

Schlussbericht

Zuwendungsempfänger: CompriseTec GmbH

Förderkennzeichen: 03INT504BD

Vorhabenbezeichnung: InterSpiN - Internationalisierung von Spitzenclustern, Zukunftsprojekten und vergleichbaren Netzwerken. COMP-1633 "Flame retardant FRP systems for aircraft interior applications", Teilvorhaben 1: "Ressourcenschonende Kabinenbauteile - Bauteil- und Prozessentwicklung"

Laufzeit des Vorhabens: 01.10.2017 bis 30.09.2020,
kostenneutral verlängert bis 31.07.2021

Berichtszeitraum: Schlussbericht

Erstellt von: Dr.-Ing Christian Keun,
Björn Riecken, M.Sc.,
Dipl.-Ing. Simon Kaysser

Datum: 27.04.2022

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Bildung und Forschung unter dem Förderkennzeichen 03INT504BD gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Rechtsverbindliche Unterschrift

GEFÖRDERT VOM



Bundesministerium
für Bildung
und Forschung

Inhaltsverzeichnis

1	Kurzfassung	3
1.1	Aufgabenstellung	3
1.2	Ausgangssituation und Voraussetzungen	4
1.3	Planung und Ablauf des Vorhabens	5
1.3.1	Arbeitsprogramm	6
1.3.2	Meilensteinplanung	7
1.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand	8
1.4.1	SMC	9
1.4.2	Prepreg Heißpressen	9
1.4.3	Pultrusion	10
1.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	11
2	Eingehende Darstellung der Ergebnisse von CompriseTec	13
2.1	Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse	13
2.1.1	Projektmanagement und Dokumentation	13
2.1.2	Arbeitspaket 1 – Demonstratoren	15
2.1.3	Arbeitspaket 2 – Materialentwicklung	20
2.1.4	Arbeitspaket 3 – Fire Resistance	25
2.1.5	Arbeitspaket 4 – Function Integration	29
2.1.6	Arbeitspaket 5 – Prozessentwicklung	30
2.1.7	Arbeitspaket 6 – Herstellung der Demonstratoren	50
2.1.8	Arbeitspaket 7 – Prozessevaluierung und Optimierung	54
2.1.9	Arbeitspaket 8 – Komponentenprüfung	65
2.1.10	Arbeitspaket 9 – Technologietransfer	71
2.2	Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises	73
2.3	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	73
2.4	Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse	74
2.5	Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen	75
2.6	Veröffentlichungen	76
3	Anlage	77

1 Kurzfassung

1.1 Aufgabenstellung

Im Zusammenhang mit den weltweiten Bemühungen um eine Verringerung des Ressourcenverbrauchs und der Emission von Treibhausgasen steigt der Druck auf die Industrie und den Transportsektor. In der Luft- und Raumfahrt sowie in der Zulieferindustrie sollen diese Ziele vor allem durch Gewichtsreduzierung, geringeren Treibstoffverbrauch und höhere Effizienz in den zugrunde liegenden Produktionsprozessen erreicht werden. Die Anstrengungen, die unternommen werden, um ein Kilogramm pro Flugzeug einzusparen, spiegeln die Komplexität solcher Aufgaben wider, da sie eine Vielzahl von Themen und Anforderungen, aber auch ein enormes Potenzial an Kosteneinsparungen beinhalten.

Eine wichtige Methode zur Gewichtseinsparung in der Flugzeugstruktur und -innenausstattung ist beispielsweise die Substitution von Materialien (z.B. Aluminium und Titan durch Polymere und faserverstärkte Kunststoffe). Vor allem in der letztgenannten Anwendung geht dieses mit strengen Anforderungen an die allgemeine chemische Unbedenklichkeit der verwendeten polymeren Werkstoffe und insbesondere an deren Entflammbarkeits-, Rauch- und Toxizitätseigenschaften (FST) einher. Derzeit verwendete Werkstoffe wie Phenolharze weisen zwar gute FST-Eigenschaften auf, zeigen aber auch erhebliche Nachteile hinsichtlich der Gesundheitsverträglichkeit in der Anwendung und der mechanischen Eigenschaften sowie hinsichtlich der Herstellbarkeit in automatisierten Prozessen. Diese Nachteile verdeutlichen, dass die Entwicklung neuer FST-Materialien und neuer Prozesstechnologien von grundlegender Bedeutung ist. Um solche neuen FST-Werkstoffe konzipieren zu können, muss zudem ein umfassendes Verständnis der Struktur-Eigenschafts-Zeretzungs-Beziehungen gewonnen werden. Die Tatsache, dass „FST“ nicht nur vom Werkstoff selbst, sondern auch vom technischen Bauteil abhängig ist, erweitert das Thema auf eine ganzheitliche Betrachtung möglicher Werkstoffe, ihre entsprechenden Eigenschaften und Herstellungsverfahren. Dieser ganzheitliche Ansatz ermöglicht und unterstützt den effizienten Fortschritt bei der Bewältigung der genannten Aufgaben, zu denen dieses Forschungsprojekt beitragen soll.

Aufgrund der Struktur und Zusammensetzung der meisten Flugzeuginnenteile (sie bestehen aus Paneelen, Profilen, Verbindungselementen, etc.) müssen viele verschiedene Fertigungstechniken berücksichtigt werden, denn es ist wichtig, die FST-Eigenschaften von Innenraumkomponenten als Systemeigenschaft zu verstehen und zu entwickeln. Das Ziel dieses Projekts ist es daher, die verschiedenen bekannten Fertigungstechniken (SMC-Heißpressen, Prepreg-Imprägnierung und Heißpressen, Pultrusion) weiterzuentwickeln, um die Herstellung von Werkstoffen mit anspruchsvoller Verarbeitbarkeit für solche unterschiedlichen Innenraumbauteile zu ermöglichen. Die entwickelten Werkstoffe und Technologien werden dann zur Herstellung von Demonstratorbauteilen aus der Innenausstattung von Flugzeugen verwendet, die die erreichbaren Eigenschaften darstellen und gleichzeitig als Transferreferenz für weitere Anwendungen dienen, um so das technologische und wirtschaftliche Potential zu demonstrieren.

Comprisetec, als Spezialist für die Entwicklung von Verbundwerkstoffen und Hersteller von Verbundwerkstoffbauteilen für die Flugzeuginnenausstattung, wird das Projekt leiten sowie große Anteile der Material- und Prozesscharakterisierung und -Entwicklung übernehmen.

EXAKT als Spezialist für Dreiwalzen-Imprägnieranlagen wird eine spezielle Prepreg-Anlage für die Imprägnierung einzelner Textildruckstücke entwickeln und herstellen. Die Materialien und Prozesse werden von den Universitäten TUHH, HSU und Polytechnique Montreal zunächst auf Coupon- und später auf Demonstrator-Ebene mechanisch evaluiert. Darüber hinaus wird Comprisetec den Kostenvorteil der Projektergebnisse durch Prozesskostenanalysen und die ökologischen Auswirkungen durch Lebenszyklusanalysen bewerten.

Die Ergebnisse dieses Projekts werden beiden - deutschen und kanadischen - Partnern helfen, mit neuen Materialien und Technologien für Kabineneinbauten auf dem Markt aufzutreten und neue Produkte zu entwickeln, zu produzieren und den Flugzeugherstellern anzubieten, da eine große Nachfrage nach einer Substitution von Innenraumteilen auf Phenolbasis besteht. Auch können in beiden Ländern neue Arbeitsplätze geschaffen werden durch die langfristige Wettbewerbsfähigkeit der Projektteilnehmer. Darüber hinaus wird durch konzentrierte Forschungsaktivitäten ein dauerhafter Technologietransfer von den Universitäten zur Industrie gewährleistet.

1.2 Ausgangssituation und Voraussetzungen

Das Forschungsvorhaben COMP-1633 wurde vom Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) gefördert, nachdem ein Förderaufruf im Rahmen des Internationalisierungsprojekts „InterSpin – Internationalisierung von Spitzenclustern, Zukunftsprojekten und vergleichbaren Netzwerken“ über die Luftfahrtcluster-Gesellschaft „Hamburg Aviation“ ergangen war. Ziel des Aufrufs war es den Luftfahrtstandort Hamburg zu stärken, dessen internationale Sichtbarkeit zu erhöhen sowie internationale Kollaborationen aufzubauen.

Partner für das internationale Forschungsvorhaben wurde der kanadische Luftfahrtcluster CRIAQ (Consortium for research and innovation in aerospace of Quebec) in Montréal, Quebec. Insgesamt ergab sich ein Konsortium aus je 2 deutschen und kanadischen KMUs sowie je zwei deutschen und kanadischen Universitäten.

In der Phase der Projektanbahnung war klar ersichtlich, dass die Systeme eines geförderten Forschungsvorhabens und die daraus resultierende Ergebnisverwertung in beiden Ländern etwas unterschiedlich gehandhabt wird, woraus sich initial einige Abstimmungsschwierigkeiten für den Kooperationsvertrag ergaben. Diese konnten durch zahlreiche Besprechungen schließlich bewältigt werden.

Bei Comprisetec ergab sich zweimalig ein Wechsel der Projektleitung, was jeweils eine Verzögerung des Projektablaufs verursachte.

Von Frühjahr 2020 an bis zum Projektende hat die weltweite Covid19-Pandemie den Projektverlauf sehr geprägt und den Projektablauf deutlich behindert. Comprisetec musste aufgrund einer schlechteren Auftragslage Mitarbeiter in Kurzarbeit schicken. Aus wirtschaftlichen Gründen wurde zudem ein deutlich höheres Pensum an Projektarbeiten intern erarbeitet, als ursprünglich geplant. Dies sowie mehrere Lieferverzögerungen führten unter anderem zu einer zweimaligen, kostenneutralen Projektverlängerung um insgesamt 10 Monate.

Der internationale Austausch mit den kanadischen Projektpartnern konnte aufgrund der Pandemie bis zum Projektende nicht weiter intensiviert werden, sondern verharrte auf dem Niveau,

dass bis zu Pandemie gemeinsam, auch durch mehrere, persönliche Treffen der Projektpartner, aufgebaut wurde.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das offizielle Projekt-Kick-Off-Meeting fand auf deutscher Seite Anfang Oktober 2017 statt. Vom 12. Bis zum 12. Dezember 2017 reiste eine Delegation des deutschen Projektteams nach Montreal zu einem gemeinsamen Kick-Off-Meeting mit den kanadischen Partnerfirmen und Partneruniversitäten. Bis zum Beginn der Covid19-Pandemie gab es auf etwa halbjährlicher Basis gegenseitige Besuche und somit weitere persönliche Begegnungen aller Projektpartner zum Zwecke des internationalen, persönlichen Austauschs und der gemeinsamen Zusammenarbeit. Daneben wurde die projektweite Zusammenarbeit durch zweimonatlich stattfindende Online-Besprechungen gesteuert sowie durch weitere Arbeitstreffen im Bedarfsfall ergänzt.

Die Projektlaufzeit wurde zweimalig kostenneutral und um insgesamt 10 Monate gegenüber der ursprünglichen Zeitplanung in Abstimmung mit dem Projektträger verlängert. Ursächlich hierfür waren im Wesentlichen Lieferverzögerungen, Fertigungsfehler und Ausbesserungsarbeiten von Werkzeugen und Werkzeugelementen im Teilprojekt Sandwich-SMC sowie die verspätete Lieferung von Materialien für Untersuchungen im Teilprojekt Duromer-Pultrusion. Des Weiteren verzögerte der Wechsel des Bauteildemonstrators für die Pultrusion den entsprechenden Projektablauf, was zudem deutlich größere Aufwände für die Realisierung einer entsprechenden Pultrusionsanlage nach sich zog. Zusätzlich wurde erst spät ein besonders kritischer Lastfall, der durch das Demonstratorbauteil erfüllt werden soll, von Seiten des entsprechenden Industrieunternehmens bekanntgegeben, was ebenfalls weitere Zusatzarbeiten und eine Verlängerung der entsprechenden Arbeitspakete begründet hat.

Auch haben sich die deutlichen Folgen und Effekte der Corona-Pandemie auf zahlreiche Aspekte der inhaltlichen Projektarbeiten verzögernd ausgewirkt. CompriseTec hat daraufhin aus wirtschaftlichen Gründen den Entschluss gefasst, möglichst weitgehend Fertigungsarbeiten im eigenen Haus durchzuführen, was jedoch ebenfalls einen höheren Arbeitsaufwand nach sich zog. Zudem lag ein zweimaliger Wechsel der Projektleitung bei CompriseTec während der Projektlaufzeit vor, was das Projekt jeweils verzögerte.

Einhergehend mit der beschriebenen Änderung der zeitlichen Ablaufplanung gab es mehrere kostenneutrale Mittelumwidmungen gegenüber der ursprünglichen Vorkalkulation, die alleamt von Seiten des Projektträgers bewilligt wurden. Die einzelnen Umwidmungsschritte der Projektmittel sind den jeweiligen Änderungsbescheiden des Projektträgers zu entnehmen und beinhalten im Wesentlichen eine Erhöhung der Aufwendungen für Material, Personal und sonstige unmittelbare Vorhabenkosten. Demgegenüber wurden die Projektmittel für Reisekosten und für vorhabenspezifische Abschreibungen reduziert. Die letztlich wichtigsten angefallenen Kostenpositionen sind bei den wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises (vgl. Abschnitt 2.2) aufgelistet. Einer beantragten Mittelaufstockung für Personalmittel aufgrund der Corona-Pandemie wurde seitens des Projektträgers oder Zuwendungsgebers nicht stattgegeben.

Im Folgenden werden die Inhalte der einzelnen Arbeitspakete und Meilensteine, an denen CompriseTec beteiligt ist beschrieben. Für die Beschreibung der anderen Arbeitsinhalte wird

auf die Berichte der Projektpartner EXAKT Advanced Technologies GmbH, der Technischen Universität Hamburg und der Helmut-Schmidt-Universität verwiesen.

1.3.1 Arbeitsprogramm

Der Inhalt des Projekts wird gemäß der Gesamtzielsetzung des Vorhabens in verschiedene Arbeitspakete (AP) gegliedert. Nachfolgend werden alle Arbeitspakete an denen Comprisetec beteiligt war kurz inhaltlich beschrieben.

AP 1: Definition und Entwicklung der Demonstratorbauteile

Ziel dieses Arbeitspakets war die Definition und Entwicklung der jeweiligen Demonstratorbauteile für die verschiedenen untersuchten Materialien und Prozesstechnologien. Auf Basis einer Anforderungsanalyse erfolgte das Design der Demonstratorbauteile sowie ihre Auslegung, ggf. gestützt durch entsprechende Finite Elemente Modellierung (FEM).

AP 2: Definition der Materialien, Materialentwicklung, -evaluation und -charakterisierung

Ziel dieses Arbeitspakets war die Identifikation, Auswahl und Evaluierung geeigneter Materialien für die unterschiedlichen Prozesstechnologien SMC, DirectPreg und Pultrusion. Insbesondere galt es Materialsysteme zu finden, welche die Flamm- und Rauchgas- und Toxizitätsanforderungen für Luftfahrtinnenraumanwendungen erfüllen können. Alle Materialien galt es im Rahmen von experimentellen Versuchen auf Ihre Eigenschaften hin zu prüfen, miteinander zu vergleichen und die spezifischen Verarbeitungsweisen aufzuklären.

AP 3: Experimentelle Evaluation und Modellierung der Flammbeständigkeit

Ziele dieses Arbeitspakets war die Untersuchung der verschiedenen Materialien für die unterschiedlichen Prozesstechnologien hinsichtlich ihrer Entflammbarkeit und ihres Brandverhaltens in unterschiedlichen Brandprüfungen an Coupon-Probekörpern.

AP 4 Funktionsintegration

Ziele dieses Arbeitspakets war die Untersuchung der Möglichkeiten der Funktionsintegration im SMC-Schaum-Sandwich-Heißpressprozess. Dazu sollten Konzepte zur Integration von Inserts zur Lasteinleitung und zur Integration von anderen Funktionselementen entwickelt und diese in experimentellen Versuchen evaluiert werden.

AP 5 Prozessentwicklung

Ziele dieses Arbeitspakets war die Entwicklung der SMC-Schaum-Sandwich-Prozesstechnologie sowie der Prozesstechnologien zu DirectPreg und Pultrusion. Neben einer Analyse der erforderlichen Einzelschritte der Prozessketten galt es die entsprechenden Werkzeuge und Verarbeitungsanlagen zu konstruieren und aufzubauen. Die Anlagen galt es in Herstellungsversuchen zu erproben, um die passenden Prozessparameter zu ermitteln und zu bewerten.

AP 6 Herstellung der Demonstratoren

Ziele dieses Arbeitspakets war die Herstellung der Demonstratorbauteile zu den verschiedenen Prozesstechnologien.

AP 7 Prozessevaluation und -Optimierung

Ziele dieses Arbeitspakets war die Analyse der verschiedenen entwickelten Prozesstechnologien hinsichtlich ihres Optimierungspotentials bezüglich der Prozesskosten und ihrer Ökobilanz.

AP 8 Komponentenprüfung

Ziele dieses Arbeitspakets war die experimentelle Untersuchung der definierten Demonstratorbauteile bzw. von deren Komponenten in mechanischen Prüfungen, Brandprüfungen, etc. hinsichtlich der Einhaltung der definierten Anforderungen.

AP 9 Technologietransfer

Ziele dieses Arbeitspakets war die Identifikation von Potentialen für einen Transfer der entwickelten Technologien und Ergebnisse auf andere Anwendungsfelder.

1.3.2 Meilensteinplanung

Innerhalb des Projektes sollen folgende Ziele anhand von definierten Meilensteinen erreicht werden:

Meilenstein 1 – Auswahl der Demonstratoren

- Es wurden drei geeignete Demonstratorbauteile ausgewählt und die die zugehörigen kritischen Eigenschaften und Spezifikationen definiert.

Meilenstein 2 – Materialfreigabe

- Nach Abschluss der entsprechenden Aufgaben für die verschiedenen Technologien wurden geeignete Materialien (Matrixwerkstoffe, Additive, Füllstoffe, Verstärkungsmaterialien usw.) für die Herstellung der Demonstratorbauteile ausgewählt. Wenn es keine geeigneten Werkstoffe gibt, die alle erforderlichen Anforderungen erfüllen, muss entschieden werden, ob diese Technologie in AP 5 mit einigen Einschränkungen weiterentwickelt werden soll oder nicht.

Meilenstein 3 – Konzepte für Funktionsintegration

- Es wurde entschieden, ob es geeignete Konzepte zur Herstellung komplexer Funktionsverbunde mit den erwarteten Eigenschaften gibt, die in die herzustellenden Demonstratorbauteile integriert werden können.

Meilenstein 4 – Prozessfreigabe

- Nach Abschluss der relevanten Aufgaben zur Prozessentwicklung wurde entschieden, ob die etablierten Prozesse geeignet sind, die ausgewählten Demonstratorbauteile mit allen geforderten und relevanten Eigenschaften herzustellen oder nicht. Wenn dies nicht der Fall ist, muss entschieden werden, ob eine weitere Entwicklung die bestehenden Probleme in der verbleibenden Zeit lösen kann oder nicht.

Meilenstein 5 – Vorstellung der Demonstratoren

- Fertige Demonstrationsbauteile werden mit Berichten über alle relevanten Eigenschaften vorgestellt.

Meilenstein 6 – Projektende

- Das Projekt ist erfolgreich abgeschlossen, d. h. alle Aufgaben sind erledigt und alle Ressourcen sind effizient verwaltet worden. Darüber hinaus sind die Demonstratorbauteile gefertigt und getestet und ihre Eignung für die Übertragung auf weitere Anwendungen nachgewiesen. Zu diesem Zweck wurden geeignete Materialien Werkstoffe entsprechend den Anforderungen für die verschiedenen Verfahrenstechniken entwickelt und ausgewählt und die Prozesse einschließlich der erforderlichen Anlagen technisch etabliert.

1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Flugzeug-Kabinenbauteile wie Seitenwände, Hutablagen oder Bordküchen werden hauptsächlich aus glas- oder kohlenstofffaserverstärkten Phenolharzsystemen hergestellt. Vorteil von Phenolharzen ist, dass sie eine inhärente Flammwidrigkeit aufweisen und sehr preiswert sind. Die Herstellung sowie Nach- und Vorhärtungsprozesse sind sehr zeitaufwendig. Außerdem ist die Emission von Phenol und Formaldehyd bei der Herstellung und im Gebrauch gesundheitsschädlich. Schließlich sind die mechanischen Eigenschaften von Phenolharzsystemen gering. Leider weisen alternative moderne Harzsysteme wie Epoxid, Polyurethan oder sogar Poly- oder Vinylesterharze keine inhärente Flammfestigkeit auf. Diese Eigenschaft könnte mit hohen Füllgraden von (meist festen) Flammenschutzmitteln kompensiert werden. Allerdings ist die Herstellung von FKV-Bauteilen mit hochgefüllten Harzen im üblichen Harzinjektionsverfahren (engl. Resin-Transfer-Moulding, kurz RTM) jedoch problematisch, da hier eine Ausfiltration der (oft mikroskopisch kleinen) Partikel zu beobachten ist. Um wirtschaftlich wettbewerbsfähige Bauteile mit den geforderten Eigenschaften herzustellen, müssen daher neue Materialien und alternative Herstellungsverfahren ausgewählt und an die spezifischen Bedingungen angepasst werden.

Aufgrund der Struktur und Zusammensetzung der meisten Kabinenbauteile (sie bestehen aus Paneelen, Profilen, Verbindungselementen usw.) müssen viele verschiedene Fertigungstechniken berücksichtigt werden, da es wichtig ist, die FST-Eigenschaften von Innenraumkomponenten als Systemeigenschaft zu verstehen und zu entwickeln. Das Ziel dieses Projektes ist es daher, die verschiedenen bekannten Fertigungstechniken (SMC-Heißpressen, Prepreg-Imprägnierung und Heißpressen, Pultrusion) weiterzuentwickeln, um die Verarbeitung von Werkstoffen mit anspruchsvollen Verarbeitungseigenschaften für solche unterschiedliche Innenteile zu ermöglichen.

Die im Projekt betrachteten Werkstoffe und Fertigungstechniken decken Möglichkeiten zur Herstellung von Flugzeugkomponenten für viele verschiedene Anwendungen ab und ergänzen sich daher gegenseitig. Jeder Werkstoff und jede Verfahrenstechnik hat dabei unterschiedliche Anforderungen und Vorteile. Die Untersuchung all dieser Themen in einer kombinierten Zusammenarbeit hat den Vorteil, alle gesammelten Ergebnisse und Erkenntnisse für

verschiedene Materialien direkt miteinander zu vergleichen. Dazu werden im Folgenden zunächst die Vorteile der verschiedenen Herstellungsverfahren und deren aktueller Stand der Technik skizziert.

1.4.1 SMC

Die Sheet Moulding Compound (SMC)-Technologie bietet ein hohes wirtschaftliches Potential: kurze Aushärtezeiten, vergleichsweise kostengünstige Halbzeuge und eine hohe mögliche geometrische Komplexität. Temperaturen zwischen 130 °C und 150 °C und Drücke zwischen 80 bar und 200 bar senken die Viskosität des Harzes so weit, dass das faserverstärkte Harz in der Kavität einfach fließgepresst werden kann. Eine breite Palette von Additiven ermöglicht maßgeschneiderte Materialeigenschaften wie Feuerbeständigkeit, Schlagzähigkeit und Einfärbung. Es können sowohl Glas-, Carbon-, Aramid- oder Naturfasern verarbeitet werden, je nach Einsatzgebiet und den daraus resultierenden Anforderungen. SMC-Materialien sind im Vergleich zu anderen FKV-Materialien wie Prepregs vergleichsweise günstig. Das Verfahren und die Materialien ermöglichen kurze Zykluszeiten, eine Materialausnutzung von nahezu 100 %, die Abbildung sehr komplexer Geometrien und die Möglichkeit einer direkten Integration von Einlegeteilen in den Aushärtungsprozess. Im Vergleich zu anderen FKV-Materialien sind die mechanischen Eigenschaften von SMC aufgrund der geschnittenen Fasern anstelle von Endlosfaserverstärkungen schwach.

Bei Anwendungen mit hohen Brandschutzanforderungen, wie z. B. in der Luftfahrt, ist der Einsatz von SMC bisher auf wenige glasfaserverstärkte Kabinen- und Frachtkomponenten mit ungesättigten Polyesterharzen (UP) oder Phenolharzen limitiert. Um die Eigenschaften solcher Teile zu verbessern, können metallische Einlagen oder Hartschäume direkt während des Aushärtvorgangs in das Bauteil integriert werden. Erste Fertigungsversuche zeigten eine generelle Machbarkeit einer solchen Materialkombination für die Herstellung von flachen Sandwichstrukturen im Heißpressverfahren.

