/flightblogger/2011/11/airbus_looks_to_sharklet_st_ruc/), Juni 2014
- [2] von Seggern, C.: *80-T-31-2915, Herstellen von monolithischen Bauteilen durch Imprägnieren von Trockenfasern (RTM-Verfahren)*, Fertigungshandbuch Airbus, Stade, 04/01
- [GEN 2008] Gentili., D., Vigneron, Y.: M7018: Airbus Technology Readiness Level Methodology (for maturity-driven management of R&T Programme), Airbus Manual, Toulouse (FRA), Dezember 2008
- [EDS 2009] NN: EDS\_TRL-CRIT\_081106\_TRL Criteria for STP Component – ETB –Ref. D08025775 – Issue 1, interne Airbus-Präsentation, Toulouse (FRA), 2009
- [NASA 2008] NN: Appendix J. Technology Readiness Levels, NASA Procedural Requirements 7120.8, NASA Research and Technology Program and Project Management Requirements, USA, 05 February 2008, URL: [www.esto.nasa.gov/files/TRL.doc](http://www.esto.nasa.gov/files/TRL.doc), 12. Oktober 2010