1.4.2 Prepreg Heißpressen

Prepregs sind flächige, halbfertige Faser-Matrix-Materialien für die Herstellung hochwertiger Verbundwerkstoffe-Bauteile. Die Fasern in einem Prepreg werden mit Polymerharz imprägniert (Prepreg = vorimprägnierte Fasern) und das flächige Produkt wird in der Regel auf Spulen aufgewickelt. Nach der Imprägnierung soll das Harzmaterial seinen unausgehärteten Zustand beibehalten, weshalb das Prepreg bei -18 °C gelagert wird, um die Aushärtungsreaktion bis zur weiteren Verarbeitung des Materials zu verlangsamen. Für die Herstellung von Verbundwerkstoffteilen werden die Prepregs aufgetaut, auf die gewünschten Abmessungen zugeschnitten, zu einem Laminat gestapelt und dann in einem Autoklavprozess unter Druck und erhöhter Temperatur ausgehärtet. Im Gegensatz zu z.B. RTM-Verfahren, bei denen die Partikel herausgefiltert werden, erlaubt das Prepreg-Verfahren eine bessere Einarbeitung von Füllstoffen in das Laminat (z. B. Zähigkeitsmodifikatoren, funktionelle Füllstoffe, FST Modifikatoren) aufgrund eines kurzen Fließwegs des modifizierten Harzmaterials zwischen den Fasern. Einige Nachteile des üblichen Prepreg-Autoklav-Verfahrens sind die hohen Kosten für Energie bei der Lagerung und im Prozess, für die Prozessausrüstung und für Verbrauchsmaterialien sowie eine eher geringe Produktionsrate aufgrund der langen Aushärtungszyklen. Die Aushärtung von Prepregs in einem Heißpressverfahren ist ein alternativer Ansatz mit großem

Automatisierungspotenzial für die Herstellung von Verbundwerkstoffen mit hoher Produktionsrate, da weniger Aufwand an Zeit, Energie und Verbrauchsmaterialien anfällt. Darüber hinaus entsteht bei der herkömmlichen Prepreg-Fertigung eine hohe Abfallmenge durch das Zuschneiden der imprägnierten Halbzeuge während der Bauteilherstellung. Der Abfall und die damit verbundenen Kosten können durch einen anderen Prozessablauf minimiert werden, der im Rahmen dieses Forschungsprojektes etabliert werden soll. In dem vorgesehenen Prozess werden zunächst die textilen Komponenten (z.B. Gewebe) zugeschnitten, dann - nach dem Zuschchnitt wird das halbfertige Textilvorprodukt mit Harz imprägniert, dann zu einem Laminat gestapelt und direkt in der Heißpresse ausgehärtet. Dieser neue Ansatz bietet ein Kosteneinsparungspotenzial, da nur das zu härtende Material mit Harz imprägniert wird. Außerdem können unbenutzte trockene Faserabschnitte leicht recycelt werden (z. B. als Kurzfasern), ohne dass das ungehärtete Matrixmaterial verbrannt oder aufgelöst werden muss. Durch die direkt anschließende Härtung entfällt auch die Notwendigkeit der Lagerung bei niedrigen Temperaturen und erleichtert die Formulierung von chemisch weniger komplexen Matrixmaterialien mit geringerem Bedarf an Lagerstabilität. Vor allem für die Entwicklung neuer FST-Prepreg-Harze kann dies ein großer Vorteil im Vergleich zu konventionellen Prepreg-Harzen sein, da die Einarbeitung von FST-Modifikatoren (z.B. Phosphor Phosphorkomponenten) oft die Aushärtungsreaktion der Matrix beschleunigt.

Ein weiterer wesentlicher Unterschied zu einem herkömmlichen Prepreg-Imprägnierverfahren ist, dass durch die Verwendung von vorgeschrittenen Textilien die Möglichkeit besteht, sowohl kontinuierliche als auch diskontinuierliche Prozesse zu fahren. Ein diskontinuierlicher Prozess bietet die Möglichkeit, z.B. das Fasermaterial selbst, das Faser-Matrix-Gewichtsverhältnis, die Imprägnierungstiefe des Harzes in das Textil und andere Parameter für jede einzelne Textilbahn zu variieren, was zu einer besseren Kontrolle über die optimale Laminatzusammensetzung und den Grad der Imprägnierung vor dem Aushärten führt. Um die Kontrolle weiter zu verbessern, ist es bei der diskontinuierlichen Prozessvariante möglich, Matrix und Füllstoffe, die in das Laminat eingearbeitet werden sollen, systematisch zu variieren. Dies ist besonders wichtig für die Auslegung von FST-Verbundwerkstoffen, da ein gutes FST-Verhalten eines Verbundsystems von den Eigenschaften der Materialkomponenten selbst sowie von der gezielten Zusammensetzung des Verbundes abhängt. Gängige Prepreg-Herstellungsverfahren, bei denen es sich um kontinuierliche Prozesse handelt, bieten keine solche Flexibilität für die Materialentwicklung, insbesondere weil Prepreg-Imprägniermaschinen in der Regel eine große Arbeitsbreite von 600 mm und eine hohe Durchlaufgeschwindigkeit von mehreren Metern pro Minute haben. Dies behindert die effiziente und wirtschaftliche Material- und Prozessentwicklung im kleineren Maßstab. Daher stellt die Realisierung eines hochwertigen Prepreg-Produktionsprozesses mit erhöhter Flexibilität im kleinen und erschwinglichen Labormaßstab einen attraktiven Entwicklungspunkt dar und kann eine einzigartige Innovation in der Entwicklung und Produktion von Verbundwerkstoffen sein. Technische Lösungen für die Entwicklung einer Prepreg-Imprägnieranlage im Labormaßstab sind teilweise in der Prepreg-Herstellung oder Beschichtungsindustrie vorhanden und Stand der Technik. Sie können für die Verkleinerung der Herstellungsprinzipien angepasst und genutzt werden.

1.4.3 Pultrusion

Das Pultrusionsverfahren ist ein kontinuierliches Verfahren zur Herstellung von faserverstärkten Profilen mit einem (teilweise auch hochkomplexen) konstanten Querschnitt. Das

Pultrusionsverfahren wird häufig für verschiedene Anwendungen mit hohem Volumen und hoher Festigkeit eingesetzt. Die Vorteile des Pultrusionsverfahrens sind eine geringe Abfallquote und eine hohe Produktivität. Dies führt zu attraktiven Kosten und einer gleichbleibenden Qualität, ohne dass weitere Nachbearbeitungsschritte erforderlich sind. Bei allen Varianten der Pultrusionstechnologie werden die Matrix und die Verstärkungsfasern im gewünschten Verhältnis kombiniert und in einem geeigneten Pultrusionswerkzeug ausgehärtet. Vor der Imprägnierung mit dem flüssigen Matrixsystem werden die Verstärkungsfasermaterialien in Form von Endlossträngen (Rovinge) oder Lagen durch ein Führungssystem geführt.

Um die gewünschten mechanischen und physikalischen Eigenschaften des hergestellten Profils zu erreichen, ist es von entscheidender Bedeutung, dass die Faserovinge vollständig von dem Harzsystem imprägniert werden. Daher muss das optimale Verhältnis von Harz zu Verstärkung gewählt werden, um ein hohlraumfreies Profil zu erhalten, das weder faser- noch harzreich ist. Jegliche Additive, Pigmente, Trennmittel oder andere (z. B. mineralische) Füllstoffe, wie z.B. Flammschutzmittel, müssen vor der Imprägnierung mit in das System eingearbeitet werden. Unabhängig von der Art des Füllstoffzusatzes, sei es z. B. zur Verbesserung des Flammschutzes oder zur Senkung der Profilkosten, verschärft sich das Problem der optimalen Imprägnierung, welche durch Füllstoffe mitunter stark erschwert wird. Für den Einsatz in Flugzeugen sind Phenolharze die einzigen derzeit verfügbaren Matrixmaterialien, die alle Anforderungen an Flammschutz, Rauchgasentwicklung und Rauchgastoxizität erfüllen. Sie haben jedoch eine Reihe von Nachteilen, insbesondere als Pultrusionsmatrizes. Da Phenolharz keine hohen mechanischen Eigenschaften aufweist und seine Verarbeitung ungesunde Emissionen verursacht, besteht ein großer Bedarf an alternativen Harzen wie z. B. flammgeschützte Epoxidharze. Weitere Herausforderungen bei der Herstellung von leichten und damit dünnwandigen Profilen für die Luftfahrt Anwendung sind interne Trennmittel, Schrumpfung, die Aushärtungskinetik, usw. Als Pultrusionsmatrix (wie auch für andere Verfahren) haben Phenolharze weitere Nachteile. In einem kontinuierlichen (drucklosen) Prozess, wie es die Pultrusion ist, stellen Poren in den hergestellten Profilen, welche durch die Entwicklung von Wasser während des Aushärtungsprozesses entstehen, sowie Ausgasungen von Formaldehyd ein großes Problem dar. Es besteht daher ein hoher Bedarf an alternativen Matrixsystemen, insbesondere für die Pultrusion. Neben dem duroplastischen Pultrusionsverfahren hat auch das thermoplastische Pultrusionsverfahren ein gutes Potenzial für die kostengünstige Herstellung von Hochleistungsprofilen.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Die Durchführung des Projektes erfolgte in enger Zusammenarbeit mit den kanadischen und den deutschen Projektpartnern und wurde von regelmäßigen, Online-Statusmeetings begleitet. Zudem erfolgte ein sehr häufiger, bilateraler Kontakt mit den entsprechenden Mitarbeitern der unterschiedlichen Projektpartner, der sich nach dem arbeitsinhaltlichen Bedarf und den Projektphasen orientierte. Aufgrund der stark verknüpften Arbeitspläne von Comprisetec GmbH mit insbesondere den deutschen Projektpartnern Exakt Advanced Technologies GmbH (EXAKT), dem Institut für Kunststoffe und Verbundwerkstoffe der Technischen Universität Hamburg (TUHH) sowie dem Laboratorium Fertigungstechnik der Helmut-Schmidt-Universität (HSU) waren Kontakt und Zusammenarbeit hier besonders eng und häufig

Des Weiteren wurden zahlreiche Kontakte zu Harzherstellern (Hexion Inc., Kaneka Corporation, Huntsman Corporation, Covestro AG, Schill & Seilacher GmbH, Olin Epoxy Corporation, Scott Bader Corporation, Sicomin Epoxy Systems), Lieferanten von anderen Materialien und Mustern (M&A Dieterle GmbH, Polynt Composites Germany GmbH, Evonik Industries), Anlagenbauern (ARISTO Cutting Solutions GmbH) sowie potentiellen Verwertern aus der Luftfahrt-industrie genutzt oder neu aufgebaut, wie den entsprechenden Fachabschnitten dieses Berichts zu entnehmen ist.

2 Eingehende Darstellung der Ergebnisse von CompriseTec

2.1 Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse

2.1.1 Projektmanagement und Dokumentation

Auf deutscher Seite startete das Projekt mit einem Kick-Off-Meeting Anfang Oktober 2017, in dessen Rahmen die ersten Schritte im Rahmen dieses Verbundprojektes besprochen und angestoßen wurden. Vom 12. bis zum 14. Dezember 2017 reiste eine Delegation des deutschen Projektteams nach Montreal zu einem gemeinsamen Kick-Off-Meeting mit den kanadischen Partnerfirmen und -Universitäten.

Neben dem persönlichen Kennenlernen und der Präsentation der Ziele und Arbeitsinhalte aller Partner standen unter anderem die Besichtigung von Pultrusion Technique, der ETS und der Polytechnique Montreal auf der Tagesordnung. Darüber hinaus wurden in gemeinsamer Absprache Demonstratoren für die verschiedenen Prozesstechnologien vorgeschlagen sowie die folgenden Schritte zur Material- und Prozessentwicklung abgesprochen.

Verschiedene Fragestellungen wurden im Projektverlauf in jeweils dem Thema geschuldeter, unterschiedlicher Besetzung der Projektpartner im Rahmen von persönlich und online-stattfindenden Workshops bearbeitet. Auch fanden in regelmäßigen Abständen operative Projekttreffen in den Arbeitsgruppen statt.

Vom 11. bis 14. Juni 2018 fand in Hamburg ein umfangreiches Projekttreffen mit den kanadischen Projektpartnern zum Zwecke von Statuspräsentationen, Diskussionen und zur Besichtigung der deutschen Partnerstandorte von CompriseTec, der TUHH und von EXAKT statt. Im Rahmen der Veranstaltung fand ein reger Austausch zu den Projekteinhalten statt, die die projektinterne Zusammenarbeit im weiteren Verlauf stark unterstützten.

Im Juli 2018 erfolgte bei der CompriseTec ein Wechsel in der Projektleitung von Frau Johanna Roestel zur Herrn Martin Schütt.

Vom 1. bis 3 Oktober 2018 fand in Montreal wieder ein Projekttreffen mit allen am Projekt COMP-1633 beteiligten Projektpartnern statt, um Statuspräsentationen abzuhalten und die vorliegenden Projektergebnisse zu diskutieren. Auch der kanadische Projektträger CRIAQ hat daran teilgenommen. Ebenso wurden die Unternehmensstandorte von Kruger, Pultrusion Technique und Bombardier Aerospace besichtigt (Besichtigung der Montagelinien der Challenger 350 und 650) und es erfolgte vor Ort eine Vorstellung des Projektes COMP-1633 und der beteiligten Projektpartner. Zudem erfolgten organisatorischen Abstimmungen für den weiteren Projektablauf.

Im November 2018 fand ein gemeinsamer Besuch der Partner CompriseTec, Exakt und TUHH bei einem Luftfahrtunternehmen zwecks Präzisierung Demonstrator „DirectPreg“ statt.

Im Dezember 2018 wurde von den Partnern CompriseTec, Exakt und TUHH ein eintägiger Workshop zu den Themen „DirectPreg“ (Demonstrator, Realisierungsphase, Verwertung, Patentsituation) bei Exakt durchgeführt. Dabei wurde beschlossen, dass für eine notwendige offene Vermarktung des Verfahrens bzw. der Anlagen eine Patentierung der Technologie unabdingbar ist und dass der aktuelle Entwicklungsstand hierfür herangezogen werden soll. Seit

Dezember 2018 beschäftigte sich insbesondere CompriseTec, mit Unterstützung der Partner Exakt und TUHH, mit der erweiterten Analyse der aktuellen Patentsituation und der Entwicklung und Anmeldung eines entsprechenden Patents. Bald danach wurde das gemeinsam mit den Projektpartnern TUHH und EXAKT verfasste Patent „Herstellung von Prepregs für ein Faserverbundbauteil“ beim Deutschen Patentamt zur Anmeldung eingereicht.

Im Mai 2019 fand im Teilprojekt DirectPreg ein gemeinsamer Workshop mit dem Partner Exakt und einem Luftfahrtunternehmen statt um die Technologie für die Demonstrator-Herstellung zu erproben (vgl. folgender Abschnitt).

Im Juli 2019 erfolgte bei CompriseTec ein Wechsel in der Projektleitung von Herrn Martin Schütt zu Herrn Björn Riecken. Des Weiteren fand gemeinsam mit den Partnern TUHH und Exakt im Teilarbeitspaket DirectPreg ein Treffen mit der Firma Aristo Graphic Systeme in Hamburg statt. Auf dem Treffen wurde die Technologie von Aristo zum Schneiden und Konfektionieren textiler Halbzeuge erprobt und die weitere Zusammenarbeit besprochen.

Im Dezember 2019 fand zwischen Exakt und CompriseTec ein Strategiemeeting statt, um die Verwertungsphase im Teilprojekt DirectPreg nach Projektende und die bis dahin notwendigen, vorbereitenden Arbeiten zu konkretisieren.

Im August 2019 fand das vierte deutsch-kanadische Projekttreffen seit Beginn des Projekts in Hamburg statt. An zwei Tagen wurden, am ersten Tag im Beisein des Projektträgers, neben den Statuspräsentationen eines jeden Partners und einer gemeinsamen Besichtigung des Hauptstandorts von Airbus in Hamburg-Finkenwerder auch vier technische Workshops zu verschiedenen Themen des Gesamtprojekts abgehalten.

Im November 2019 fand neben den regelmäßigen operativen Projekttreffen zwischen den deutschen Partnern ein zusätzliches Projekttreffen statt, um den Projektfortschritt und die offenen Arbeiten in den unterschiedlichen Arbeitspaketen in Anbetracht der fortgeschrittenen Projektlaufzeit und aufgrund von Verzögerungen im Projektablauf erneut zu bewerten und zu koordinieren.

Im Dezember 2019 fand zwischen Exakt und CompriseTec ein Strategiemeeting statt, um die Verwertungsphase im Teilprojekt DirectPreg nach Projektende und die bis dahin notwendigen, vorbereitenden Arbeiten zu konkretisieren.

Im Laufe 2020 wurde das zuvor verfasste Patent „Herstellung von Prepregs für ein Faserverbundbauteil“ aufgrund von Entgegenhaltungen des DPMA gemeinsam mit EXAKT um weitere Erklärungen ergänzt und dem DPMA wiederum zukommen lassen. Zur eingereichten Patentanmeldung für das Direktimprägnierverfahren mit dem Titel „Herstellung von Prepregs für ein Faserverbundbauteil“ (AZ 10 2020 102 015 5) wurde eine Veröffentlichung als Offenlegungsschrift (DE 10 2020 102 015 A1 2021.07.29) erreicht.

Aufgrund der im Frühjahr 2020 ausgebrochenen Corona-Pandemie fanden im weiteren Projektverlauf lediglich Online-Besprechungen im Projektkonsortium statt. Das ursprünglich für Mai 2020 geplante Projekttreffen mit den kanadischen Projektpartnern in Montreal, Kanada wurde abgesagt. Arbeitstreffen in Kleingruppen wurden während der Pandemie im persönlichen Rahmen weitestgehend ausgesetzt und nur in Ausnahmefällen durchgeführt, sofern es unbedingt notwendig war.

Zum 30.09.2020 schied der kanadische Projektpartner Kruger aus dem Projekt aus. Alle anderen Projektpartner beantragten aufgrund der Corona-Pandemie kostenneutrale Verlängerungen der Projektlaufzeit, welche im Falle von CompriseTec in zwei Verlängerungen, im Umfang von insgesamt 10 Monaten, vom Projektträger gewährt wurde. Die Pandemiesituation verursachte in zahlreichen Arbeitspaketen eine starke Verzögerung des Projektfortschritts. CompriseTec versuchte dies fortwährend durch einen erhöhten, internen Koordinationsaufwand, durch möglichst effizienten und erhöhten Personaleinsatz und durch zusätzliche, intern statt extern ausgeführte Projektstätigkeiten entsprechend zu kompensieren. Zu diesem Zweck wurden auch verschiedene Projektmittel umgewidmet.

Im Oktober 2020 wurden zwei Veröffentlichungen aus dem Projekt heraus auf der SAMPE Europe Conference 2020 Amsterdam (fand virtuell statt) vorgestellt (vgl. Abschnitt 2.6).

Der stellvertretende Projektleiter stand dem Projekt im Dezember 2020 und Januar 2021 aufgrund von Elternzeit nicht zur Verfügung.

Ende März 2021 lief die Projektlaufzeit der übrigen Partner aus. Lediglich für CompriseTec lief das Projekt noch bis zum 31. Juli 2021.

2.1.2 Arbeitspaket 1 – Demonstratoren

2.1.2.1 DirectPreg

Zu Anfang des Projektes wurde zunächst der Kontakt zur Firma FACC (Aircraft Interior) hergestellt um mögliche Demonstrator-Anwendungen zu identifizieren. Aus den Gesprächen für das Prepreg-Unterprojekt konnten keine direkten Bauteile ausgewählt werden, da zunächst die Prozesslimitierungen und -kapazitäten hinsichtlich möglicher Laminatgrößen (teils große Bauteile) ermittelt werden müssen. Diese Arbeiten sind Bestandteil von Arbeitspaket 2. Eine spätere Kommunikation blieb ergebnislos. Als vorläufiges Entwicklungsziel wurde das Demonstrator-Bauteil „Sidewall-Panel“ (vgl. folgende Abbildung) in Abstimmung mit Airbus/CTC ausgewählt.

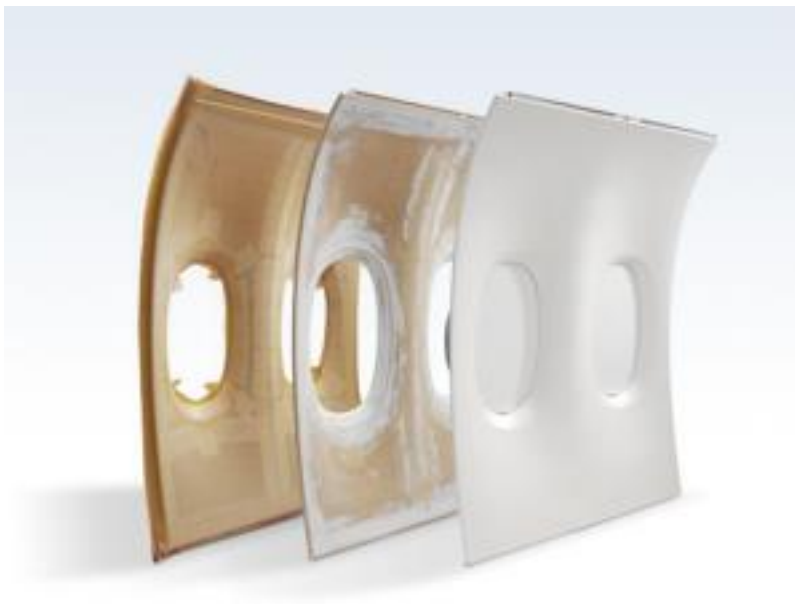


Abbildung 2-1: Beispiel Sidewall Panel [Bildquelle: www.diehl.com]

Parallel hat Comprisetec bereits 2018 einen intensiven Kontakt mit einem Luftfahrtunternehmen etabliert. Eine entsprechende Demonstrator-Anwendung, ein Funktionsbauteil aus dem Bereich des Luft-/Abgasmanagement (Bauteilspezifikationen können aufgrund von Geheimhaltungsvereinbarungen zum derzeitigen Punkt nicht verbreitet werden) wurde als mögliche Demonstrator-Anwendung identifiziert.

Zur Konzipierung der zweiten Anlagengeneration des Imprägnierwalzwerkes beim Projektpartner Exakt führte Comprisetec im Projektverlauf ein umfassendes Marktscreening durch, um insbesondere potenziell marktrelevante Laminatdicken und -breiten zu ermitteln. Eine direkt analoge Produktkonkurrenz zu etablierten Großserienherstellern von Standard-Prepregs wird an dieser Stelle zunächst nicht angestrebt.

Die identifizierte Demonstrator-Anwendung, in Abstimmung mit einem Luftfahrtunternehmen, ein Funktionsbauteil aus dem Bereich des Luft-/Abgasmanagement, (aufgrund entsprechender Geheimhaltungsvereinbarungen können hier leider an dieser Stelle keine Details dargestellt werden) wurde als möglicher Demonstrator evaluiert (Maße, Werkstoffe, Stückzahlen, Produktionsstandort etc.). Im Anschluss an die Vereinbarung bilateraler Geheimhaltungsvereinbarungen der Partner mit einem Luftfahrtunternehmen wurden die Bauteil- und Prozessanforderungen näher definiert. Bei einem gemeinsamen Besuch der Partner Comprisetec, Exakt und TUHH bei einem Luftfahrtunternehmen im November 2018 wurde die aktuelle Fertigungshalle und -verfahren besichtigt. Es wurden Lösungswege aufgezeigt mittels des „DirectPreg“-Verfahrens und detaillierte Absprachen über die nächsten Entwicklungsschritte getätigt, mit dem Ziel einer Realisierung im „DirectPreg“-Verfahren.

Nächster Schritt war die Durchführung eines Imprägnier- und Laminierworkshops mit und bei Exakt unter Mitwirkung von Comprisetec und einem Luftfahrtunternehmen, bei dem die praktikable Handhabung des Imprägnierwalzwerkes und der imprägnierten Textilien beim Laminieren 3-dimensionaler Bauteile evaluiert und positiv bewertet wurden. Zudem wurden entsprechende Zuschnitt- und Bauteilgeometrien von den Projektpartnern für weiterführende Untersuchungen abgebildet und für die Beurteilung herangezogen.

Aus Gründen der Verfügbarkeit eines ausreichend großen Imprägnierwalzwerkes, das sich im hauptsächlichen Projektverlauf noch in der Entwicklung befindet, wurde zunächst die Abbildung eines kleineren Teilausschnitts des Demonstratorbauteils in Zusammenarbeit mit einem Luftfahrtunternehmen angestrebt. Die Herstellung dieses Teilausschnitts wurde im Rahmen einer Masterarbeit durchgeführt und hat zu mehreren Demonstrator-Exemplaren dieses Bauteilausschnitts geführt. Nach erfolgreichen Vorversuchen wurde beschlossen besagtes Bauteil als Projektdemonstrator zu verwenden und am Projektende zu validieren (vgl. AP 6). Aufgrund der finalen Arbeitsbreite des verfügbaren Imprägnierwalzwerks sowie der Kapazität im Rahmen des Vorhabens wurde beschlossen, den Demonstrator Side Wall Panel nicht mehr im Rahmen des Vorhabens umzusetzen.

2.1.2.2 Pultrusion

Die Wahl eines möglichen Demonstratorbauteils für den Pultrusionsprozess, war durch die prozessbedingte kontinuierliche Profilstruktur der Bauteile nicht einfach. In Zusammenarbeit mit der Firma FACC konnte zunächst ein C-Beam identifiziert werden, der sich zur Fertigung im Pultrusionsprozess anbietet (siehe folgende Abbildung). Der C-Beam wurde entwickelt, um die Durchbiegung des Binbodens der Hat-Racks zu minimieren. Dieses Bauteil bietet zudem

den Vorteil, dass die Profilegeometrie des Bauteils in gewissen Grenzen noch verändert werden kann, um die Fertigungsgeometrie für den Pultrusionsprozess zu vereinfachen.

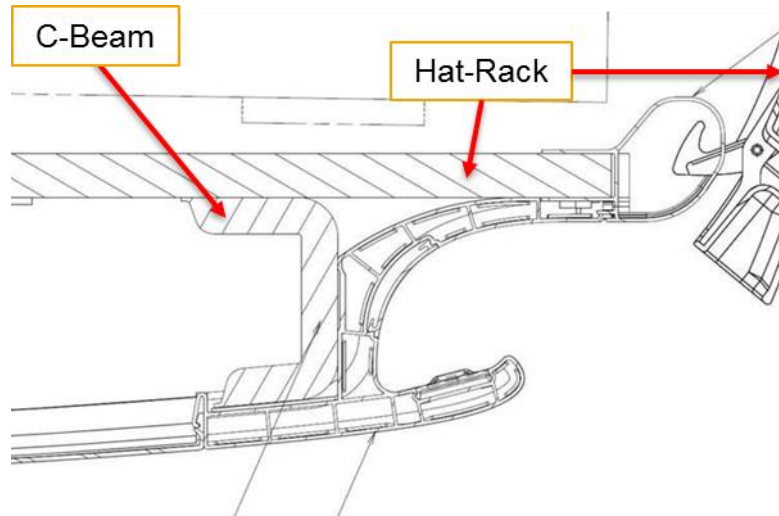


Abbildung 2-2: C-Beam zur Minimierung der Durchbiegung des Binbodens der Hat-Racks

Im Projektverlauf hat sich gezeigt, dass die Kommunikation mit der Firma FACC sehr schwierig war. Für das zunächst definierte Demonstratorbauteil (C-Beam) konnte Compristec keinen näheren Informationen bezüglich der Lastfälle und Anforderungen an das Bauteil erhalten. Eine Auslegung des Bauteils und der Aufbau der zur Fertigung notwendigen Prozesstechnologie ist auf dieser Basis nicht möglich. Comprisetec hat daraufhin zusammen mit dem Partner LaFT von der HSU den Kontakt zu einem Luftfahrtzulieferer aufgebaut, um die Gepäckstange einer Flugzeugsitzreihe als ein alternatives Demonstratorbauteil für die Pultrusion mittels duromerer und thermoplastischer Matrixsysteme zu definieren (vgl. die folgende Abbildung). Der seitliche Befestigungsarm der Gepäckstange wurde von den kanadischen Partnern im Compression Moulding Prozess als Demonstratorbauteil hergestellt. Comprisetec war bei dem konstruktiven Prozess stark in die Erstellung der Anforderungsliste und in die Kommunikation mit einem Luftfahrtzulieferer eingebunden.

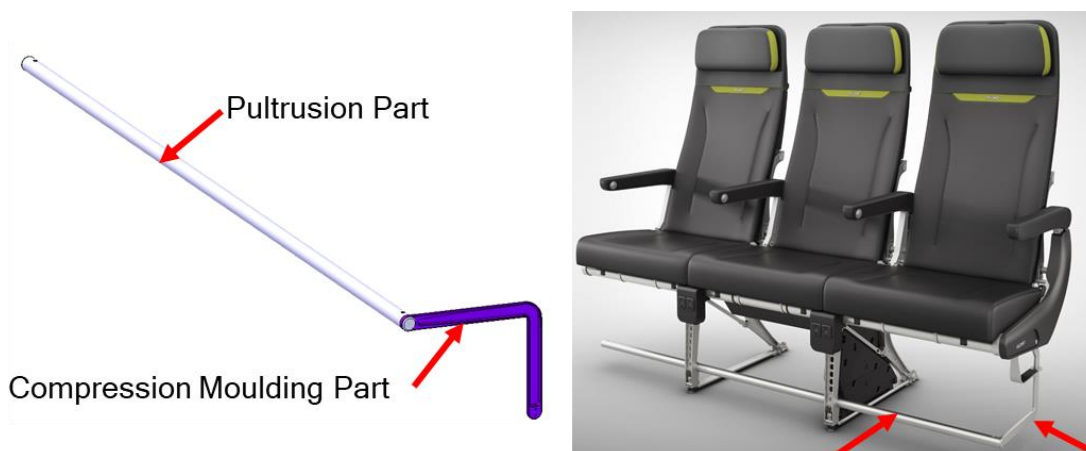


Abbildung 2-3: Demonstrator für die Pultrusion und Compression Moulding, Gepäckstange und Befestigungsarm

Die notwendigen Anforderungen (relevante Lastfälle, geometrische Abmessungen, weitere notwendige Informationen) zum Re-Design der Gepäckstange als Faserverbund-

Demonstratorbauteil wurden gemeinsam mit einem Luftfahrtzulieferer definiert. Im späteren Verlauf dieses Projekts wurde von Seiten einem Luftfahrtzulieferer nachträglich ein besonders kritischer Lastfall dem Anforderungskatalog hinzugefügt, welcher die mechanische Auslegung des Gepäckstangendemonstrators in einer gewichtseinsparenden Konfiguration erheblich erschwerte. Comprisetec betrieb entsprechenden Simulationsaufwand, um eine passende Auslegungskonfiguration zu finden, die auch diesen Lastfall erfüllt und dennoch eine potentielle Gewichtseinsparung beinhaltet. Die entsprechenden Simulationsergebnisse wurden im Rahmen von Arbeitspaket 8 erarbeitet und sind dementsprechend im Abschnitt 2.1.9.2 dieses Berichts zusammengefasst.

2.1.2.3 Sandwich-SMC

Comprisetec stand zunächst in Kontakt mit FACC zur Findung eines geeigneten Demonstratorbauteils für die Anwendung des Sandwich-SMC-Struktur. Als möglicher Demonstrator wurde zunächst der Crew Rest Table ins Auge gefasst. Die Tischplatte könnte aus dem hier entwickelten Sandwich-SMC-Prozess hergestellt werden. Dadurch könnte das Bauteilgewicht optimiert und ein Zielgewicht von 2 kg erreicht werden. Die Integration von Inserts in das Sandwich-SMC kann an den Anbindungspunkten zur Klappkinematik demonstriert werden.

Im Projektverlauf hat sich gezeigt, dass die Kommunikation mit der Firma FACC sehr schwierig war. Für das zunächst definierte Demonstratorbauteil (Crew-Rest-Table) konnte Comprisetec keine näheren Informationen bezüglich der Lastfälle und Anforderungen an das Bauteil erhalten. Eine Auslegung des Bauteils und der Aufbau der zur Fertigung notwendigen Prozesstechnologie ist auf dieser Basis nicht möglich. Comprisetec hat daraufhin zusammen mit dem Partner LaFT von der HSU den Kontakt zu der Firma einem Luftfahrtzulieferer aufgebaut, um den Rückenlehnentisch eines Flugzeugsitzes (engl. Traytable vgl. folgende Abbildung) als ein alternatives Demonstratorbauteil zu definieren. Dabei wurde die Tischplatte als ein mögliches Bauteil für den Sandwich-SMC-Prozess ausgewählt, wobei jedoch ein komplettes Re-Design des Tisches notwendig ist, um auch alle erforderlichen Funktionen (Einschubschienen, Verschluss, Lasteinleitung in der Ebene, etc.) mit einem Sandwich-SMC-Material und dem entsprechenden Fertigungsprozess abzubilden sowie um eine Gewichtseinsparung erzielen zu können. Auch existieren mehrere geometrische Aspekte (Rippenstrukturen, verrundete Kanten, Bechermulde, etc.) welche werkstoffgerecht in eine Neukonstruktion überführt werden müssen.

Um auch den Haltearm als Bestandteil der Gesamtkonstruktion für den Rückenlehnentisch realisieren zu können, wurde das Compression Moulding Verfahren der kanadischen Projektpartner ausgewählt. Mittels dieses Verfahrens wäre es möglich einen komplex geformten Faserverbund arm zu fertigen, wobei jedoch innerhalb dieses Projekts nur ein Demonstratorbauteil (das Seitenwangenprofil zur Gepäckstange) von den kanadischen Projektpartnern realisiert wurde. Ein Übertrag der Erkenntnisse auf den Haltearm des Rückenlehnentisches in der Zukunft ist jedoch möglich.

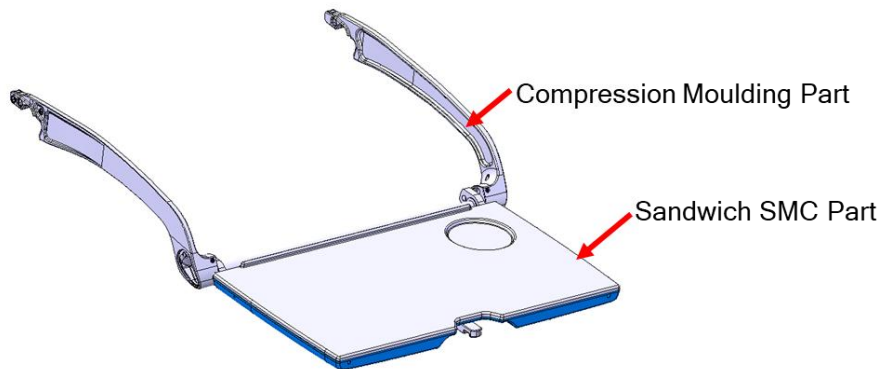


Abbildung 2-4: Demonstrator für die SMC-Prozess und Compression Moulding, Tray-Table und Tray-Table-Arm

Von einem Luftfahrtzulieferer wurde ein Anforderungskatalog¹ an eine Neukonstruktion des Rückenlehntisches formuliert, welcher Anforderungen aus dem Betriebseinsatz enthält. Zudem wurden mit einem Luftfahrtzulieferer gemeinsam die Randbedingungen bei der Demonstratorentwicklung besprochen.

Für den Rückenlehntisch wurde ein parametrisiertes CAD-Modell aufgestellt, um dessen selektives Re-Design durch unabhängige Änderungen von einzelnen (z.B. geometrischen) Merkmalen des Bauteils zu vereinfachen. Mittels eines variablen Probewerkzeugs wurden in den folgenden Arbeitspaketen Heißpressversuche durchgeführt, um über die Abbildung von Demonstrator-Teilaspekten, mittels einzelner Geometrieinleger für dieses Probewerkzeug, definierte Erkenntnisse zu den notwendigen Geometrieanpassungen des Tisches in experimentellen Untersuchungen zu erheben. Diese Erkenntnisse können dann wiederum in das Gesamtmodell des Rückenlehntisches zurückgeführt werden.

Aufgrund des deutlichen Verzugs auf Seiten des Lieferanten bei der Fertigung des Probewerkzeugs und auch der einzelnen Werkzeugeinleger für das Probewerkzeug, und damit einhergehend einer Verzögerung bei der Durchführung der notwendigen Heißpressversuche, konnte bis Projektabschluss aus zeitlichen Gründen kein Komplettdemonstrator-Werkzeug für einen Gesamtbauteildemonstrator konstruiert und gefertigt werden. Die folgenden Abschnitte des Berichts (vgl. auch den Abschlussbericht des Partners HSU) stellen daher die Ergebnisse zur Prozessevaluation und Qualitätsanalyse anhand von Demonstrator-Bauteil-Ausschnitten dar. Diese Ausschnitte enthalten zahlreiche relevante Aspekte des Tray-Table-Bauteildemonstrators. Nach Rücksprache mit dem Projektpartner HSU und einem Luftfahrtzulieferer wurde dieses Vorgehen für zweckmäßig befunden, sodass anstelle eines Gesamtdemonstrators stattdessen drei Demonstrator-Ausschnitte geplant und gefertigt wurden und daher nicht mit relevanten Einschränkungen im technischen Informationsgehalt zu rechnen ist.

¹ Der Anforderungskatalog von einem Luftfahrtzulieferer zum Rückenlehntisch unterliegt der Geheimhaltung.

2.1.3 Arbeitspaket 2 – Materialentwicklung

2.1.3.1 *Materials for SMC*

Die Auswahl der Materialien, insbesondere der Schäume, war abhängig von der Auswahl des Demonstratorbauteils und der daran gestellten Anforderungen. Die Materialauswahl erfolgte daher nach finaler Auswahl und Machbarkeitsanalyse des ausgewählten Bauteils. Insgesamt wurde die Materialentwicklung bzw. -Auswahl schwerpunktmäßig vom Projektpartner vom LaFT der HSU durchgeführt. Auf Basis definierter Anforderungen (insbesondere Flamm- schutzanforderungen entsprechend der geltenden Luftfahrtnormen) wurden unterschiedliche Kombinationen aus SMC-Halbzeugen und Schäumen untersucht. In Versuchen wurden die mechanischen Eigenschaften ermittelt und die Einflüsse von Prozessparametern auf die Schäume untersucht. Für nähere Informationen und die Ergebnisse dieser Tests sei auf den Bericht der HSU verwiesen. Die Erkenntnisse aus diesen Materialversuchen wurden für die nachfolgende Entwicklung der Probenwerkzeuge bei CompriseTec genutzt. Es wurde beschlossen das folgende Materialsystem aus einem SMC-Werkstoff für die Sandwich-Decklagen (hergestellt und beige stellt über den Partner HSU durch die Fa. Polynt) und einem Schaumwerkstoff der Fa. Evonik für den Sandwichkern einzusetzen:

- Polynt HUP 63/25 RB-1090 (25 Vol.-% GF & UP-Harz)
- Evonik ROHACELL® RC 110 S (PMI) mit einer Dicke von 10 mm

Im weiteren Projektverlauf bot Evonik den Partnern an einige wenige Platten eines weiteren, neu entwickelten Schaums (ROHAFORM® FST) mit verbesserten Flamm- schutz- eigenschaf- ten gemäß Luftfahr- tanfor- derungen zu testen. Dieser Schaum wurde daher ebenfalls in das Ver- suchs- pro- gram- m für Hei- ß- press- versu- che mit aufgenom- men.

2.1.3.2 *Materials for Prepreg Impregnation*

In einem ersten Arbeitsschritt des AP wurden spezifische Anforderungen für kommerziell ver- fügbare Harzsysteme sowie vor dem Hintergrund möglicher Anwendungsszenarien und De- monstratorbauteile definiert.

Bei der Auswahl passender Harzsysteme für den Direkt-Imprägnierprozess gelten insbeson- dere Prozess- beding- te Anforderungen und Parameter, welche eine Verarbeitung in einem Im- prägnierprozess mittels Walzwerk- system bei erhöhter Temperatur und anschließendem Hand- ling und Weiterver- arbeitung ermöglichen. Zusätzlich werden anwendungs- spezifische Materi- aleigenschaf- ten, insbesondere im Hinblick auf entsprechende Brandschutzrichtlinien und Hochtemperat- ureigenschaf- ten betrachtet. Im Folgenden sind die entsprechenden Anforderun- gen zusammengefasst, wie Sie zu Beginn des Projektes definiert wurden:

Anforderungen Prozesstauglichkeit Direktimprägnierung:

- Steiler Viskositätsabfall bei geringem Temperaturanstieg für eine gute Imprägnierung in einem Temperaturfenster bis max. 80 °C
- Steiler Viskositätsanstieg bei Temperaturabsenkung (auf ca. Raumtemperatur) für gute Handlungseigenschaften des imprägnierten Textils
- Viskositätsbereich bei der Imprägnierung (im Walzspalt bei max. 80 °C) von ca. 100 mPas – > 200Pas

- Viskositätsbereich bei Raumtemperatur von min. 300.000 mPas
- Passender Tack für die Verarbeitung auf Walzen (analog gängiger Prepregsysteme)
- Verarbeitungsdauer bei Raumtemperatur von min. 5 h
- Möglichst lange Topfzeit, hohe Latenz, niedrige Reaktivität
- Passende Filmbildungseigenschaften auf Walzen
- Aushärtezeit 120 – 480 min
- Aushärtetemperatur max. 180 - 200 °C
- Reaktions-Onset min. 100 – 120 °C
- Lagerung imprägnierter Halbzeuge min. 7 Tage bei RT, unter Kühlung (+8 °C/-18 °C): 4 - 6 Monate

Anwendungsbedingte Anforderungen

- FST-Konformität gemäß FAR 25 843
- Kein Phenolanteil (REACH)
- In offenem System verarbeitbar (REACH)
- Lösemittelfrei
- Glasübergangstemperatur min. 180 °C
- Aktuelle kommerzielle Verfügbarkeit
- Wird im Bereich Aircraft Interior bereits eingesetzt (Luftfahrtzertifizierung)
- Dichte 1,1 – 1,3 g/cm³
- Einfärbbarkeit gegeben
- Mechanische Anforderungen gemäß Demonstratorauslegung

Im weiteren Verlauf des Projektes wurden die Materialanforderungen und die Auswahl möglicher Materialien für die Herstellung von imprägnierten Halbzeugen mittels des Direktimprägnierverfahrens stets angepasst und aktualisiert. Hierbei sei auf die Abschlussberichte der Partner TUHH und Exakt verwiesen.

Nach ausführlichem Marktscreening und Kontaktaufnahme zu den Herstellern wurden folgende Systeme für eine weitere Verarbeitung im Rahmen des Projektes ausgewählt und angefragt bzw. beschafft.

Tabelle 2-1: Ausgewählte kommerzielle Harzsysteme Direktimprägnierung Prepregs COMP-1633

Hersteller	Harztyp	Harz	Härter	Verarbeitung	Anmerkung
Sicom	Epoxid	SR1526	KTA 31x	Prepreg	Eingeschränkte Tauglichkeit bzgl. Heat Release
Covestro	PU-ähnl.	Blendur VP.PE 90IK01	Kat. VP.KU 3-4523	Prepreg, Hotmelt	Bereits im Aircraft Interior Bereich eingesetzt, hohe therm. Performance
Henkel	Benzoxazin	Loctite BZ 9110/9120		RTM, Wickeln, Pultrusion	1K-System
Henkel	Benzoxazin	Loctite BZ 9703/04/05		Prepreg	1K-System, fragliche Verfügbarkeit
Hexion	Epoxid	EPIKOTE 04332	EPIKURE 04332/ Cat. 04332	Prepreg	Bereits im Aircraft Interior Bereich eingesetzt, einstellbarer Tack

Alle Harzsysteme wurden in enger Zusammenarbeit mit den Projektpartnern Exakt und dem Institut Polymer Composites der TUHH hinsichtlich ihrer Prozessfähigkeit im Walzwerk-Imprägnierprozess charakterisiert.

Die Loctite BZ 9703/04/05 von Kaneka (ehemals Henkel) ist auf absehbare Zeit nicht verfügbar. Daher wurde zunächst auf das BZ 9110 System zurückgegriffen. Des Weiteren wurden in Kooperation mit den Projektpartnern Arbeiten zur Materialcharakterisierung vorgenommen, insbesondere unter Verwendung der Harzsysteme Loctite BZ 9110, Sicomin SR 1526, Blendur 90IK01 und Hexion EPIKOTE 04332. Für die Details der Materialcharakterisierung sei an dieser Stelle auf die Berichte der Partner Exakt und der TUHH verwiesen.

Zusätzlich wurde durch Comprisetec Kontakt zur Firma Schill & Seilacher hergestellt. Schill & Seilacher bietet u.a. Komponenten für die reaktive Flammenschutzmodifikation von Epoxidharzen unter Verwendung von bspw. DOPO (9,10-Dihydro-9-oxa-10-phosphaphenanthren-10-oxid) an, welche im Rahmen der nachfolgenden Versuchsreihen zum Einsatz kommen können. Die entsprechende Verwendung der Flammschutzkomponenten wurde schwerpunktmäßig an der TUHH evaluiert.

Für die in Abschnitt 2.1.2.1 aufgeführte erwähnte Demonstratoranwendung in Kooperation mit einem Luftfahrtunternehmen wurden spezifisch angepasste Harz- und Textilsysteme betrachtet.

Somit lag der Entwicklungsschwerpunkt über große Teile der Projektlaufzeit auf den Harzsystemen *Blendur 90IK01*, *Hexion EPIKOTE 04332* sowie dem anwendungsspezifischen Epoxybasierten Harzsystem von einem Luftfahrtunternehmen.

Im Hinblick auf die Textilverstärkung konzentrierten sich die Entwicklungsarbeiten auf Glasfaser-Gelege/Gewebe im Bereich mit einem Flächengewicht bis 220 g/m² (UD-Textil) sowie anwendungsspezifische Glasfaser-Textilien mit höheren Flächengewichten < 400 g/m² (Anwendung einem Luftfahrtunternehmen).

Aufgrund mangelnder Materialverfügbarkeit mussten die Arbeiten mit dem System *Hexion EPIKOTE 04332* ausgesetzt werden. Das Harzsystem *Blendur 90IK01* wurde als Referenzsystem definiert. Dieses bietet eine hohe Flexibilität einstellbarer Viskositäten um entsprechende Untersuchungen der Prozessparameter durchführen zu können sowie anforderungsgerechte mechanische und thermische Eigenschaften für eine Vielzahl von Anwendungen im Zielmarkt.

Bei Verwendung des Harzsystems *Blendur 90IK01* wurden in Zusammenarbeit mit den Projektpartnern weiterführende Untersuchungen durchgeführt, welche dessen Eignung in Abhängigkeit von der einstellbaren Viskosität auf die unterschiedlichen Prozessvarianten (Imprägnierung einseitig oder in überfülltem Spalt) evaluieren. Auf die Details der Materialcharakterisierung sei an dieser Stelle auf die Berichte der Partner Exakt und der TUHH verwiesen.

2.1.3.3 Thermoset Materials for Pultrusion

In einem ersten Arbeitsschritt des AP wurden spezifische Anforderungen für kommerziell verfügbare Pultrusionsharzsysteme sowie vor dem Hintergrund möglicher Anwendungsszenarien und Demonstratorbauteile definiert. Insbesondere sollte die Tauglichkeit für den Pultrusionsprozess gegeben sein. Zusätzlich wurden anwendungsspezifische Materialeigenschaften,

speziell im Hinblick auf entsprechende Brandschutzrichtlinien und Hochtemperatureigenschaften betrachtet. Es erfolgte eine detaillierte Marktanalyse der kommerziell verfügbaren, flammbeständig und pultrusionsfähigen duromeren Harzsysteme. Es wurden hierfür knapp 50 verschiedenen Harzsysteme identifiziert, die grundsätzlich für den Pultrusionsprozess verwendbar sind und einen Art von Flammenschutz aufweisen. In enger Abstimmung mit den Vertriebs- und technischen Abteilungen der Harz-Hersteller erfolgte eine Eingrenzung der einsetzbaren Harzsysteme für die Pultrusion. Es hat sich gezeigt, dass die Erfüllung des Flammschutzes ein kritischer Aspekt für die Pultrusionsharzsysteme ist. So sind auf dem Markt fast keine Harzsysteme zu finden, welche die hohen Anforderungen der Luftfahrtstandards für Flammschutz erfüllen. Anhand aller gesammelten Information von den Harzherstellern, wurde ein Bewertungssystem erstellt, das es ermöglicht, ein geeignetes Materialsystem auszuwählen. Folgende Bewertungskriterien wurden betrachtet:

- Prozessfähig für Pultrusion
- Verarbeitungsparameter
 - Viskosität
 - Topfzeit
 - Aushärtetemperatur
- FST-Eigenschaften gemäß Luftfahrtanforderungen
- Lieferbarkeit und Verfügbarkeit der Harzkomponenten

Auf Basis der Anforderungs- und Marktverfügbarkeitsrecherche wurden die folgenden, ausgewählten Harzsysteme vom Markt beschafft.

Tabelle 2-2: Auflistung der getesteten (kursiv) und zu testenden Harzsysteme (fett)

Manufacturer	Resin	Resin Type	Flammability	Status
Reference system:				
<i>Olin</i>	<i>Litestone 3001</i>	<i>Epoxy</i>	-	<i>Done</i>
Flame retardant systems				
Huntsman	Araldite FST 40002/40003	MDI-based	FAR 25.853	Done
Huntsman	Araldite FST 40004/40005	MDI-based	EN 45545-2	Done
<i>Sicomini</i>	<i>SR1126 + SD 8202</i>	<i>Epoxy (particle filled)</i>	<i>FAR 25.853</i>	<i>Done (high reactivity)</i>
<i>Scott Bader</i>	<i>Crestapol 1212</i>	<i>Urethan Acrylate (particle filled)</i>	<i>EN 45545-2</i>	<i>Done (low fibre volume content)</i>
Covestro	Blendur	Epoxy-Diisocyanurat	UL94	Done
Olin	TBD	EPN (DOPO)	TBD	Cancelled (in development)
<i>Rampf</i>	<i>RAKU FST EI-2508</i>	<i>Epoxy</i>	<i>FAR 25.853</i>	<i>Cancelled</i>
Hexion	-	-	-	Cancelled

Im Anschluss daran wurden Verarbeitungsversuche und Materialprüfungen durchgeführt. Das duromere Harzsystem Limestone 31000E2102H der Firma Olin, wurde trotz der fehlenden FST-Eigenschaften mit in die Vorversuche aufgenommen und dient dank seiner Eigenschaften als klassisches Pultrusionsharz als Referenzsystem für die Verarbeitbarkeit.

Schlussendlich konnten nicht alle geplanten Harzsysteme für die Versuche beschafft werden, da es sich teilweise um Materialien im Entwicklungsstadium handelte, welche die Harzhersteller noch nicht herausgeben konnten oder wollten und zu denen dann auch keine weiteren Informationen beschafft werden konnten. Aus diesem Grund wurden einige Harzsysteme wiederum aus der Betrachtung herausgenommen (vgl. obige Tabelle „Cancelled“). Insgesamt wurden sechs Harzsysteme untersucht, wobei die in obiger Tabelle kursiv markierten Harzsysteme aufgrund schlechter Verarbeitungseigenschaften oder aufgrund mangelnder FST-Eigenschaften nicht für die Verwendung in Luftfahrt-Innenräumen in Betracht kamen. Fett markiert sind jene Harzsysteme, welche jedoch potentiell auch für Luftfahrtanwendungen geeignet sind.

Mit der Fa. Covestro wurde in einem Meeting auf der K-Messe in Düsseldorf die Tauglichkeit des Materials für den Pultrusionsprozess als positiv erörtert und die notwendigen Kenntnisse zur Prozessführung aufgrund spezieller Randbedingungen besprochen.

Für diese Harzsysteme wurde Mustermaterial beschafft. Es werden im Folgenden exemplarische Ergebnisse der Materialuntersuchung dargestellt, welche gemeinsam mit dem Partner TUHH erarbeitet wurden. Die Ergebnisse zur thermischen und rheologischen Charakterisierung der flüssigen Harzsysteme, per Rheometer und per dynamischer Differenzkalorimetrie (DSC), zum Zwecke der Prüfung der Verarbeitbarkeit im Pultrusionsprozess sowie zur Optimierung der Prozessparameter, sind im Abschlussbericht des Projektpartners TUHH einzusehen. Ebenso wurden mechanische (ILSS-Versuche zur Ermittlung der scheinbaren interlaminaeren Scherfestigkeit, 3-Punkt-Biege-Versuche) und thermo-mechanische Versuche (Dynamisch Mechanische Thermoanalyse, kurz DMTA) sowie Brandtests (vgl. Abschnitt 2.1.4.2) durchgeführt.

Abbildung 2 zeigt exemplarisch einen Überblick über die Versuchsergebnisse der ILSS-Tests (die Probengruppen wurden von verschiedenen, definierten Längenpositionen aus dem Pultrudatstrang entnommen), welche klar zeigen, dass mittels des Blendur-Harzsystems der Fa. Covestro die besten mechanischen Festigkeiten erreicht werden können. Geringere und stark schwankende Werte für die beiden Araldite-Harzsysteme der Fa. Huntsman sind auf starke Lunkerbildung im Pultrudatmaterial zurückzuführen, welche nachweislich die erreichbare Schubfestigkeit und auch die weiteren Biegeigenschaften stark negativ beeinflusst.

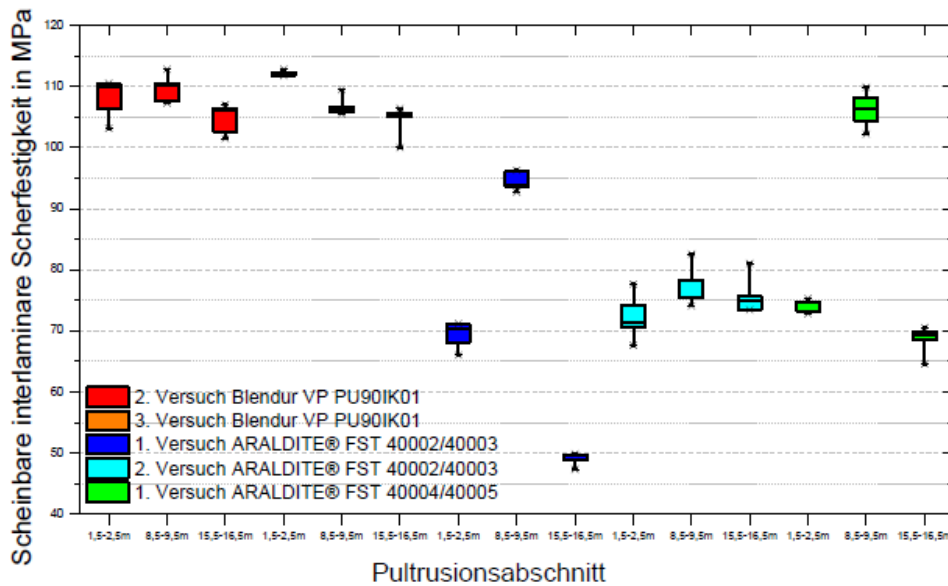


Abbildung 2-5: Vergleichende Darstellung der Ergebnisse zur Ermittlung der Scheinbaren Interlaminaeren Scherfestigkeit ILSS für drei untersuchten FST-Harzsysteme

Insgesamt hat sich in den Untersuchungen das Blendur-System als System mit den besten Eigenschaften herausgestellt, welches noch im Pultrusionsprozess verarbeitbar ist.

2.1.4 Arbeitspaket 3 – Fire Resistance

2.1.4.1 Identification of testing procedure and control parameters

In Abstimmung mit den deutschen und kanadischen Projektpartnern wurden alle für das Projekt relevanten Brandprüfungs-Methoden und Normen identifiziert und evaluiert. Die CompriseTec GmbH hat bei der Recherche und Auswahl der Probengeometrie für die entsprechenden Prüfungen zugearbeitet. Für die FST-Tests wurden entsprechende Testanlagen für Entflammbarkeitstests und Heat Release-Tests bei den Projektpartnern TUHH und Polytechnique genutzt. Entsprechende Ergebnisse, sind im Folgenden dargestellt und werden durch weitere Ergebnisse in den Berichten der Projektpartner ergänzt.

2.1.4.2 Evaluation of FST properties for thermoset resins

2.1.4.2.1 SMC-Schaum-Sandwich

Im Teilprojekt SMC-Schaum-Sandwich wurden zahlreiche Brandversuche vom Projektpartner TUHH an Probekörpern nach FAR 25.853 und UL94-Norm durchgeführt.

Alle Sandwich-SMC Probekörper erfüllen die höchste Klassifizierung der UL94-Norm nach UL94-V0 (vertikaler Brandtest) und UL94-HB (horizontaler Brandtest). Auch die Anforderungen nach FAR 25.853 werden ohne Abzüge erfüllt. Die nachstehende Abbildung zeigt beispielhaft das Schadbild, dass sich für repräsentative Probekörper ergibt. Alle Nachbrenndauern, nach Entfernung der Brennerflamme, liegen deutlich unter 10s, überwiegend verlöschen

die Probekörper sofort. Die Prüfkörper tropfen nicht ab, und die Markierung zur Brandfortschrittsmessung wird nicht erreicht.



Abbildung 2-6: Brandtestergebnisse zur Entflammbarkeit nach FAR 25.853 an Sandwich-SMC-Probekörpern: 12 Sekunden-Vertical Burn Test (links), 60 Sekunden-Vertical-Burn-Test (mittig), 15 Sekunden-Horizontal-Burn-Test (rechts)

Für weitere Brandversuche (Heat Release-Test, HRR) wurden ebene Probekörper mit den Flächenabmessungen 100 mm x 100 mm beim kanadischen Projektpartner Polytechnique mit dem dort im Projektrahmen entwickelten und aufgebauten Kegelkalorimeter getestet. Alle Probekörper wurden unter Anwendung der optimierten Prozessparameter hergestellt. Die getesteten Materialkonfigurationen umfassen dabei zwei unterschiedliche Schaumsysteme im Sandwichverbund, die jeweils eine unterschiedliche Brandfestigkeit aufweisen. So zeigen die Probekörper der Konfiguration RF 5 (mit dem ROHAFORM[®]-Schaummaterial) ein deutlich besseres Verhalten bei der Wärmefreisetzungsrate (engl. heat release rate, HRR) als die anderen Probekörper mit einem weniger brandfesten Schaumkern (ROHACELL[®] 110S). Der erreichte Spitzenwert der Wärmefreisetzungsrate (engl. peak heat release rate, PHRR) ist jedoch bei allen Proben gleich. Die nachfolgende Abbildung zeigt die Messkurven von exemplarischen Probekörpern.

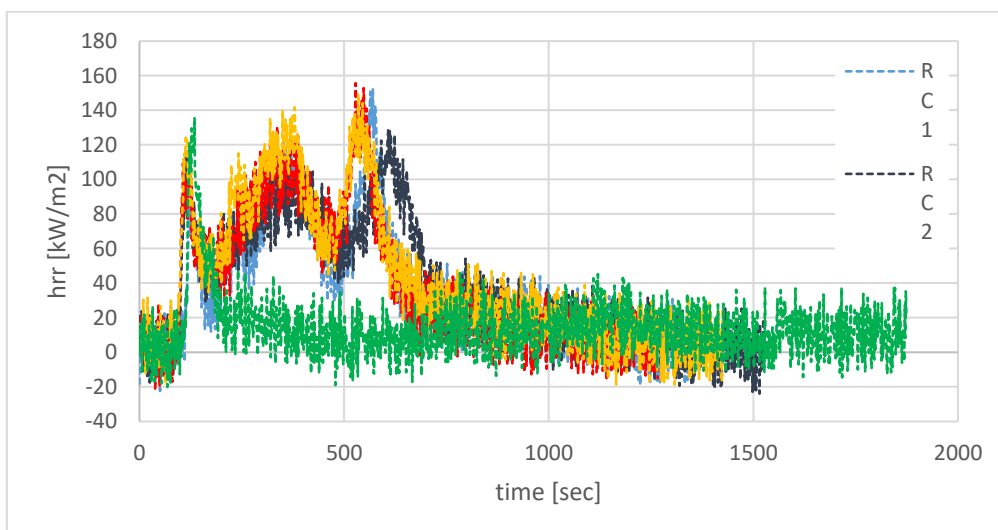


Abbildung 2-7: Brandtestergebnisse zur Wärmefreisetzungsrate nach FAR 25.853 an SMC-Schaum-Sandwich-Probekörpern

Die durchschnittlichen Wärmefreisetzungsraten, welche sich aus den Kurvenintegralen der Messdaten berechnen lassen, liegen jedoch für alle getesteten Materialkonfigurationen über dem in der FAR 25.853 spezifizierten Grenzwert. Daran wird ersichtlich, dass weiterer Entwicklungsbedarf für Materialien besteht, welche auch die für manche Luftfahrt-Innenraumanwendungen obligatorischen HRR-Tests bestehen müssen.

2.1.4.2.2 *DirectPreg*

Aus dem Unterprojekt „DirectPreg“ wurden im Projektverlauf einige Brandtests bei Comprisetec durchgeführt. Die Tests fanden in einem einfachen, an die Brandprüfnorm UL94 angelehnten, Testprüfstand an kleinen Probekörpern bei Comprisetec statt. Da die normgerechten Testkapazitäten bei den Projektpartnern TUHH und Polytechnique zu diesem Zeitpunkt noch nicht einsatzbereit waren. Die Ergebnisse stellen demnach einen Ausblick auf die Brandeigenschaften der entsprechenden Materialien dar und müssen durch normgerechte Tests an FAR-Probekörpern bei den Projektpartnern validiert werden.

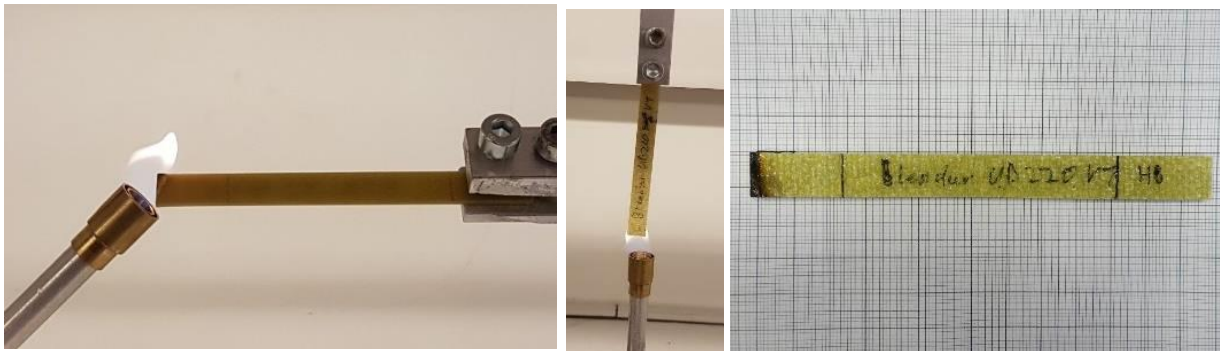


Abbildung 2-8: Darstellung der UL-94 Brandversuche: Horizontale Prüfung (links), vertikale Prüfung (mittig), getestete Blendur-Probe (rechts)

Den horizontalen UL-94-Brandtest haben alle hergestellten Probekörper (verschiedene Glasfasertextilien imprägniert mit dem Hexion-Harzsystem oder dem Blendur-Harzsystem) erfolgreich mit der einzig erreichbaren Klassifizierung HB bestanden. Der vertikale Brandversuch stellt entsprechend höhere Anforderungen an das Material. Hier erreichten 80 % der getesteten Blendur-Probekörper die höchste Klassifizierung V-0 und 20 % der getesteten Probe die zweithöchste Klassifizierung V-1. Die Hexion-Probekörper erreichten im vertikalen Brandtest keine Klassifizierung und haben den Test nicht bestanden.

Im späteren Verlauf wurden voll skalierte Normprobenkörper zur FAA Flammprüfung an den Projektpartner École Polytechnique de Montréal geschickt. Folgende Tabelle fasst die Ergebnisse der Brandprüfungen zusammen:

Tabelle 2-3: Übersicht über die Brandtestergebnisse nach FAA

Specimens	Specs	Resin	Tg (ASTM 7028-07 in °C)	Pore content (Vol.%)	UL94 VB rating (CT)	UL94 HB rating (CT)	Av. Burn Length 1 (mm)	Av. Burn Length 2 (mm)	% Length Burnt
UD220 Kr.V1 Neu	50 vol.% GF	Blendur 90iK01	276,6	2,75	V-0	HB	32,5	29	10,4
UD220 Kr.V2 Neu	50 vol.% GF	Blendur 90iK01	290,3	5,05	V-0	HB	30	18,5	8,1
UD220 Kr.V3 Neu	50 vol.% GF	Blendur 90iK01	283,6	5,5	V-0	HB	28	21	8,2
LW68 V2	40 vol.% GF	Blendur 90iK01	285,4	7,1	V-1	HB	75	67,5	24,2
LW68 V1	50 vol.% GF	Blendur 90iK01	295,9	12,6	V-0	HB	71,5	83	26,1
LW68 V3	60 vol.% GF	Blendur 90iK01	266,6	6	V-1	HB	73,5	58,5	22,4
UD220 Kr.V7 Neu	50 vol.% GF	Blendur 90iK01	291,3	7,9	V-0	HB	56	28,5	14,1
UD220eins V1	50 vol.% GF, single sided impreg.	Blendur 90iK01	282,7	4,7	V-0	HB	58,5	41,5	16,9
UD220 Kr. V6	50 vol.% GF	Blendur 90iK01	275	5,43	V-0	HB	59	49,5	18,5
UD220 V6	50 vol.% GF	Hexion Epikote 04332	108,6	0,7	keine	HB	75	73	24,9
UD220 V2	50 vol.% GF	Hexion Epikote 04332	106,9	0,89	keine	HB	82	78,5	26,8

2.1.4.2.3 Pultrusion

Im Unterprojekt Pultrusion wurden im Projektverlauf Brandtests im Labor der TUHH durchgeführt. Die Brandtestergebnisse der pultrudierten Probekörper sind in der nachfolgenden Tabelle 1 aufgelistet. Durch die darstellbare Probengröße aus dem hergestellten Pultrudat konnte lediglich im Probenmaßstab nach UL-94 geprüft werden. Es wurden sowohl horizontale als auch vertikale Entflammbarkeitsprüfungen für drei Harzsysteme durchgeführt.

Tabelle 2-4: Brandtestergebnisse zur Entflammbarkeit nach UL-94 an pultrudierten Probekörpern aus drei glasfaserverstärkten FST-Harzsystemen.

Brandeigenschaften	Covestro Blendur VP PU90IK01	Huntsman Araldite® FST 40002/40003	Huntsman Araldite® FST 40004/40005
Herstellerangaben	UL 94 V0	FAR 25.853 (nicht nach UL-94 klassifiziert)	UL 94 V0/V1
Vertikaler UL94	UL 94 V1	UL 94 V1	UL 94 V1
Horizontaler UL94	UL 94 HB	UL 94 HB	UL 94 HB

Insgesamt wurden gute Testresultate, jedoch nicht die bestmögliche Klassifizierung V0 bzw. die jeweilige Herstellerangabe erreicht. Dies ist primär durch einen teils sehr hohen Lunkervolumengehalt in den Probenmaterialien begründet, was die ablaufenden Brandschutzmechanismen im Probenvolumen durch zusätzliche, innere Oberfläche im Laminat schwächt und dadurch das Brandtestergebnis verschlechtert.

2.1.5 Arbeitspaket 4 – Function Integration

Im Zuge des Re-Designs des Rückenlehnentisches, welcher in SMC-Schaum-Sandwich-Bauweise als Demonstrator umgesetzt werden soll, sollen auch einige Funktionselemente direkt in die Materialstruktur und in den Ablauf des Fertigungsprozesses integriert werden. Die Arbeitsergebnisse in diesem Arbeitspaket wurden federführend vom Partner HSU erarbeitet. Zu den erarbeiteten Funktionsintegrationen gehören vorrangig die folgenden vier Elemente:

- Metallischer Insert für die Lasteinleitung per Schraubverbindung aus der Ebene heraus oder in die Ebene hinein, wobei der Metallinsert im Heißpressprozess direkt vom SMC umflossen wird und entsprechende Schaumkerne zu diesem Zweck im betroffenen Bereich ausgespart sind. Mittels Ausreißversuchen wurde die mechanische Verankerung im SMC geprüft.
- Mechanismus und Elemente welche den Auszug/Einschub der Tischplatte des Tray-Tables ermöglichen, wobei die Einschubschienen komplett in das Bauteil und damit auch in den Pressprozess integriert werden müssen. Gleichzeitig muss hierbei die werkstoffgerechte Lasteinleitung in Dickenrichtung der Tischplatte, aber auch in der Ebene (in Auszugsrichtung) untersucht und entwickelt werden. Dies macht eine umfassende Betrachtung und Auslegung der inneren Bauteilstruktur notwendig, um entsprechende Bereiche für Schaum und für SMC zu definieren.
- Mechanismus und Verschluss-Elemente welche die sichere Positionierung des Tray-Tables an der Rückenlehne des Stuhls erlauben. Diese Funktionsintegration wird sowohl Einfluss auf die innere Bauteilstruktur, wie auch auf die äußere Geometrie nehmen.
- Integration eines RFID-Sensors, welcher trotz Integration in die SMC-Materialstruktur seine Funktionsfähigkeit behält und von außen nicht sichtbar ist.
- Bestimmte geometrische Gestalten, durch welche im Bauteil Funktionen ausgeübt werden (z.B. Lippen oder Rippenstrukturen inkl. Breiten- und Höhenmerkmalen, Mulden, Schäftungen mit verschiedenen Schäftungswinkeln, Radien, etc.)
- Ggf. weitere Funktionen, wobei jene ebenfalls Einfluss auf die äußere Geometrie bzw. den inneren Materialaufbau des Tisches nehmen können.

Für die Ergebnisse zu den Untersuchungen mit Werkzeugeinlegern, welche bestimmte geometrische Gestalten abbilden, wird an dieser Stelle auf die entsprechenden Abschnitte 2.1.7.1. und 2.1.8.1 sowie auf den Abschlussbericht des Partners HSU verwiesen.

Für die Auszugschienen und den Verschlussmechanismus existieren bislang lediglich Konzepte des Partners HSU, die noch auskonstruiert werden müssen, um sie in das CAD-Gesamtmodell des Demonstratorbauteils zu integrieren und sie in einer

Demonstratorbauteilfertigung zu evaluieren. Sofern hierfür Vorabuntersuchungen im Probenmaßstab erforderlich sind, können diese Versuche mit dem vorhandenen Probewerkzeug durchgeführt werden, wobei dafür ggf. nur kleine Anpassungen an den vorhandenen Werkzeugeinlegern vorgenommen werden müssen (vgl. Abschnitt 2.1.6.1 bzgl. Informationen zum entsprechenden Probewerkzeug).

2.1.6 Arbeitspaket 5 – Prozessentwicklung

2.1.6.1 Hot-pressing SMC

Zur Prozessentwicklung im Teilprojekt SMC-Schaum-Sandwich wurde in Zusammenarbeit mit dem LaFT des Partners HSU ein Probewerkzeug entwickelt. Ziel war es, durch die anschließenden Fertigungsversuche optimale Prozessparameter für den Heißpressprozess zu ermitteln, welche eine reproduzierbare Qualität der aus den ausgewählten Materialien hergestellten Proben und Bauteile ermöglichen. Außerdem sollten Grenzen der Material- und Prozesstechnologie ermittelt sowie Designspielräume für das spätere Demonstratorbauteil und andere Anwendungen geklärt werden.

Dazu war ein Werkzeug nötig, das verschiedene Geometrien abbilden kann. Daher wurde das Werkzeug so konzipiert, dass unterschiedliche Werkzeugeinsätze genutzt werden können. Als Referenz für die äußere Werkzeuggröße und -Geometrie wurde ein sogenanntes Smoke Detector Housing herangezogen, das eine Tiefe von 60 mm aufweist. Die Werkzeugkavität orientiert sich an der Geometrie dieses Smoke Detector Housings und weist unterschiedliche Radien und Steigungen auf, um Rückschlüsse auf das Materialverhalten im Pressversuch ziehen zu können. Für flachere Bauteile oder für ebene Probenplatten wurden zudem eben Einlegeplatten als alternative Werkzeugeinleger vorgesehen, wodurch die Tiefe der Werkzeugkavität reduziert wird. Mit diesem ebenen Werkzeugeinleger und mit weiteren, geometriespezifischen Werkzeugeinlegern konnten auch weitere Geometrien mit variablen Wandstärken, Steghöhen, etc. erprobt werden. Auch ist es möglich Bauteile mit integrierten Funktionselementen darin zu fertigen.

Zur Überprüfung der Prozessparameter wurden Drucksensoren vorgesehen, mittels welchen die in der Presskavität herrschenden Prozessdrücke gemessen werden können. Ebenfalls ist es möglich über entsprechende Zugänge die Werkzeugtemperaturen nahe den Pressflächen über Thermoelemente aufzunehmen. Zum Lösen des Bauteils wurden mehrere Luftauswerfer an Ober- und Unterwerkzeug vorgesehen.

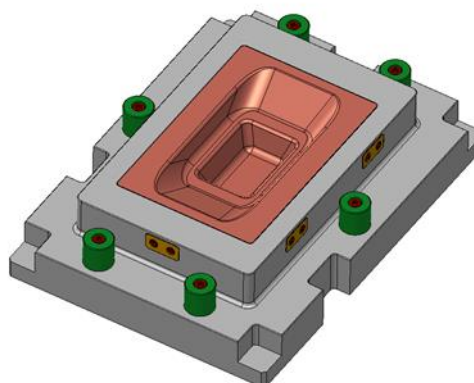


Abbildung 2-9: Ansicht Unterwerkzeug mit Einsatz

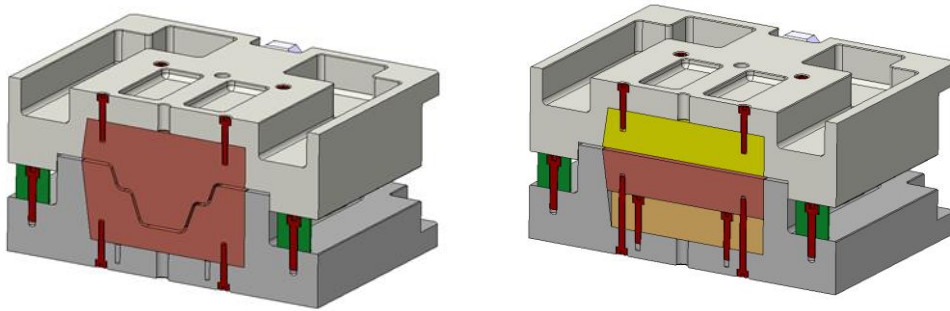


Abbildung 2-10: Schnittansichten Probewerkzeug (links: tiefe Geometrie; rechts: flache Geometrie mit zusätzlicher Einlegeplatte)

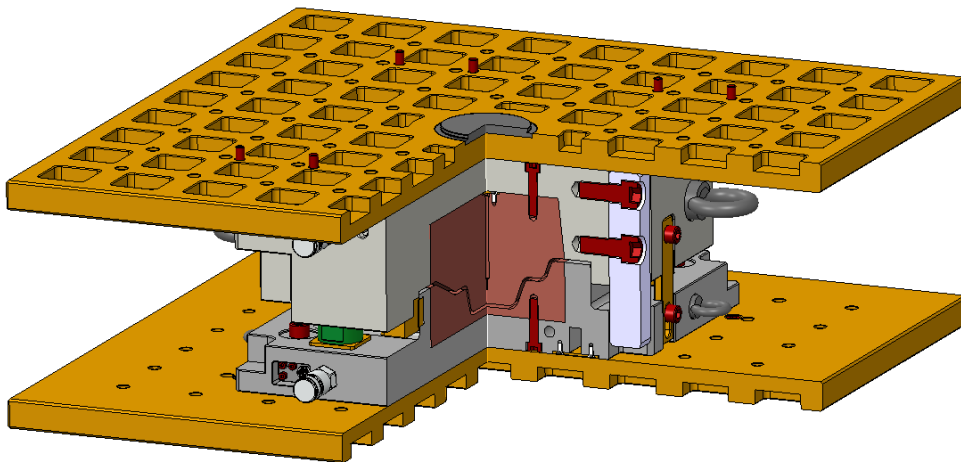


Abbildung 2-11: Schnittansichten des Sandwich-SMC Probenwerkzeug eingebaut zwischen die Aufspannplatten der Heißpresse

Die Fertigung des gezeigten Werkzeugs und auch aller Werkzeugeinleger wurde über die HSU organisiert wobei sich jedoch mehrfach eine mehrmonatige Verzögerung bei der Fertigstellung ergab, bevor das Werkzeug und später die Werkzeugeinleger für die jeweils geplanten Pressversuche auf der Heißpresse von CompriseTec zur Verfügung standen. Die folgende Abbildung zeigt das montierte Werkzeug im geöffneten und geschlossenen Zustand in der Heißpresse und eine entsprechende Musterplatte aus einem SMC-Einpressmaterial.

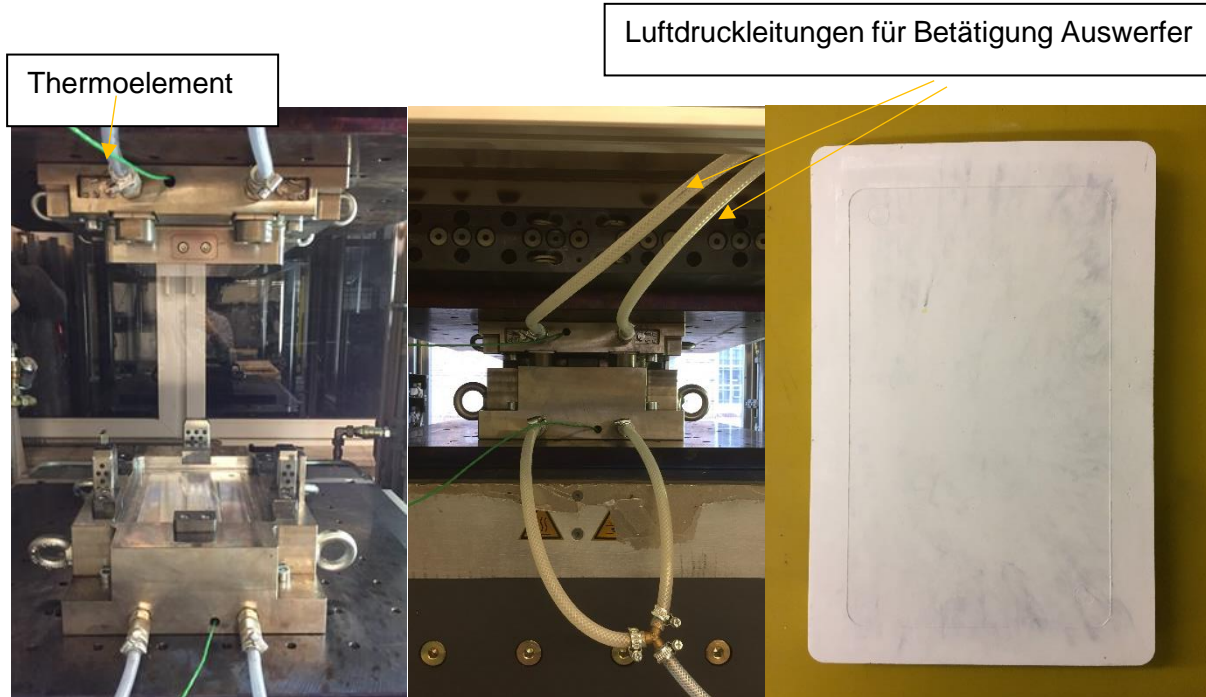


Abbildung 2-12: Eingebautes Presswerkzeug in Heizpresse (links + mittig), Monolithische SMC-Platte aus Einpressmaterial (rechts)

Die Versuchsplanung wurde gemeinsam mit dem Partner HSU vorgenommen und umfasste Verarbeitung der in Abschnitt 2.1.3.1 genannten Materialien für die folgend genannten Untersuchungen und Ziele, aufgeteilt auf mehrere Versuchsreihen:

- Identifizierung und Ermittlung der wesentlichen und optimalen Prozessparameter bzw. deren Kombinationen für eine Prozessführung und Fertigung von Probeplatten mit reproduzierbarer und guter Qualität. Die untersuchten und variierten Prozessparameter sind der Pressdruck bzw. die Sandwichpanel-Kompaktierung durch Variation der Kavitätshöhe (9,5 mm; 10,5 mm; 11,5 mm), die Werkzeugtemperatur (135 °C, 145 °C, 155 °C), die Haltezeit (2 min, 3 min, 4 min) sowie die Schließgeschwindigkeit (2 mm/s, 4 mm/s) in 35 Parameterkombinationen.
- Korrelation der während der Pressversuche erhobenen Prozess- und Messdaten mit den Daten aus nachfolgenden experimentellen Untersuchungen (mechanische Dreipunkt-Biegeprüfung für Ermittlung der Biegefestigkeit und der Biegesteifigkeit und zur Bewertung der SMC-Schaumkern-Lagenanbindung) zur Rückkopplung der Erkenntnisse in eine optimale Prozessführung.
- Das Einbringen von metallischen Inserts in das SMC-Schaum-Sandwich direkt in einem Heißpress-Prozessschritt
- Herstellung von Proben mit unterschiedlichen flammgeschützten Schaumkernmaterialien für Entflammbarkeitstests und Heat-Release-Branduntersuchungen gemäß der geltenden Luftfahrtnormen.

Die beschriebenen Versuche wurden zunächst und hauptsächlich an ebenen Sandwich-Platten durchgeführt. Ausgewertet wurden in diesem Sinne die nach dem Pressprozess

resultierenden Abmessungen der gefertigten Platten, die Oberflächenbeschaffenheit sowie die gemessenen Verläufe der Werkzeugtemperatur und des Kavitätsdruck während des ablaufenden Härtungszyklus. Für die Darstellung der ermittelten Trends und Parametergrenzwerte aus den Heißpressversuchen wird auf die bildliche Auswertung der Messergebnisse im Abschlussbericht des Partners HSU verwiesen. Insgesamt konnten auf Basis der Versuchsergebnisse die Anzahl der möglichen Prozessparameterkombinationen deutlich reduziert und optimale Parameter für den Fertigungsprozess definiert werden.

Aus mechanischen Dreipunktbiegeversuchen, welche von CompriseTec durchgeführt wurden, wurde die Qualität der mechanischen Anbindung zwischen thermoplastischem Schaumkern und den SMC-Decklagen in Abhängigkeit der angewendeten Prozessparameter des Heißpressprozesses ermittelt.

Aus den ebenfalls im Abschlussbericht der HSU dargestellten Diagrammen und Abbildungen zu den Ergebnissen der Dreipunkt-Biegeversuche, lässt sich über die Korrelation mit den Prozessparametern aus den Pressversuchen eine optimale Parameterkonfiguration für den Heißpressprozess von SMC-Schaum-Sandwich-Platten ableiten.

In einem weiteren Schritt wurden dann weitere Formeinleger für das Probewerkzeug konstruiert und gefertigt, welche beispielhaft verschiedene geometrischen Aspekte (Radien der Kantenverrundung, Rippenstrukturen, Schäftungen/Aufdickungen) in SMC-Schaum-Sandwich-Platten abbilden (vgl. die Abschnitte 2.1.7.1 und 2.1.8.1). Diese Untersuchungen sind sehr wichtig, um den Gestaltungs- und Designspielraum für den Demonstrator und ein entsprechendes Demonstratorwerkzeug abzuklären, weil die Abbildbarkeit der geometrischen Besonderheiten jeweils eng im Zusammenhang mit dem Fließverhalten der SMC-Masse, den Druckeigenschaften der Schaumkerne und der Auslagestrategie des SMCs im Pressprozess stehen. Die Ergebnisse dienen als Grundlage für Design und Abmessungen einer Demonstrator-Konstruktion mit den untersuchten Materialien sowie einen späteren Herstellungsprozess.

2.1.6.2 *Prepreg manufacturing and hot-pressing*

Der Entwicklungsfokus für CompriseTec in AP 5 im Unterprojekt DirectPreg lag insbesondere auf der Entwicklung und Evaluation verschiedener Prozessrouten zur Weiterverarbeitung imprägnierter textiler Halbzeuge, während der eigentliche Imprägnierungsprozess schwerpunktmäßig durch den Projektpartner EXAKT geleistet wurde und CompriseTec dort mit Know-how unterstützt hat.

Insbesondere in der frühen Projektphase (2018/2019) trat dabei früh die Herausforderung in den Vordergrund, dass Zuschnitt, Imprägnierung und Weiterverarbeitung nicht an ein und demselben Ort stattfanden. Hierzu mussten also zunächst Transportkonzepte definiert werden, welche die Lagerung und den Transport der mit teils hochfeuchteempfindlichen Harzsystemen (insb. Blendur) imprägnierten Halbzeuge zwischen Imprägnierung und Weiterverarbeitung ermöglicht. Hierzu wurde auf ein Vakuumsystem unter Verwendung sog. Moisture Barrier Bags zurückgegriffen.

Um eine Probenfertigung bei CompriseTec aufzubauen wurden zunächst Konzepte für die Etablierung eines Out-of-Autoclave-Pressprozesses unter Verwendung einer 100t Laborheizpresse sowie eines Prepreg-Pressplattenwerkzeuges entwickelt. Die dafür notwendige

Peripherie (Handling-Hilfen, Laminierstation, Einführsystem für Werkzeugplatten) und Modifikation wurde konstruiert und realisiert.

Es wurde ein modulares Presswerkzeug für die Nutzung auf der Rucks 100t Heizpresse im Comprisetec Kunststofftechnikum konstruiert und umgesetzt. Es wurde eine modulare Plattenkonstruktion mit austauschbaren Distanzstücken realisiert, mit der sich Soll-Plattendicken im Bereich von 0,5 – 10 mm (max. Plattendicke: 350 x 350 mm²) pressen lassen (vgl. folgende Abbildung).

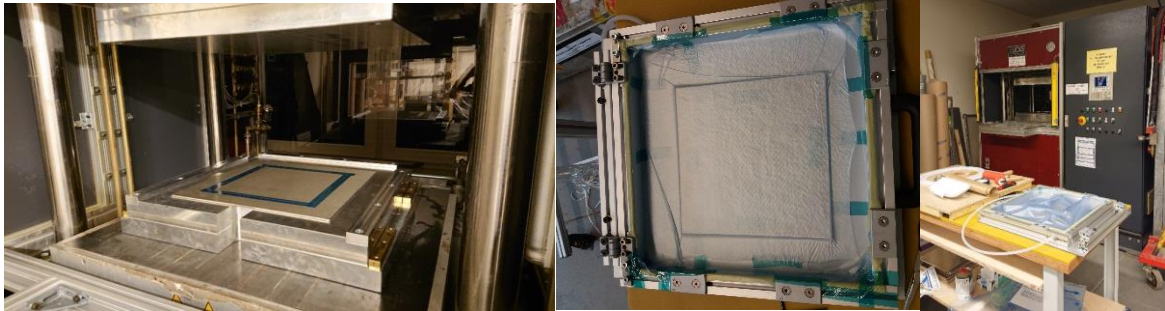


Abbildung 2-13: (v.l.n.r.) Modulares Prepreg Presswerkzeug Comprisetec, Vakuumrahmen, Setup Peripherie

In das mit der korrekten Plattendicke eingestellte, vortemperierte Plattenwerkzeug wird ein Vakuumsackaufbau eingelegt. Dieser besteht aus zwei verrundeten Edelstahlplatten, welche mit einer Trennfolie versehen sind. Zwischen diesen wird das vorbereitete Laminat eingelegt. Anschließend wird das Laminat mit einem Vlies umrandet und in einer abdichtenden Vakuumfolie eingeschlagen, mit einem Schlauchanschluss versehen und an eine Vakuumpumpe angeschlossen.

Nach Abschluss der Realisierung des Plattenwerkzeugs nebst Peripherie erfolgte zunächst eine ausführliche Parameterstudie, um die grundsätzlichen Einflussfaktoren und Einstellparameter der *Out-of-Autoclave*-Fertigung auf der Heizpresse zu ermitteln. Um den Materialeinsatz möglichst gering zu halten wurde dabei zunächst auf kommerzielle unidirektionale CFK-Prepregs aus der Luftfahrt (M21) zurückgegriffen, welche als Kreuzlaminat verarbeitet wurden. Die wesentlichen Herausforderungen bestehen dabei in der Adaptierung eines Autoklav-Prozesses mit variablen Druck-Temperatur-Zeit-Verläufen auf der Heizpresse mit den herrschenden Limitierungen bzgl. Druck- & Temperaturrampen, Minimaldrücken und Toleranzen. Die Auswertung der Versuche fand mit Unterstützung der TUHH im Rahmen einer studentischen Arbeit mittels Plattendickenmessungen, Ultraschall-C-Scan und Mikroskopie statt.

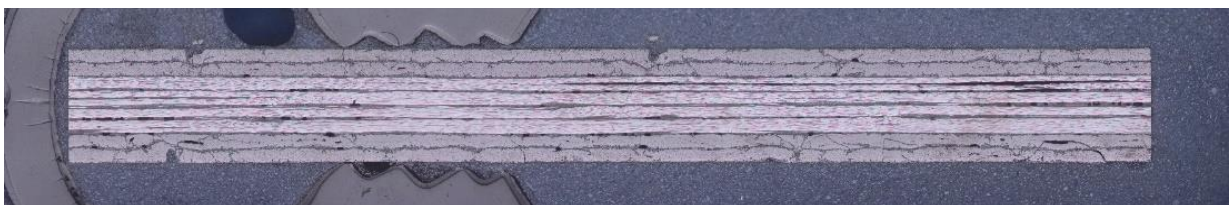


Abbildung 2-14: Schliffbild Lichtmikroskopie, kommerzielles CFK-Prepreg M21 Kreuzlaminat „M21_V4“

Anschließend erfolgte die erste Versuchsreihe mit im Direktimprägnierverfahren hergestellten Prepregs (Hexion & Blendur-Harzsystem, bereitgestellt von Exakt). Aufgrund der unterschiedlichen Reaktionskinetik ist für jedes Matrixsystem (M21, Blendur, Hexion) eine Neuanpassung des Druck-Temperatur-Zeit-Verlaufs der Prozessroute erforderlich. So erfolgte beispielsweise bei Blendur-imprägnierten UD220-Glasfasertextilien bei einer Presskraft von 360 kN nur ein geringer Harzausfluss (nachstehende Abbildung, links) mit signifikantem Kisseneffekt und Verzug. Bei einer Erhöhung auf 720 kN erfolgt ein vergleichsweise (zu) hoher Harzausfluss, nur ein geringer Kisseneffekt und minimale Krümmung. Bei analogen Temperatur- und Zeit-Parametern ist demnach eine Presskraft zwischen diesen beiden Werten zu empfehlen.

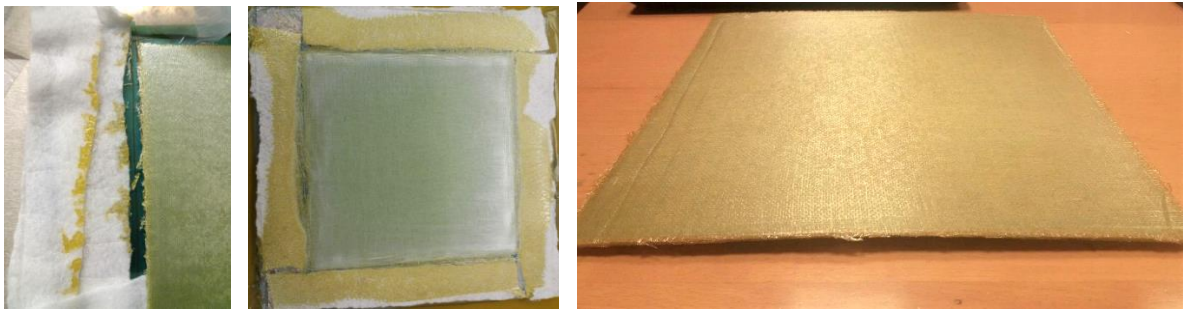


Abbildung 2-15: Vergleich Harzausfluss Pressprozess DirectPreg Blendur UD220 GF, links: 360 kN, Mitte: 720 kN; rechts: Plattenkrümmung

Nach weiterer Prozessoptimierung erfolgte die Auswertung der Vorversuchsreihe der im Blendur- & Hexion-GF-Laminat unterschiedlicher Dicken mittels optischer Beurteilung der Plattenqualität (Oberfläche), Messung der Dickenverteilung (Kisseneffekte etc.), Mikroskopie, Ultraschall C-Scan (siehe nachfolgende Abbildung). Die wesentlichen Einflussparameter (Druck- und Temperaturverlauf über die Zeit, Vakuumführung und Kompaktierungsgrad sowie Materialparameter der imprägnierten Textilien) wurden in einer Versuchsmatrix zusammengefasst.

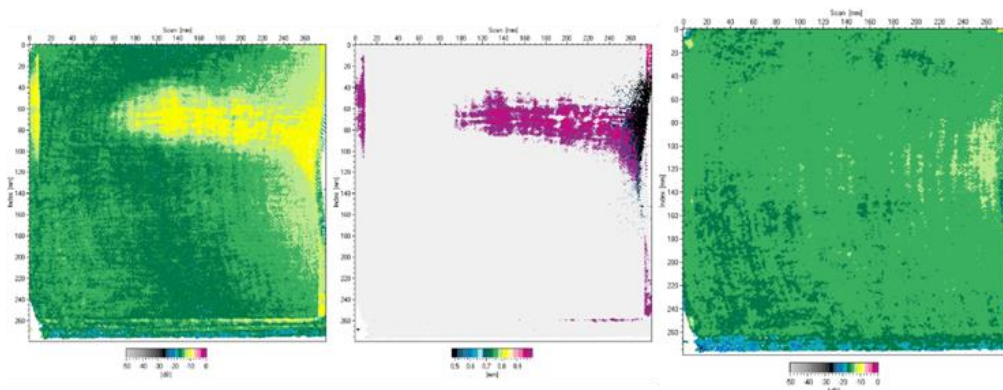


Abbildung 2-16: Ultraschall C-Scan Direktimprägniertes GF-Körper-Gewebe „Hexion_Kö68_V1“ nach Heizpressprozess

Um eine schnelle und unkomplizierte Vorab-Bewertung der Brandeigenschaften der hergestellten Platten zu ermöglichen, wurde im Technikum von Comprisetec ein rudimentären Brandprüfstand in Anlehnung an UL94 aufgebaut (vgl. Abschnitt 2.1.4.4).

Im Rahmen der beschriebenen Testphase, in welcher zwei studentische Arbeiten durchgeführt wurden, wurde der Einfluss von Material- und Pressparametern auf die Bauteilqualität ebener GFK-Platten evaluiert. Hierbei wurden folgende Testparameter herangezogen:

- Harzsystem (Fokus auf Blendur, alternativ Hexion, vgl. Abschnitt 2.1.3.2),
 - Textil (Glasfaser (Leinwand 163 g/m²; 68 tex), Glasfaser (UD 220 g/m²; 68 / 11 tex))
 - Imprägnierungsmethode (doppel- vs. einseitige Imprägnierung),
 - Faservolumengehalt des vorimprägnierten Textils (40, 50, 60 %).

Es wurden folgende Pressparameter variiert:

- Pressdruck (60 – 80 bar) & Kompaktierungsgrad (1,29 – 1,42)
- Presstemperatur (Blendur isotherm, Hexion zweistufig, 165 – 180 °C)
- Presszeit (65 – 70 min).

Die Probenherstellung erfolgt im Laminataufbau der UD-Lagen in $[0^{\circ}_4; 90^{\circ}_4]_s$. Beim Layup wurde Zwischenvakuum alle vier Lagen gezogen. Das Aushärten in der Heizpresse erfolgt in der Rucks Heizpresse im Vakuumsack (vgl. folgende Abbildung).



Abbildung 2-17: Links: Aushärtung einer Probe in der Heizpresse, Laminat im Vakuumsackaufbau

Die erste Qualitätskontrolle erfolgt im Ultraschall C-Scan. Zusammengefasst kann festgehalten werden, dass ein homogenes Fehlerecho insbesondere durch erhöhte Presszeit und erhöhten Pressdruck/ Kompaktierung erzeugt werden. Ein hoher Faservolumengehalt der vorimprägnierten Textilien von 60% erzeugt ein besonders hohes Fehlerecho. Anschließend erfolgte die lichtmikroskopische Charakterisierung des Porengehalts (vgl. folgende Abbildung).

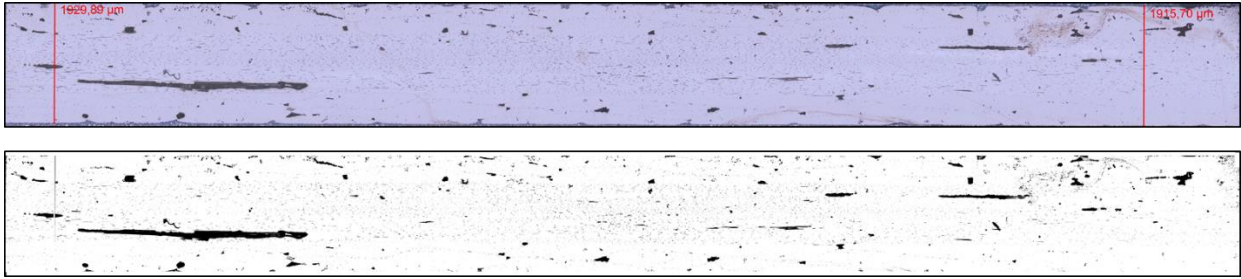


Abbildung 2-18: Schliffbild der Probe Blendur UD 220 V1 Mi 1 (oben) und bearbeitetes Bild durch ImageJ (unten)

Beim Vergleich des Porengehalts in Abhängigkeit von den Imprägnier- und Pressprozessparametern fällt auf, dass eine erhöhte Kompaktierung (1,42) zu einer Verringerung des Porengehalts führt. Eine verringerte Kompaktierung führt unterdessen zu einer signifikanten Verschlechterung des Porengehalts durch lokal unzureichend eingebundene Faserovinge.

Ein erhöhter Faservolumengehalt (60%) führt nicht zu einem signifikant erhöhten Porengehalt (ca. 5% Flächenanteil), jedoch zu einer signifikant schlechteren Anbindung und Imprägnierung der Rovinge (vgl. folgende Abbildung).

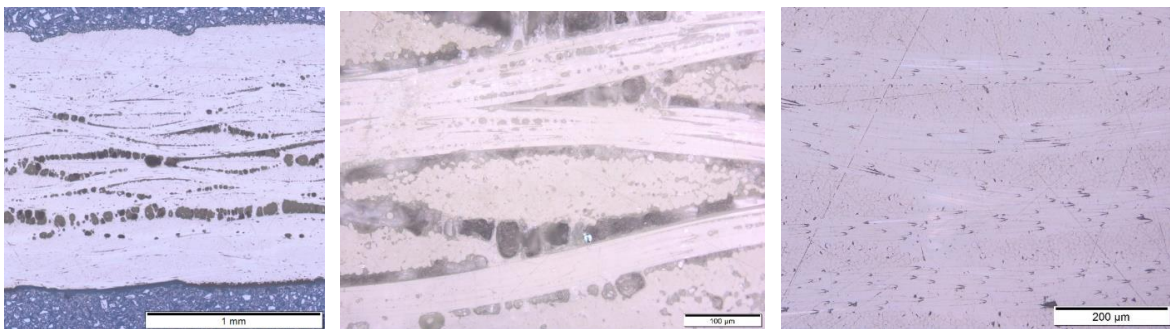


Abbildung 2-19: Links/Mitte: Schliffbild von Blendur LW 68 V3 Mi 2 (60% Faservolumengehalt im Prepreg), rechts: Schliffbild von Blendur LW 68 V2 Mi 2 (40% Faservolumengehalt im Prepreg)

Zusammengefasst zeigen die im Rahmen der studentischen Arbeiten durchgeführten Untersuchungen:

- Eine erhöhte Kompaktierung (bzw. ein erhöhter Pressdruck) führt durch erhöhten Harzfluss zu einer verbesserten Imprägnierung und geringerem Porengehalt.
- Ein erhöhte Presszeit zeigt keinen positiven Einfluss.
- Eine erhöhte Presstemperatur zeigt einen positiven Einfluss (unter Verwendung des Blendur Harzsystems), jedoch nicht in Kombination mit einer erhöhten Presszeit.
- Ein Faservolumengehalt von 60% im vorimprägnierten Textil führt in Zusammenhang mit den untersuchten Fertigungsparametern zu einer mangelhaften Lagenanbindung und Mikroimprägnierung. Dies macht sich auch bei der Oberflächengüte der Platten bemerkbar.

Nachfolgende Untersuchungen beschäftigten sich mit der Charakterisierung der mechanischen Eigenschaften (ILSS, DCB/ENF) in Abhängigkeit der Fertigungsparameter sowie den

thermomechanischen Eigenschaften (mittels DMTA). Im Folgenden sind die Ergebnisse der ILSS Versuche der mittels Heißpressen hergestellten Probenplatten zusammengefasst. Die Arbeiten wurden primär in Zusammenarbeit mit der TUHH und u.a. im Rahmen einer gemeinsam betreuten Masterarbeit durchgeführt.

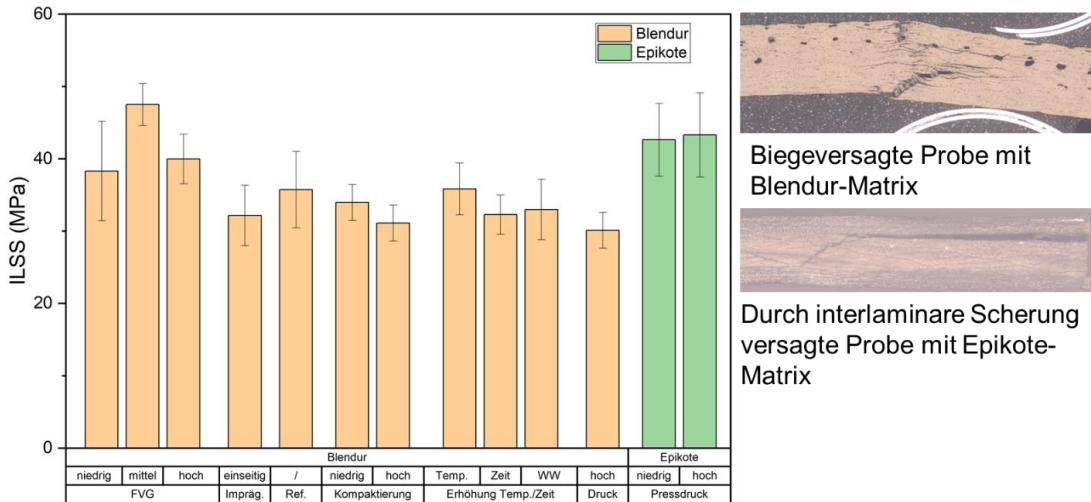


Abbildung 2-20: Zusammenfassung ILSS, Versuchsreihe DirectPreg Heißpresse Blendur/Epikote

Es konnte festgestellt werden, dass höhere Festigkeiten mit dem Epikote System von Hexion erreicht werden. Bei Verwendung des Blendur Harzsysteme ist die ILSS höher bei Verwendung von Leinwand-Geweben im Vergleich zu unidirektionalen Gelegen. Im Folgenden sind die Ergebnisse der DMTA nach ASTM D 4965 dargestellt.

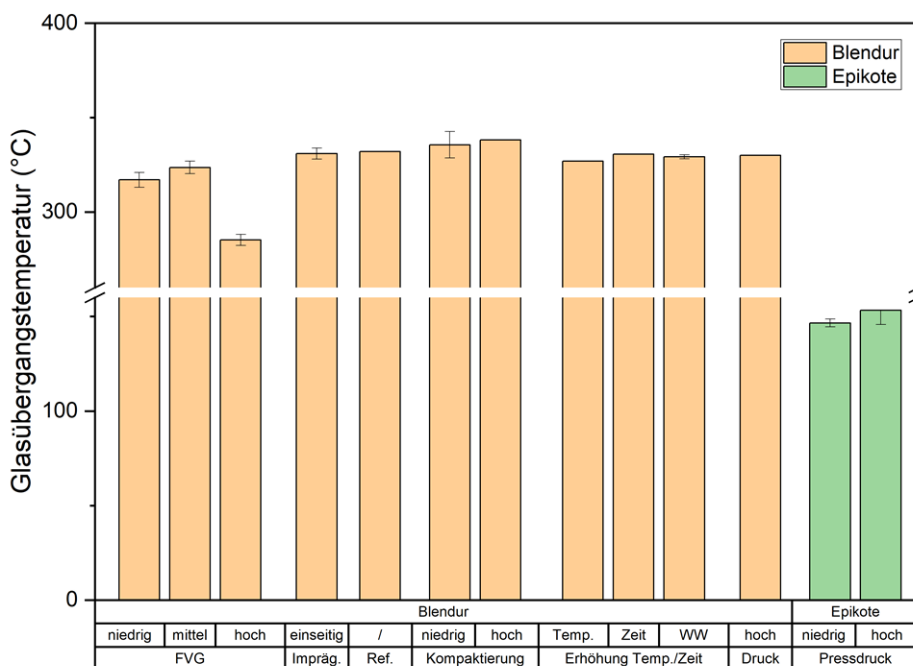


Abbildung 2-21: Zusammenfassung DMTA (ASTM D 4965), Versuchsreihe DirectPreg Heißpresse Blendur/Epikote

Aus den im Vergleich zu den Herstellerangaben (Blendur: $T_g = 300\text{ °C}$, Hexion: $T_g = 115\text{ °C}$) hohen erreichten Werten, kann auf eine vollständige Aushärtung in den angewendeten Presszyklen geschlossen werden.

Wie weitere Untersuchungen gezeigt haben, stellt der Aufbau des Vakuumsacksystems einen signifikanten Aufwand bei der Verarbeitung dar. Es wurde entsprechend eine Versuchsreihe durchgeführt, welche zum Ziel diesen Aufbau auf seine Notwendigkeit hin zu untersuchen. Folgende Abbildung zeigt den Vergleich von Blendur-GF-Proben mit und ohne Vakuumsackaufbau.

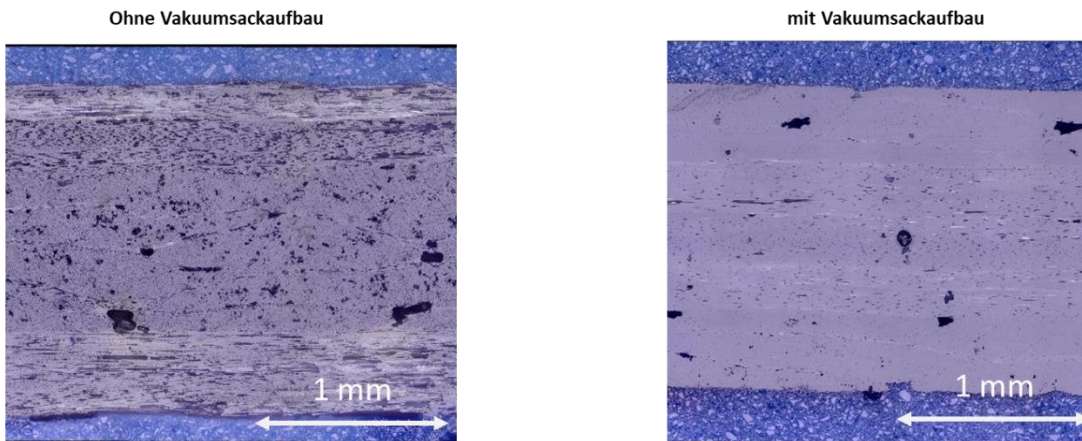


Abbildung 2-22: Vergleich Probe Blendur-GF aus Heißpressverfahren mit vs. ohne Vakuumsackaufbau bei ansonsten analogen Prozessparametern

Wie eindeutig zu erkennen ist, führt die Verwendung eines Vakuumsacks zu einem um ca. 10% reduzierten Porenanteil und ist damit unabdingbar für die Fertigung von hochqualitativen FVK-Platten in diesem Verfahren. Für die Verwendung des für den Demonstrator in Abstimmung mit einem Luftfahrtunternehmen definierte Matrix- und Textilsystems ist ebenfalls eine entsprechende Prozessoptimierung, analog zur bisherigen Vorgehensweise, notwendig. Jedoch werden hier nicht nur das Heißpressverfahren, sondern ebenfalls das Autoklav (Referenz) und die Aushärtung unter dem Vakuumsack in der Wärmekammer (aktuell bevorzugtes Verfahren zur Herstellung dreidimensionaler komplexer Bauteile) betrachtet. Bei einem ersten Vergleich der Verfahren bei analoger Prozess Temperaturführung und analogem Ausgangsmaterial (direktprägniertes Prepreg mit Faservolumengehalt = FVG i.H.v. 50%) anhand von $100 \times 100 \times 2\text{ mm}^3$ großen Probenplatten zeigte sich folgendes Bild.

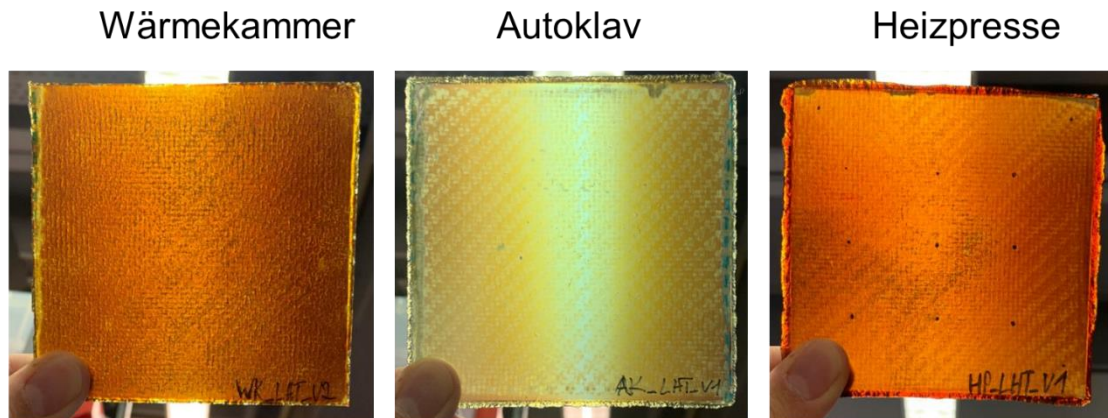


Abbildung 2-23: Vergleich Probenplatten Luftfahrt System: Wärmekammer vs. Autoklav vs. Heizpresse

Die unterschiedliche Färbung der Proben wird auf einen Oxidationsprozess zurückgeführt. Wie eindeutig zu erkennen ist, zeigt die im Autoklav gefertigte Platte die beste Oberflächenqualität und keine sichtbaren Poren. Der Porengehalt der hergestellten Proben ist in folgendem Diagramm zusammengefasst:

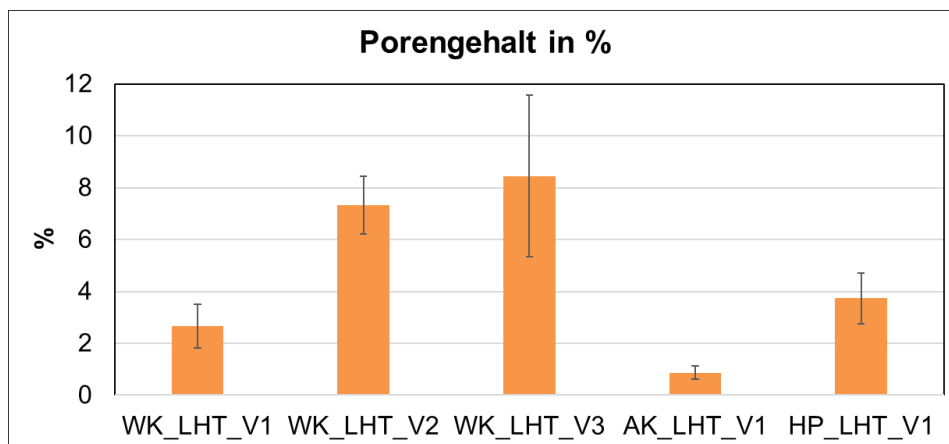


Abbildung 2-24: Vergleich Porengehalt Luftfahrt-System zwischen Proben aus der Wärmekammer (WK), dem Autoklaven (AK) sowie der Heizpresse (HP)

Wie eindeutig zu erkennen ist, weisen die im Autoklav gefertigten Proben den mit 0,86 % geringsten Porenvolumengehalt auf. Dieser liegt ebenfalls unterhalb der Zieldefinition von 1,0-2,0%. Für diesen Prozess ist entsprechend keine weitere Prozessoptimierung notwendig. Dieser wird aktuell als Referenz zur Bewertung der anderen Verfahren verwendet.

Im nächsten Schritt wurde der Einfluss der Alterung der Prepregs betrachtet. Hierzu wurde eine Testplatte, die aus 4 Wochen tiefgekühlt gelagerten Prepregs hergestellt wurde (AK_Luftfahrt_V1) mit einer Platte aus frischen Prepregs (AK_Luftfahrt_V2) verglichen im Hinblick auf Porenvolumengehalt, interlaminae Scherfestigkeit sowie Biegeeigenschaften (vgl. folgende Abbildung). Zusätzlich wurde eine Probenplatte getestet, für die eine verkleinerte Auflageplatte im Autoklavprozess verwendet wurde (AK_Luftfahrt_kP_V1). Dabei konnten mittels der gealterten Prepregs verbesserte mechanische Kennwerte erzielt werden.

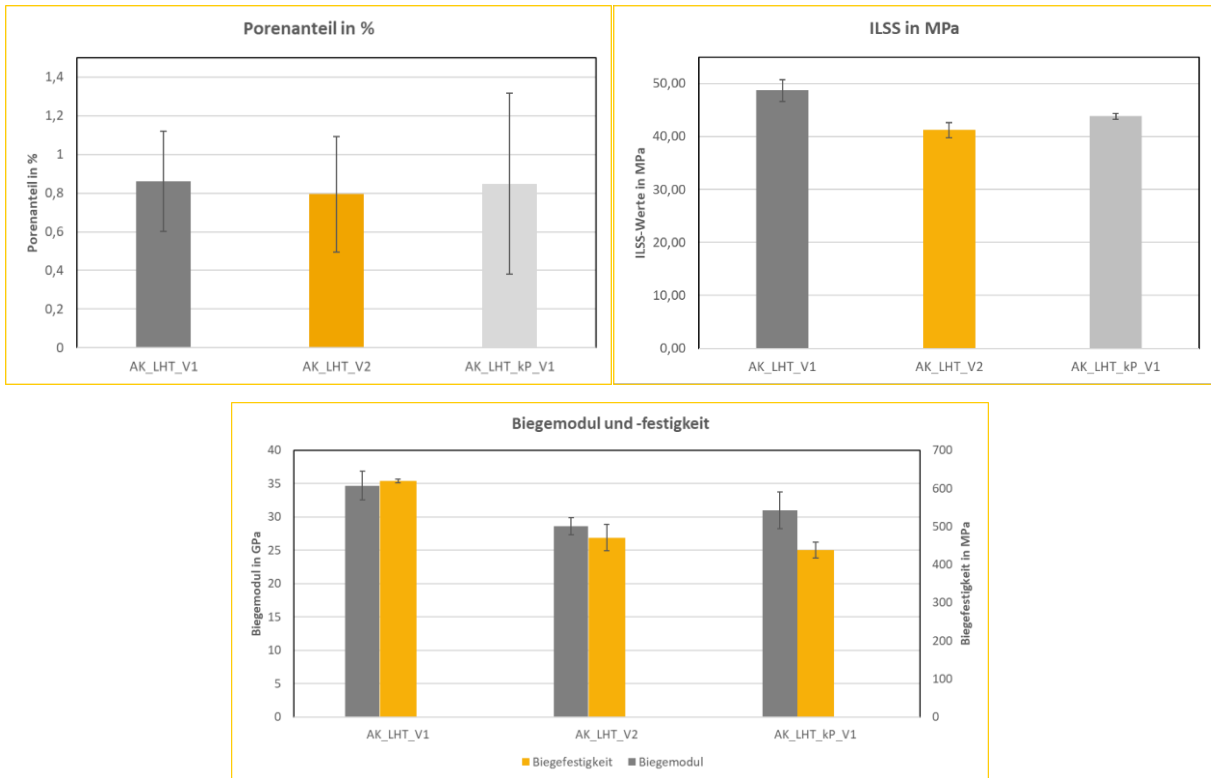


Abbildung 2-25:: Porengehalt und mechanische Kennwerte von DirectPreg Probenplatten Luftfahrt Epoxy, im Autoklav Verfahren gefertigt

Um das positive Ergebnis mittels Autoclav-Aushärtung bestmöglich mittels Out-of-Autoclave Verfahren (Heizpresse, Wärmekammer mit Vakuumsack) abzubilden, wurden weitere Versuche durchgeführt. Dazu wurden Pressversuche, sowohl auf der Laborheizpresse der TUHH als auch auf der größer dimensionierten 100t Heizpresse Rucks von CT herangezogen. Letztere erreicht aufgrund signifikant höherer Massen nur verlangsamte Heizraten. Dadurch wurde eine signifikante Anpassung der Prozessparameter erforderlich. In Abhängigkeit der Heizrate (vgl. folgende Abbildung) konnten geringe Porengehalte von min. 1,29 % erzielt werden.

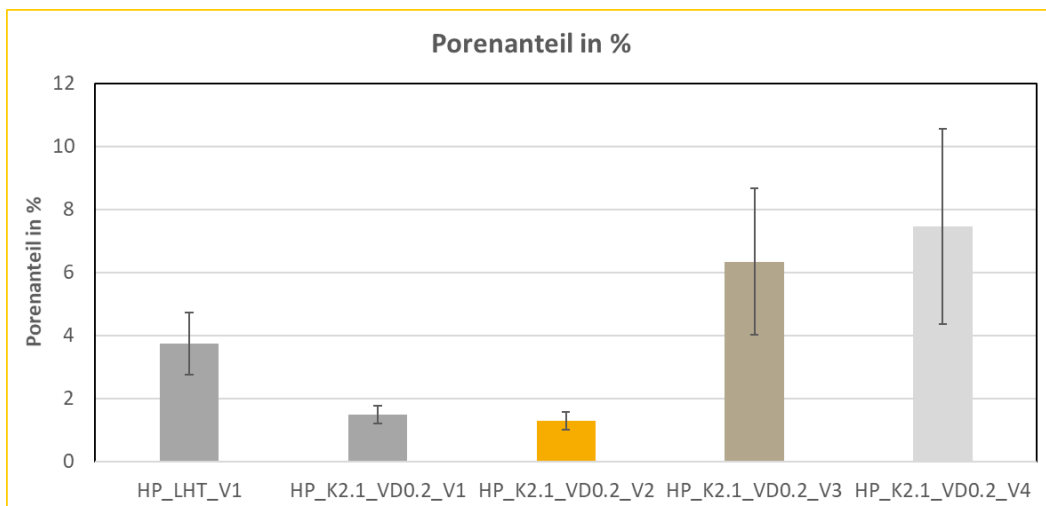


Abbildung 2-26:Porengehalt von DirectPreg Probenplatten Luftfahrt Epoxy, im Pressverfahren gefertigt

Die beiden rechts dargestellten Proben „HP_K2.1_VD0.2_V3“ sowie „HP_K2.1_VD0.2_V4“ wurden dabei mit gezielt angedicktem Epoxidharz imprägniert. Wie eindeutig zu erkennen ist, hat dies im Pressverfahren einen signifikant negativen Einfluss auf den Porenvolumengehalt. Die mechanischen Kennwerte (Biegetests, ILSS) konnten ebenfalls durch die angepasste Temperaturkurve optimiert werden. Es folgte die weitere Prozessoptimierung im sog. „Wärmekammer“-Prozess. Dabei wird das Formteil in einem Laborofen o.ä. bei gesteuerter Temperaturkurve in einem Vakuumsack ausgehärtet. Aufgrund geringerer Prozessdrücke und somit geringerem Harzfluss liegen die bislang erzielten Werte in Bezug auf den Porengehalt hier signifikant höher. Trotz eingehender Optimierung konnte bislang kein Porenvolumengehalt von unter 7% erzielt werden (dies überschreitet die Zielvorgabe von 1-2% erheblich). Da der Wärmekammer-Prozess jedoch für die spätere Fertigung der avisierten Bauteile die wirtschaftlich attraktivste Variante darstellt, wurden hier noch zusätzliche Iterationsschritte avisiert. Eine geringfügige Verbesserung konnte durch höherviskoses (ausgelagertes) Harz zur Imprägnierung erzielt werden. Weitere Optimierungsschritte umfassen eine Änderung des Vakuumsackaufbaus (doppelter Vakuumsack mit unterschiedlichen Druckbereichen um zusätzlichen Harzfluss zu provozieren) sowie eine weitere Iteration des Temperatur-Zeit-Verlaufs.

Folgende Abbildung fasst die abschließenden Versuchsergebnisse zusammen und zeigt, dass auch mittels Wärmekammerverfahren Porenanteile im Bereich von 2 vol.-% erreichbar sind.

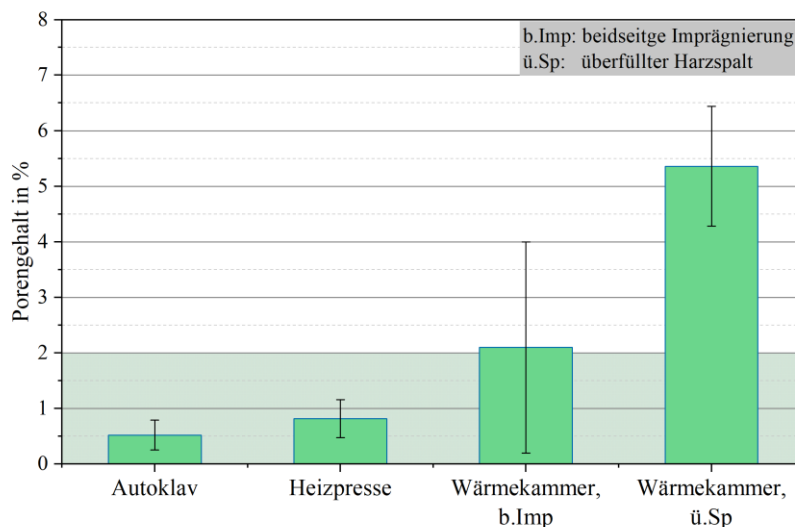


Abbildung 2-27: Porengehalt von DirectPreg Probenplatten nach unterschiedlichen Aushärtungsverfahren gefertigt.

Allerdings ist hierfür die Imprägniermethodik von entscheidender Bedeutung. Bei Anwendung der Methodik des überfüllten Spalts aggregieren sich konstruktionsbedingt Luftbläschen im Harzreservoir über die Zeit, sodass beim Imprägniervorgang Luft in das zu imprägnierende Textil eingetragen wird und mittels der geringen Drücke im Aushärtungsprozess mittels Vakuumsack nicht wieder entfernen lassen. Bei der Anwendung der beidseitigen Imprägnierung mittels dünner Harzfilme tritt dieser Effekt nicht auf, sodass hier geringere Porenvolumenanteile erzielt werden können.

Mit frisch produzierten Matrixsystemen und niedriger Viskosität lassen sich daher auch mit dem Wärmekammerverfahren geringere Porenanteile im Bereich von 2 vol.-% und darunter realisieren. Im Anschluss an diese Untersuchung wurden durch TUHH und Exakt (vgl. Abschlussbericht Exakt) weitere Untersuchungen durchgeführt, die noch positivere Ergebnisse mit einem Porenvolumengehalt im Bereich von 1 vol.-% mit der einseitigen Imprägnierung gezeigt haben, weshalb diese als bevorzugte Imprägniermethode für die weitere Prozessentwicklung gewählt wurde.

Mit diesen Ergebnissen wurde die Prozessentwicklung für Prepregimprägnierung im Plattenmaßstab abgeschlossen. Die weitere Verfahrensentwicklung seitens CT konzentriert sich auf die Fertigungskette von dreidimensionalen Bauteilen (AP6). Hierzu wurde seitens CT ein Laminierwerkzeug mit einer komplexen dreidimensionalen Geometrie konstruiert und realisiert.

2.1.6.3 Process development for pultrusion

Der Entwicklungsfokus für CompriseTec in AP 5 im Unterprojekt Pultrusion lag insbesondere auf der Konfiguration, Entwicklung, Untersuchung und Optimierung der Prozessführung für die unterschiedlichen Matrixsysteme sowie der zugrundeliegenden Anlagensystemtechnik.

Wie in Abschnitt 2.1.3.3 beschrieben, wurden im Projektverlauf sowohl partikelgefüllte als auch ungefüllte Matrixsysteme untersucht. Sofern erforderlich wurden im Rahmen dieses Arbeitspakets daher auch notwendige Anlagenmodule für die Pultrusionsanlage konstruiert und gefertigt und damit die Pultrusionsanlage entsprechend umgebaut, um die Verarbeitungsbedingungen für die favorisierten Harzsysteme zu ermöglichen bzw. zu verbessern.

Grundsätzlich hat sich gezeigt, dass für die unterschiedlichen Matrixsysteme der Aufbau der Pultrusionsanlage in den definierten Baugruppen der Pultrusionstrecke gezielt eingerichtet werden muss. Je nach Materialsystem empfiehlt sich eine andere Konfiguration der Pultrusionsanlage. So wird die Imprägnierung mit partikelgefüllten Matrixsystemen über ein Tauchbad vorgenommen, während für die Verarbeitung von partikelfreien Matrixsystemen die Imprägnierung über eine Injektionsanlage vorgenommen werden kann, welche eine verbesserte Imprägnierungsqualität erlaubt. Eine Übersicht über die möglichen Anlagenmodule ist in der folgenden Abbildung gegeben, wobei die beiden zueinander alternativen Imprägnierungsoptionen (Option I: Tauchbadimprägnierung, Option II: Imprägnierung über Injektionsanlage) rot umrandet markiert und entsprechend beschriftet sind.

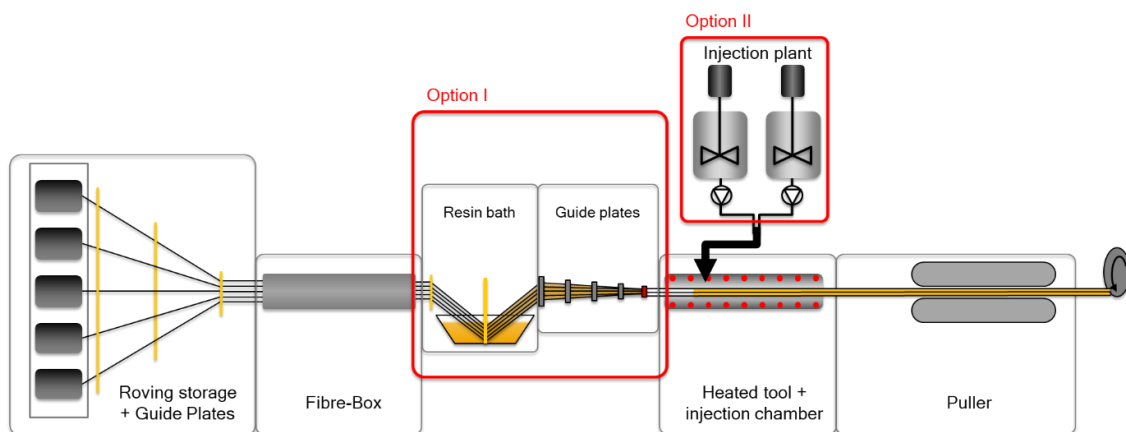


Abbildung 2-28: Anlagenkonzepte für die klassische Tauchbad-Pultrusion (Option I) und die Pultrusionslinie mit Injektionsanlage (Option II)

Die Anlagenmodule werden wie folgt beschrieben:

- Spulengatter und Rovingzuführung: Außenabwickelnde Rovingspulen erzeugen kein Verdrehen der Rovinge und ermöglichen eine bessere Impägnierung sowie eine einfache Prozessführung. Eine geringe Tex-Zahl der Rovinge verbessert zusätzlich das Imprägnierverhalten. Zusätzlich sollte darauf geachtet werden, dass aus dem Spulengatter die Zusammenführung der einzelnen Faserstränge möglichst kontinuierlich und ohne große Umlenkungen erfolgt.
- Faserbox: Für eine bessere Imprägnierung der Faserrovinge kann eine Faserbox eingesetzt und vorgeschaltet werden, in welcher die Rovinge räumlich vorsortiert und vorgewärmt werden, um die Imprägnierung mit dem Matrixsystem zu vereinfachen.
- Tauchbad: Für eine optimale Tränkung der Rovinge im Tauchbad sollten diese, wenn möglich, jeweils über eine separate Spreizrolle im Bad geführt werden. Speziell bei der Verwendung von Harzsysteme bei denen die Flammbeständigkeit über Partikelzusätze erzeugt werden, ist nach aktuellem Kenntnisstand wichtig, dass die Rovinge möglichst breit aufgespreizt werden um eine gute Impägnierung zu gewährleisten.
- Injektionsanlage: Für Matrixsysteme ohne Partikelmodifikation kann eine Injektionsanlage eingesetzt werden, mittels welcher unter Druck eine Injektion des flüssigen Matrixsystems in die Faserrovinge erreicht wird. Auch für Matrixsysteme die empfindlich gegenüber Umwelteinflüssen sind, ist eine Injektionsanlage vorteilhaft oder gar notwendig (z.B. aufgrund von Umwelteinflüssen, einer Feuchtigkeitsempfindlichkeit des Matrixsystems oder für eine Verarbeitung unter Luftabschluss aufgrund von Materialausgasungen). Des Weiteren können Materialsysteme mit kurzen Verarbeitungszeiten auf diese Weise in der Pultrusion eingesetzt werden.
- Pultrusionswerkzeug: Die Temperaturführung im Werkzeug ist entsprechend des Gelpunktes des verwendeten Harzsystems in Relation zur Abzugsgeschwindigkeit einzustellen. Zudem habe die Oberflächenrauigkeit und der verwendete Werkzeugstahl einen gravierenden Einfluss auf die Oberflächengüte des Pultrudats. Je nach Polymerisationsreaktion der verwendeten Matrixsysteme ist es notwendig, dass das Pultrusionswerkzeug unterschiedliche Temperaturzonen abbilden kann. Auch ist die Verwendung von Kühlzonen möglich.
- Bandabzug: Über einen Abzug wird das Strangprofil kontinuierlich abgezogen und dadurch der Endlosprozess gesteuert.

Im Folgenden wird beschrieben, welche Pultrusionsversuche mit den verschiedenen untersuchten Harzsystemen durchgeführt wurden und inwieweit diese den Konstruktionsprozess für die Entwicklung eines verbesserten, modularen Anlagenkonzepts für die Pultrusionsanlage (welche auch eine Imprägnierung mittels Matrixinjektion direkt in das Pultrusionswerkzeug darstellen kann) beeinflusst haben. Anschließend werden die ausgeführten Konstruktionsarbeiten beschrieben, die zur Fertigung und zum Aufbau neuer Anlagenmodule für die Pultrusionslinie geführt haben.

Wie bereits erläutert ist die Prozessführung bei der Pultrusion mit flammgeschützten Harzsystemen teilweise sehr herausfordernd, sodass je nach Harzsystem auch bestimmte Besonderheiten Berücksichtigung in der Prozessführung finden müssen. In den Pultrusionsversuchen wurden daher in mehreren Parameterstudien die folgenden Prozessparametern variiert und getestet, um die Prozessführung und die Pultrudatqualität zu optimieren:

- Tex Zahl der verwendeten Rovinge (Rovinggröße)
- Anzahl der Rovinge
- Vergleich innen und außen abwickelnde Roving-Spule
- Roving Führung im Imprägnierbad/Tauchbad
- Füllstand des Tauchbads
- Tauchbadtemperatur
- Matrixviskosität
- Anordnung, Ausrichtung und Geometrie der Rovingvorführung
- Vorwärmtemperatur der Rovinge
- Temperaturprofil im Pultrusionswerkzeug
- Rauigkeit der Werkzeugoberfläche
- Profilabmessungen
- Injektionsangußgeometrien
- Injektionskammergeometrien
- Abzugsgeschwindigkeit

Zunächst wurden Pultrusionsversuche unter Verwendung einer Tauchbadimprägnierung durchgeführt. Diese Art der Imprägnierung ist vor allem für Matrixsysteme geeignet, welche eine Partikelmodifikation aufweisen, mittels welcher die Flammschutzeigenschaften erreicht werden. Die folgende Abbildung zeigt beispielhaft durchgeführte Pultrusionsversuche mit partikelbeladenen Matrixsystemen unter Verwendung des Tauchbads und einer Preformstrecke zur Imprägnierung der Faserrovinge.

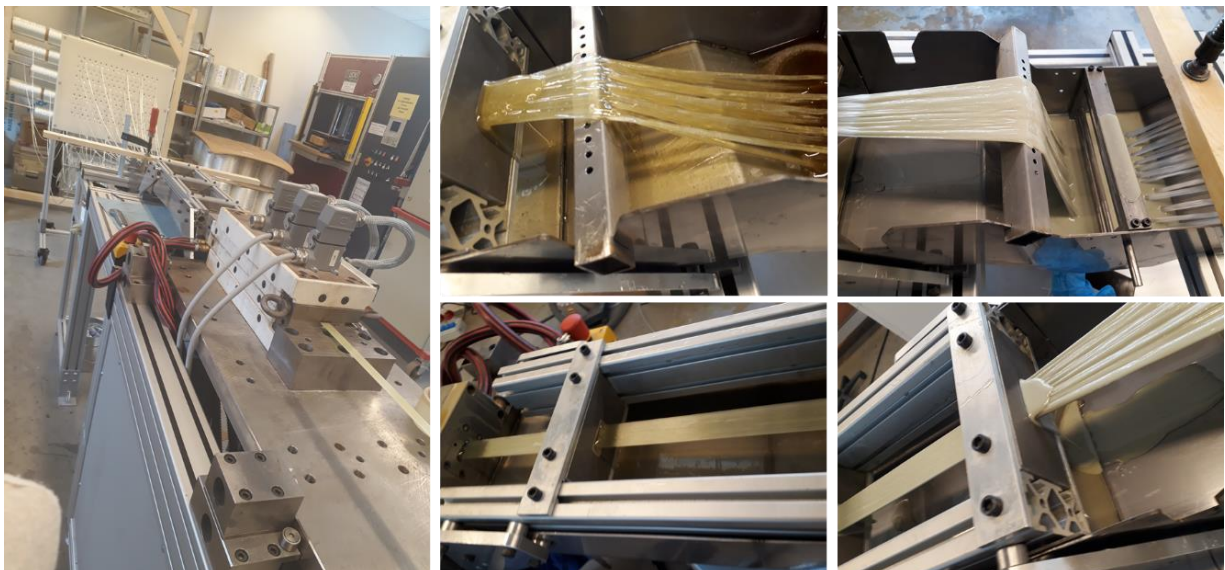


Abbildung 2-29: Pultrusionsversuche unter Verwendung eines Tauchbads zur Imprägnierung von Rovingen

Zusammengefasst wurden die folgenden Erkenntnisse erarbeitet:

- Tendenziell wird eine bessere Geometrieabbildung der Pultrusionskavität durch mehr Rovinge und somit einen hohen Faservolumengehalt erreicht. Für ungefüllte Matrixsysteme (z.B. Blendur) wurden gute Ergebnisse mit einem Faservolumengehalt von 69 vol.-% erreicht. Bei partikelbeladenen Matrixsystemen war der Faservolumengehalt notwendigerweise geringer, da – je nach Füllgrad - die Partikel mit den Fasern um den Platz im Profil konkurrieren. Aus Gründen der mechanischen Leistungsfähigkeit des Verbundmaterials sind daher partikelfreie Flammenschutzharze zu bevorzugen.
- Außenabgezogene und feinere Rovinge verbessern die Oberflächenqualität deutlich, da keine Verdrillung der Rovinge vorliegt, welche lokale Verdickungen hervorrufen.
- Eine möglichst lange Verweilzeit der Rovinge im Tauchbad ist wichtig, um die Menge eingeschlossene Luftbläschen zu reduzieren, welche ansonst als Poren im ausgehärteten Profil vorliegen und somit die Porosität erhöhen. Auch empfiehlt es sich mehrere, aufeinander folgende Umlenkstangen im gefüllten Bereich des Tauchbades vorzusehen, um die Rovingimprägnierung zu verbessern. Das in das Tauchbad zurücklaufende Matrixmaterial sollte durch „Bubble-Breaker“ oder eine Umwälzpumpe blasenfrei gehalten werden.
- Eine geringere Matrixviskosität (ggf. durch Vorwärmung des Matrixmaterials oder eine Anpassung der Materialformulierung) trägt zu einer verbesserten Imprägnierung bei. Auch eine Faservorwärmung verbessert in dieser Weise die Imprägnierung, da das Matrixmaterial bei Kontakt mit den Fasern im Moment der ersten Berührung im Grenzbereich der Fasern nicht abkühlt. Ebenso verbessert sich dadurch die Oberflächenqualität des ausreagierten Pultrudats.
- Für eine gute Geometrieabbildung der Werkzeugkavität sollten die in das Werkzeug hineinlaufenden Rovinge in ihrer jeweiligen Position durch entsprechende Gatterleitplatten oder eine Faserbox möglichst gut vorsortiert worden sein.
- Das Temperaturprofil innerhalb des Pultrusionswerkzeugs ist spezifisch für jedes Matrixsystem und hat großen Einfluss auf die Profilqualität und den Polymerisationsgrad des Matrixmaterials. Bei zu geringer Temperatur erfolgt kein kompletter Reaktionsumsatz und das Matrixmaterial tritt unreaktiert aus dem Werkzeug aus. Bei zu hoher Temperatur kann es jedoch zur thermischen Degradation des Matrixmaterials kommen oder zu dessen Dekonsolidierung (vgl. Schliffbild in der nachfolgenden Abbildung). Im letzteren Fall empfiehlt es sich die Werkzeugtemperatur vor dem Werkzeugaustritt auf einen Temperaturwert unterhalb der Glasübergangstemperatur des Matrixsystems abzusenken, um durch eine höhere Materialsteifigkeit die Dekonsolidierung zu verhindern. Für entsprechende Möglichkeiten der Temperaturführung ist ein modulares Pultrusionswerkzeug mit Heatbrakes zwischen den einzelnen Werkzeugabschnitten notwendig, um unabhängige Temperaturzonen innerhalb des Pultrusionswerkzeugs zu erreichen. Des Weiteren wird so auch die Möglichkeit von Kühlzonen geschaffen.
- Insbesondere bei breiten Profilgeometrien ist die Gestaltung der Angussgeometrie am Injektionspunkt wichtig, um eine ausreichende räumliche Verteilung des

injizierten Matrixmaterials über die Profilbreite zu erreichen. Bei einer Injektionskammer müssen hingegen „Totwasser“-Gebiete vermieden werden, in denen Matrixmaterial über längere Zeit verweilen kann, damit an-/ausreagiert und auf diese Weise „Klumpen“ bildet, welche die Injektion und die Geometrieabbildung des Profils stören sowie den gesamten Strangabzug blockieren können.

- Im Falle von Injektionsprozessen muss die Abzugsgeschwindigkeit genau auf den Injektionsvolumenstrom abgestimmt werden, damit bzgl. der Materialmenge keine Über- oder Unterinjektion stattfindet, die zu trockenen Bereichen im Pultrudat oder zu Leckagen im Werkzeug führt. Grundsätzlich bedarf es einer höheren Matrixreaktivität oder eines höheren Temperaturbereichs im Pultrusionswerkzeug, um höhere Abzugsgeschwindigkeiten zu erreichen. Da die Reaktivität und auch die anzuwendenden Temperaturbereiche für jedes Matrixsystem individuell sind, herrschen hier jedoch nur enge Spielräume und somit ist auch die darstellbare Produktivität für jedes Harzsystem unterschiedlich. Durch längere Pultrusionswerkzeuge kann am einfachsten eine höhere Abzugsgeschwindigkeit erreicht werden, da somit die notwendigen Verweilzeiten bei einer Temperatur auch bei einem schnelleren Strangabzug eingehalten werden kann. Für das Blendursystem konnte eine Geschwindigkeit von 0,3 m/min pro 500 mm Werkzeuglänge erreicht werden. Für die Huntsman-Systeme wurde eine Produktivität von 0,1 m/min pro 500 mm Werkzeuglänge erreicht.

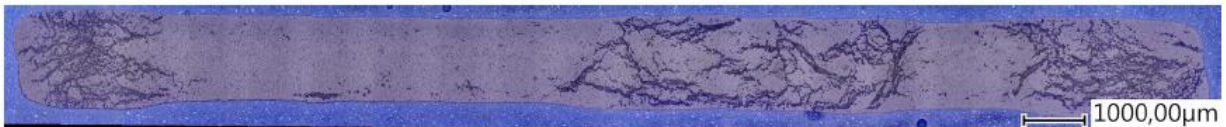


Abbildung 2-30: Lichtmikroskopisches Schlifffbild eines Pultrudatquerschnitts, der von Lunkerbildung betroffen ist.

Einhergehend mit den beschriebenen Versuchsergebnissen wurde die Entwicklung, Konstruktion und Fertigung eines modularen Pultrusionswerkzeugs, mit Eignung auch für Injektionsprozess, und einer Faserbox für die Faservorwärmung vorgenommen. Mittels der Neuentwicklung kann dann eine flexibel anpassbare Prozessführung im Pultrusionsprozess vorgenommen werden. In der folgenden Abbildung wird das grundsätzliche Konzept der neuentwickelten Anlage dargestellt.

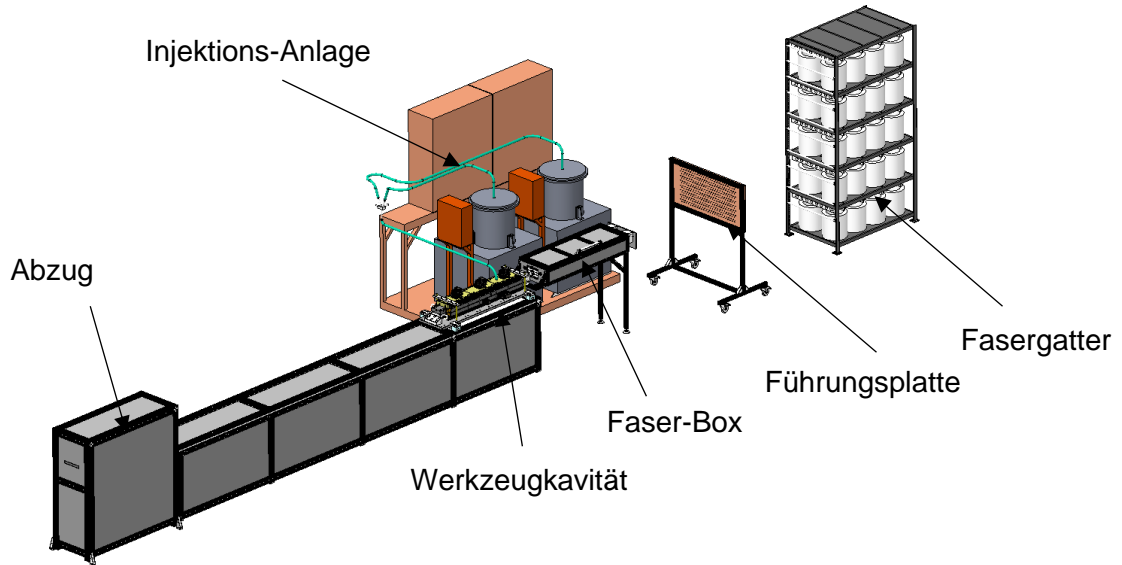


Abbildung 2-31: Grundsatzkonzept der modularen Pultrusionsanlage, dargestellt in der Option II (Pultrusionslinie mit Injektionsanlage)

Neben ihrer Hauptfunktion, der Vorwärmung und Trocknung der Rovinge durch Heißluft und ihrer Vorsortierung entsprechend der Profilgeometrie über in die Box integrierte Gatterleitplatten, dient die Faserbox auch als Kernzughalterung für die Fertigung von Hohlprofilen. Kernstück der Anlagenkonstruktion ist ein modulares Pultrusionswerkzeug mit segmentierten Werkzeugplatten, welches sowohl bei Injektionsprozessen als auch bei der klassischen Pultrusion mittels Tauchbadimprägnierung verwendet werden kann. Für die beiden Optionen der Pultrusion müssen jeweils angepasste Werkzeugsegmente verwendet werden. Hierbei sind Heizplatten außen positioniert und die Formplatten zur Abbildung der Kavitätsgeometrie innenliegend zwischen den Heizplatten. Alle Heizplatten- und Formplattensegmentpaare besitzen einen unabhängigen Heizregelkreis, sodass eine individuelle Temperatur eingestellt und gemessen werden kann, wobei eine automatische Regelung über die Anlagensteuerung stattfindet. Über entsprechende Frästaschen können sogenannte Heat-Breakes eingebaut werden, sodass die Wärmeleitung in benachbarte Heizplatten unterbrochen wird. Des Weiteren kann die Anzahl der modularen Plattensegmente flexibel verändert werden, je nach Anzahl der benötigten Temperaturzonen und Temperaturprofile oder benötigter Werkzeuglänge. Auch ist es möglich die Formplatten unabhängig von den Heizplatten auszubauen und gegen andere Formplatten auszutauschen, um so die Fertigung unterschiedlicher Pultrusionsprofile auf derselben Anlage abbilden zu können.

Speziell beim Injektionsprozess ist zudem eine Injektionskammer und ein Injektionsstutzen samt einem Angusskanal für das Werkzeug notwendig. Für die Durchführung von Injektionsprozessen werden daher Injektionskammereinsätze im ersten Formplattenpaar in entsprechende Frästaschen eingesetzt, welche auch den Zugang des Angusskanals vom Injektionsstutzen in den Kavitätshohlraum beinhalten. CompriseTec greift dabei auf eine eigens entwickelte Lösung aus gefrästen und 3D-gedruckten Werkzeugeinsätzen zurück. Im Falle einer Tauchbadimprägnierung werden diese Einsätze gegen gefräste, geschlossene Kavitätseinsätze ausgetauscht.

Bis auf den Injektionsstutzen wurden aus wirtschaftlichen Gründen fast alle Bestandteile des Pultrusionswerkzeugs und auch große Teile der Faserbox im hauseigenen Werkstattbereich des CompriseTec-Technikums gefertigt. Die Anlagensteuerung der Pultrusionsanlage wurde ebenfalls an die größeren Werkzeugdimensionen, die größere Heizleistung und an die Funktionen der hinzugekommenen Faserbox (Luftstrom, Lufttemperatur) angepasst.

In der folgenden Abbildung ist die Konstruktion der neuen Pultrusionsanlage bestehend modularem Werkzeug und in Prozessrichtung davorstehender Faserbox einzusehen.

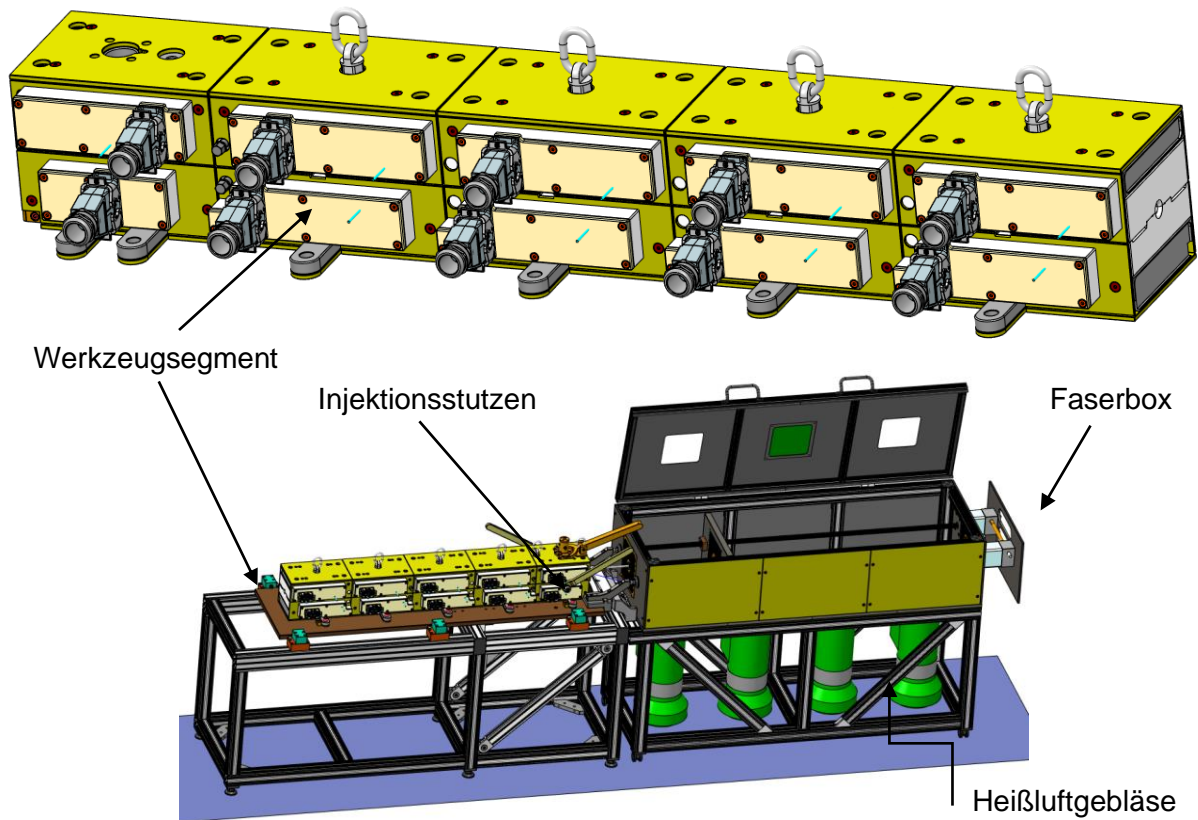


Abbildung 2-32: Konstruktion der Pultrusionsanlage bestehend aus Faserbox (unten rechts im Bild) und Pultrusionswerkzeug mit innenliegender Formkavität (unten links im Bild, oben vergrößert ohne Injektionsstutzen).

In den folgenden Abbildungen sind die gefertigte, aufgebaute Pultrusionsanlage sowie auch die Injektionsanlage einzusehen.



Abbildung 2-33: Injektionsanlage der Firma CompriseTec

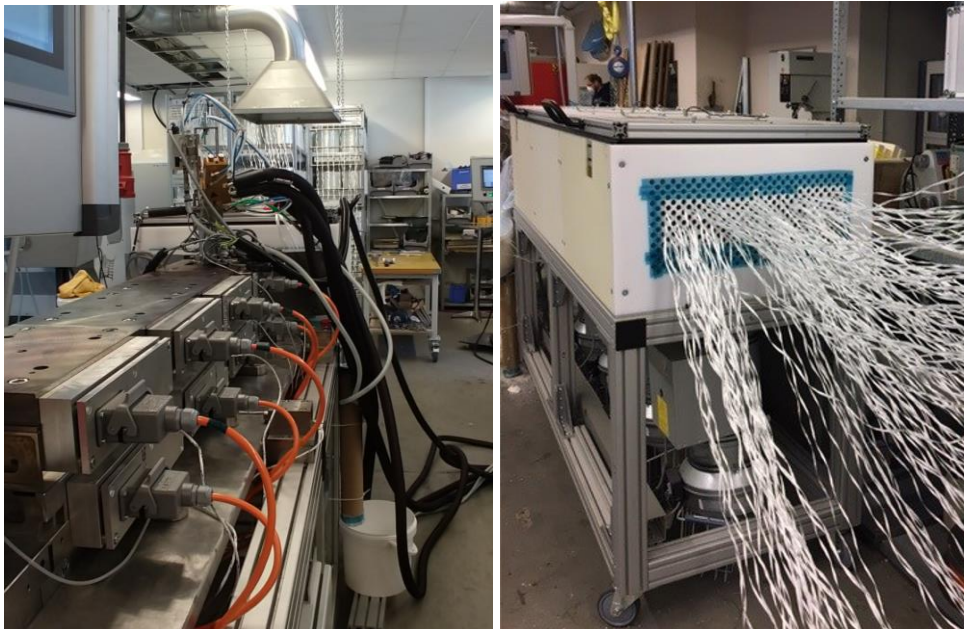


Abbildung 2-34: Pultrusionsanlage der Firma CompriseTec (links: Pultrusionswerkzeug mit Injektionsstutzen und Mischkopf der Injektionsanlage, rechts: Faserbox)

2.1.7 Arbeitspaket 6 – Herstellung der Demonstratoren

2.1.7.1 Manufacturing demonstrator by SMC-hot-pressing

Wie in Abschnitt 2.1.2.3 bereits beschrieben hat CompriseTec verschiedene Werkzeugeinleger für das Probewerkzeug konstruiert und fertigen lassen. Mittels der Werkzeugeinleger wurden bestimmte geometrische und funktionale Aspekte des Gesamtbauteil-Demonstrators (verschiedene Kantenradien, verschiedene Schäftungsgeometrien, verschiedene Rippengeometrien) untersucht, die in den nachfolgenden CAD-Abbildungen einzusehen sind.

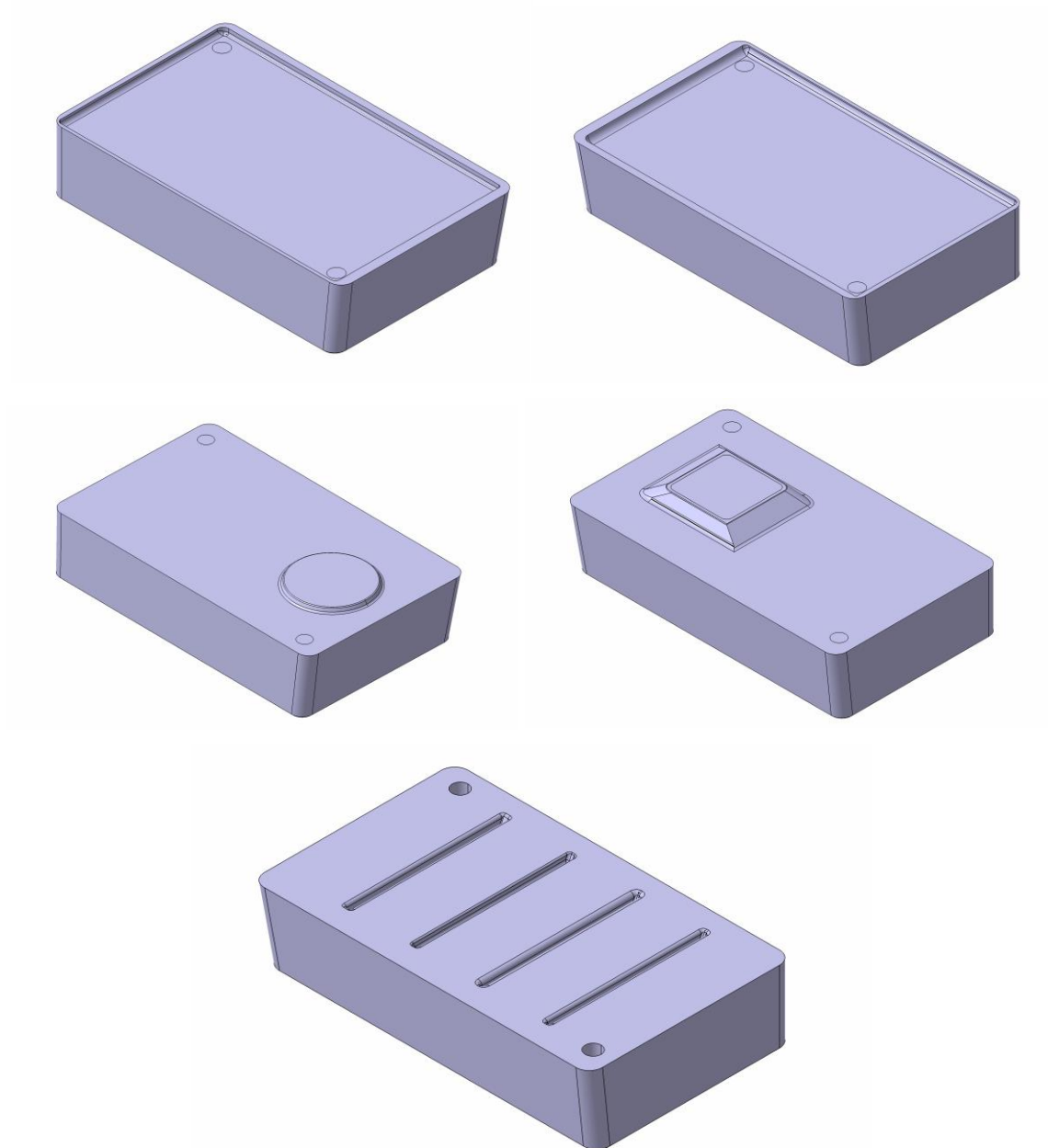


Abbildung 2-35: CAD-Abbildungen der konstruierten Werkzeugeinleger zur Abbildung der Merkmale des Gesamtbauteil-Demonstrators: Verschiedene Kantenradien (oben), Mulden und Schäftungsgeometrien (mittig), verschiedene Rippengeometrien (unten)

Unter Anwendung der zuvor im Rahmen der Prozessentwicklung ermittelten, optimalen Prozessparameter wurden entsprechende Probeplatten im Heißpressverfahren hergestellt, so dass die Platten Merkmale des Rückenlehntisch-Demonstrators beinhalten und somit Demonstratorbauteil-Ausschnitte darstellen, die für die weitere Prozessevaluation und Qualitätsanalyse anstelle des Gesamtdemonstrators genutzt werden konnten.

Da diese Ausschnitte den Großteil der relevanten Funktionselemente und Geometrieaspekte des Tray-Table-Bauteildemonstrators enthalten, und daher nicht mit relevanten

Einschränkungen im technischen Informationsgehalt zu rechnen ist, wurde dieses Vorgehen nach Rücksprache mit dem Projektpartner HSU und einem Luftfahrtzulieferer für zweckmäßig befunden.

Ein parametrisierbares CAD-Modell für den Tray-Table-Bauteildemonstrator liegt vor, sodass entsprechende Erkenntnisse direkt in die Kompletogeometrie überführt werden können. Einige Analyseergebnisse zu den gefertigten Demonstratorbauteil-Ausschnitten sind in Abschnitt 2.1.8.1 einzusehen sowie auch im Abschlussbericht des Projektpartners HSU.

2.1.7.2 Manufacturing demonstrator by prepreg

Als erster Entwicklungsschritt hin zur Realisierung komplexer dreidimensionaler Bauteile mittels DirectPreg wurde zunächst die Abbildung eines kleineren Teilausschnitts des Demonstratorbauteils in Zusammenarbeit mit einem Luftfahrtunternehmen angestrebt. Zur Realisierung dieses Teilausschnitts wurden zunächst unterschiedliche Verfahren beleuchtet – beispielsweise das CNC-Fräsen einer Aluminiumform oder die Verwendung eines Teilausschnitts der realen Demonstratorform. Zur Prozessentwicklung wurde im März 2020 eine Masterarbeit zu diesem Thema begonnen. In der ersten Phase dieser Arbeit wurde mittels filamentbasiertem 3D-Druck eine Laminierform aus kohlenstofffaserverstärktem Polyamid gefertigt. Diese stellt mit den Außenmaßen von 305 x 305 x 610 mm³ einen zentralen Ausschnitt mit der höchsten Komplexität des Demonstratorbauteils dar, welche jedoch kleindimensioniert genug ist, damit die Zuschnitte im aktuell verfügbaren Imprägnierwalzwerk imprägniert und das Bauteil in einem Laborumluftofen mittels Vakuumsackaufbau bei CT ausgehärtet werden konnten.

Nachfolgende Schritte waren die Anpassung der Zuschnittgeometrien an den entsprechenden Ausschnitt der Form, das bebinderte Zuschneiden bei der Firma Aristo (vgl. Bericht Exakt) sowie die Imprägnierung der Textilzuschnitte bei Fa. Exakt. Bei den Arbeiten wurde das Drapierungsverhalten der imprägnierten und kantenfixierten Textilzuschnitte bei Anwendung verschiedener Imprägnierungs- und Fixierungsparameter und bei verschiedenen handwerklichen Vorgehensweisen beim Drapiervorgang abgebildet, um dem Vorbild-Bauteil möglichst nahe zu kommen.

Es konnte geschlussfolgert werden, dass die Imprägnierung von den verwendeten Freiformzuschnitten sehr gut möglich und auch eine lokale Kantenfixierung für die Stabilität der Zuschnittkanten im Prozess zweckmäßig und gut umsetzbar ist. Es lag jedoch noch ein zu hoher Porenvolumengehalt im Bauteil vor, welcher durch weitere Optimierung der Prozesskette reduziert werden musste. Da es sich hierbei um große Poren zwischen den Einzellagen handelt, wurde zum dann aktuellen Stand davon ausgegangen, dass der weitere Verarbeitungs- und Laminierprozess der imprägnierten Prepregs verbessert werden muss und der Direktimprägnierprozesses hiermit seine Tauglichkeit für die Herstellung von Prepregs für die Herstellung dreidimensionaler Bauteile bereits unter Beweis stellt. Im Rahmen der Untersuchungen wurden jedoch auch noch deutliche Verbesserungspotenziale bei der Anlagen-/Prozesstechnik zur Direktimprägnierung aufgezeigt (z.B. in Bezug auf die Abnehmereinrichtung für die Abnahme der imprägnierten Textilzuschnitte von den Walzen und den Textiltransport im Prozess). Diese Punkte wurden mit Exakt kommuniziert und flossen in die weitere Entwicklung des Anlagenprototypen des Imprägnierwalzwerks mit ein.

Nach einem Workshop zum Thema Layup und Tooling für CompriseTec und Exakt bei einem Luftfahrtunternehmen, bei welchem die durch die komplexe Bauteilgeometrie bedingten

Herausforderungen explizit aufgezeigt und mögliche Optimierungsschritte erläutert wurden, konnte durch CT bereits eine deutliche Verbesserung der resultierenden Bauteilqualität erreicht werden. In Kombination mit einer einseitigen Imprägnierung und geringerem Binderanteil, welches zu einer verbesserten Drapierbarkeit führt, konnten die in folgender Abbildung dargestellten Verbesserung erreicht werden.

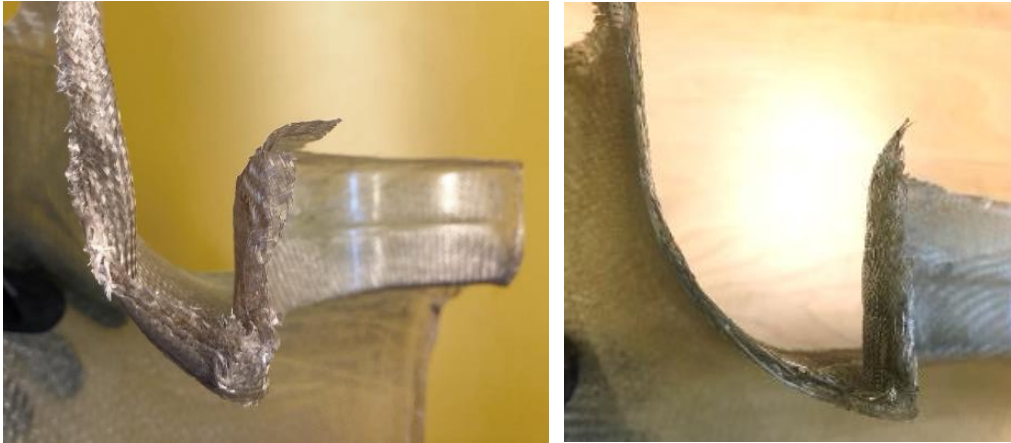


Abbildung 2-36: Detailausschnitt Demonstratoranwendung links: vor Optimierung; rechts: nach Anpassung Laminiertechnik, einseitige Imprägnierung, verringerter Binderanteil

Es wurde eine deutliche Verbesserung der augenscheinlichen Imprägniergüte erzielt, eine Reduktion von Ondulationen und eine deutliche Verbesserung der Drapierfähigkeit und Abbildung der Bauteilgeometrie. Folgende Abbildung zeigt Schliffbilder verschiedener Ausschnitte der Bauteile. Hier ist nach wie vor ein signifikanter Porenanteil erkennbar, wenn auch deutlich verringert. Es wurde entschieden eine abschließende Untersuchung anhand des realen, vollflächigen Demonstratorbauteils durchzuführen.

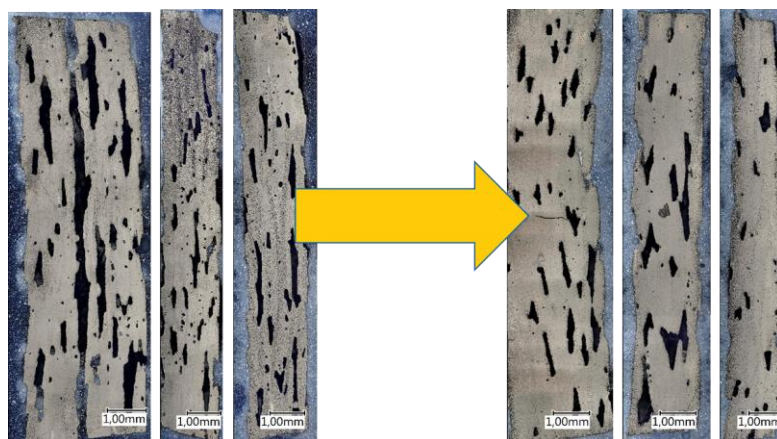


Abbildung 2-37: Angefertigte Schliffbilder aus dem Ausschnitt eines Demonstratorbauteils zur Beurteilung des Porenvolumenanteils (links doppelseitige Imprägnierung im überfüllten Spalt, rechts: einseitige Imprägnierung)

2.1.7.3 Manufacturing demonstrator parts by pultrusion

Aufgrund der Datensituation (mechanische Auslegung des Bauteildemonstrators im Grenzbereich, daher nur geringe Gewichtseinsparung gegenüber dem aktuellen Aluminiumbauteil,

aktuell kein Kostenvorteil erzielbar trotz deutlich vorteilhafter Ökobilanz) wurde bislang keine Faserverbund-Gepäckstange als Demonstratorbauteil realisiert und es wurde entschieden, die Demonstratorherstellung zunächst zurückzustellen. In anschließenden Gesprächen mit einem Luftfahrtzulieferer soll die Faktenlage zunächst weiter gemeinsam erörtert werden, um die Vorteile einer Faserverbund-Gepäckstange in Anbetracht der in Abschnitt 2.1.8.2 beschriebenen Rahmensituation noch tiefergehender zu bewerten.

2.1.8 Arbeitspaket 7 – Prozessevaluierung und Optimierung

2.1.8.1 Evaluation of technical quality

2.1.8.1.1 DirectPreg:

Fokus der letzten Projekt quartale war die Demonstratorfertigung unter realen Umgebungsbedingungen im Produktionsumfeld von einem Luftfahrtunternehmen vor Ort in der Basis eines Luftfahrtunternehmens.

Ziel war es ein komplettes Bauteil in einem seriennahen Fertigungsprozess umzusetzen, die kritischen Kenndaten aufzunehmen (Prozesszeiten, Material- und Platzverbrauch, etc.) und somit die Grundlage für AP7 (Prozessevaluierung) zu schaffen. In Vorbereitung auf die Versuchstage wurden, in Zusammenarbeit und mit Unterstützung von Exakt, zunächst die sicherheitstechnischen Richtlinien zur Verarbeitung der Materialien (PSA-Konzept) und des prototypischen Imprägnierwalzwerkes im Produktionsumfeld von einem Luftfahrtunternehmen vorbereitet und organisiert.

Als Nächstes galt es, die textilen Halbzeuge für die Versuchsreihe vorzubereiten. Da die maximale Breite des Imprägnierwalzwerk-Prototyps nicht ausreichend ist, um die Zuschnittgeometrien des Demonstrators vollends umzusetzen, wurde entschieden die Textilzuschnitte (ca. 40 Stück pro Bauteil) in der Orientierung anzupassen und in Teilabschnitte zu stückeln, welche mit dem verfügbaren Prototypen des Imprägnierwalzwerkes verarbeitet werden können. Diese Arbeiten wurden konstruktiv durch CT durchgeführt.

Der Zuschnitt der Textilien mit gleichzeitiger lokaler Bebinderung fand im Unterauftrag durch ARISTO im sog. SequeFix Verfahren (vgl. Bericht Exakt) statt. Hierbei konnte eine zuverlässige und effiziente Fertigung des vorbereiteten Zuschnittes erreicht werden.

Nach mehrwöchiger Vorbereitung (erschwert durch Sicherheitsvorschriften (PSA) aufgrund der zu verarbeitenden Harzsysteme sowie COVID-19 Restriktionen, z.B. in Bezug auf anwesende Personenzahl) konnte im Juni 2021 die geplanten Demonstratorfertigung im Produktionsumfeld von einem Luftfahrtunternehmen durchgeführt werden. Es wurden seitens einem Luftfahrtunternehmen dazu mehrere Mitarbeiter aus Produktion und Engineering bereitgestellt, welche das Layup sowie die Weiterverarbeitung (Vakuumsackaufbau, Aushärtung etc.) der Bauteile durchgeführt haben und die Prozessschritte überwacht und beurteilt haben. Die Imprägnierung der Textilzuschnitte am Imprägnierwalzwerk sowie die Prozessdokumentation für spätere PCA und LCA wurde seitens Comprisetec mit Unterstützung von Exakt durchgeführt.

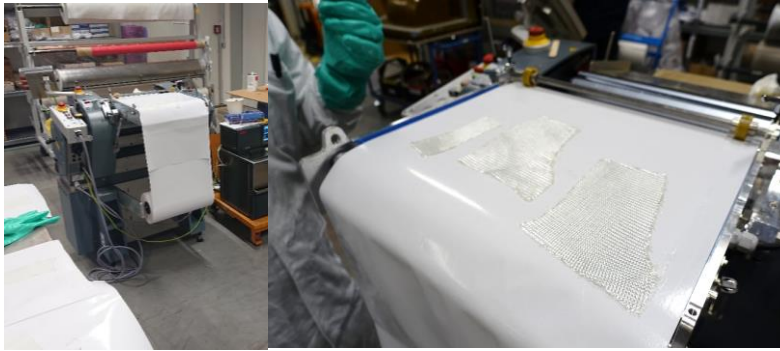


Abbildung 2-38: CompriseTec und Exakt bei der Demonstratorfertigung bei einem Luftfahrtunternehmen

Es konnte erfolgreich die komplette Prozesskette vor Ort von den trockenen Textilizuschnitten bis hin zum imprägnierten FVK-Bauteil durchgeführt und validiert werden.

Dabei kamen sowohl Vorteile des Verfahrens gegenüber anderen Produktionsverfahren wie der Vakuuminfusion sowie weiterer Optimierungsbedarf für die DirectPreg Technologie und das Imprägnierwalzwerk zum Vorschein. Positiv konnte beispielsweise die verbesserte Drapierbarkeit und Korrekturvermögen bei der Einzellagenplatzierung (vgl. folgende Abbildung) und somit das beschleunigte Layup sowie ein einfacherer Vakuumsackaufbau ermittelt werden. Optimierungsbedarf gibt es noch in den Punkten Reinigungsaufwand und Materialausnutzung am Imprägnierwalzwerk (durch Totvolumina innerhalb der Anlage). Nichtsdestotrotz war die Zeit- und Materialbilanz des Gesamtprozesses positiv im Vergleich zum Stand der Technik (vgl. AP7).



Abbildung 2-39: DirectPreg-Halbzeuge bieten eine hervorragende Drapierfähigkeit

2.1.8.1.2 SMC-Schaum-Sandwich:

Nachfolgend sind Ergebnisse der Pressversuche an Demonstratorbauteil-Ausschnitten einzusehen, um auf Basis einer Qualitätsanalyse mögliche Optimierungsschritte für den Herstellungsprozess zu identifizieren.

In der folgenden Abbildung sind Aufnahmen von Querschnitten durch verschiedene SMC-Schaum-Sandwichplatten einzusehen, bei denen es jeweils das Ziel war eine unterschiedliche Rippengeometrie durch unterschiedliche Belegschemata mit SMC-Rohmaterial abzuformen. Nähere Informationen zu den gewählten Belegschemata sind im Abschlussbericht des

Partners HSU einzusehen. In der folgenden Abbildung sind zwei deutlich unterschiedliche Rippengeometrien mit optimierter Qualität der Geometrieabbildung der Rippe dargestellt. Es ist jedoch klar zu sehen, dass dies jeweils eine Auswölbung der Sandwich-Platte auf der Rückseite zur Folge hat, die durch überschüssiges SMC auf der Rippenseite verursacht wird. Es empfiehlt sich daher, für die Rippenabbildung lokal ein SMC- mit geringerem Flächengewicht einzusetzen, um weniger Materialüberschuss vorliegen zu haben und damit eine geringere Durchwölbung zu verursachen. Davon abgesehen besteht jedoch zunächst kein Anlass die Rippengeometrie des Demonstratorbauteils abzuändern, da die existierende Geometrie somit nachweislich im Sandwich-SMC-Prozess abgebildet werden kann.

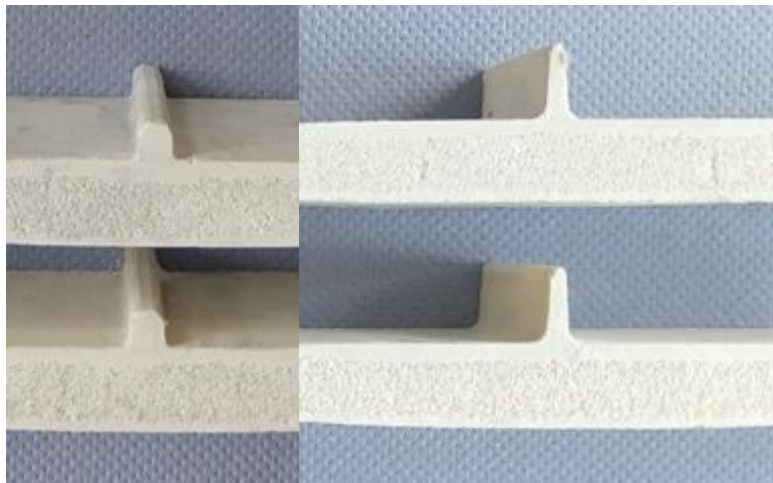


Abbildung 2-40: Schnittbilder von zwei verschiedenen Rippengeometrien (Höhe: 5 mm und 10 mm) mit vollständiger Geometrieabbildung. Sichtbar ist jedoch eine Durchbiegung der SMC-Decklage auf der Rückseite des Sandwich-Schaumkerns.

Insgesamt zeigt sich, dass sich die Geometrie-Abbildung von Rippenkonturen dadurch verbessern lässt, dass die Rippenoberfläche möglichst mit einer durchgehenden SMC-Lage ausgelegt wird, um Oberflächen-Lunker oder eine unvollständige Ausfüllung des Rippenvolumens zu verhindern. Letzteres wird des Weiteren dadurch unterstützt, dass eine gewisse Menge SMC-Überschussmaterial im inneren der Rippe platziert wird, welche den Fließdruck während des Heisspressprozesses erhöht. Dabei ist es jedoch wichtig, diese Menge an SMC-Überschussmaterial auf die Fließeigenschaften des SMCs, auf die Prozessbedingungen und auf die Eigenschaften des Schaumkernmaterials abzustimmen, um eine übermäßige Schaumkompaktierung der Schaumkernoberseite im Rippenbereich sowie eine rückseitige Durchwölbung der Sandwich-Platte zu verhindern. Die Anpassung der SMC-Überschussmenge sowie die Anpassung der Auslagefläche hat entsprechende Optimierungen gezeigt. Weiterhin könnte auch Überschussmaterial-SMC mit einem geringeren Flächengewicht verwendet werden, um präzisere Anpassungen vornehmen zu können.

Einige detailliertere Abbildungen zu den Pressversuchen mit dem Rippen-Kontur-Werkzeugeinleger sind im Abschlussbericht des Projektpartners HSU einzusehen.

In weiteren Pressversuchen wurden Probplatten mit dem Geometrieinleger zur Abbildung eines Schäftungsdoms hergestellt. Der Dom besitzt dabei Flanken mit unterschiedlichen Schäftungswinkeln (30° und 50°), um deren Einfluss auf die SMC-Schaum-Anbindung und die

Verformung des Schaumkerns im Schäftungsbereich zu untersuchen. Der Schaumkern wurde zuvor entsprechend ausgefräst, sodass sich im Grund des Doms eine monolithische SMC-Schicht ergibt und sich der geschäftete Schaumkernabschnitt zwischen den SMC-Decklagen an den Dom des Werkzeugeinlegers anlegen kann. Grundsätzlich wird der Schaumkern in den dünnen Bereichen der Schäftung und an den Übergangskanten leicht durch das SMC verdrängt. Dieser Effekt kann jedoch durch einen speziellen Zuschnitt der SMC-Decklagen und die Anpassung der SMC-Menge im betroffenen Bereich abgemildert werden. Entsprechende Abbildungen und Auswertungsdetails dieser Versuche sind im Abschlussbericht des Partners HSU einzusehen.

Des Weiteren wurden Pressversuche mit dem Geometrieinleger zur Abbildung unterschiedlicher Kantenradien durchgeführt. Dabei wurden Schaumplatten mit unterschiedlichen Radien ($R = 2 \text{ mm}$ bis 5 mm) an den Kanten und an den Ecken gefräst und damit der Geometrie der Werkzeugeinleger angepasst. Die auf diese Weise konturierten Schaumplatten wurden beidseitig von SMC-Lagen bedeckt in das Presswerkzeug gelegt, wobei die Auslagegröße der SMC-Lagen definiert im Bereich von 89 % bis 123 % Flächenüberdeckung bezogen auf die Schaumkernfläche variiert wurde. Ziel bei dieser Versuchsreihe war es das Umfließen der SMC-Decklagen um die verrundeten Schaumkanten in Abhängigkeit der SMC-Auslagefläche und in Abhängigkeit des jeweiligen Kanten- oder Eckenradius zu untersuchen. Des Weiteren sollte die entsprechende SMC-Decklagen-Schaumkernanbindung an den jeweiligen Stellen untersucht werden. Die folgende Abbildung zeigt exemplarisch die besten Ergebnisse für eine SMC-Auslage von 111 %. Bei einer größeren SMC-Auslage ergab sich nur eine schlechte Anbindung zwischen SMC und Schaumkern. Bei einer verringerten SMC-Auslage floß das SMC nicht vollständig um die Schaumkante herum, sodass offene Bereiche des Schaums verblieben.



Abbildung 2-41: Oben: Abbildung einer von SMC umflossenen Schaum-Ecke, unten: Schnittbild durch eine Probeplatte mit drei unterschiedlichen Kantenradien zur Begutachtung der Materialanbindung zwischen SMC und Schaumkern

2.1.8.1.3 *Pultrusion:*

Da bislang keine Demonstratorgepäckstange hergestellt wurde, konnte bislang keine Qualitätsanalyse durchgeführt werden.

2.1.8.2 **Process cost analysis**

2.1.8.2.1 *DirectPreg:*

Im Rahmen der Demonstratorversuche bei einem Luftfahrtunternehmen (vgl. Abschnitt 1.7) wurden eine Vielzahl an Prozessdaten aufgenommen (Zeiten, Platzbedarf, Ausschussraten, Energieaufnahme) sowie subjektiver Input seitens der Mitarbeiter von einem Luftfahrtunternehmen eingeholt. Die Auswertung der Daten sowie der gesamten Prozesskette (inkl. Zugschnitt und Bauteilqualität) war Gegenstand der Arbeiten des abschließenden Berichtszeitraumes des Vorhabens. Aufgrund der Vertraulichkeit der Anwendung von einem Luftfahrtunternehmen werden hier ausschließlich relative Vor-/Nachteile in prozentualen Angaben zwischen dem Verfahren nach aktuellem Stand der Technik (Vacuum Assisted Resin Infusion, VARI) und DirectPreg wiedergegeben.

Im Hinblick auf die gesamte Prozesszeit ergibt sich durch DirectPreg eine Ersparnis von ca. 12%. Vorteilhaft sind insbesondere reduzierte Laminierzeit aufgrund stark verbesserter Drapierfähigkeit (sowie der Eigenschaft des direktimprägnierten Textils, sich leichter ablösen, verschieben und korrigieren zu lassen, dabei jedoch nicht ungewollt zu verrutschen) und der einfachere Vakuumsackaufbau im Vergleich zum VARI-Verfahren. Nachteilig ist der zusätzliche Zeitaufwand für die Imprägnierung und Reinigung des Imprägnierwalzwerkes. Schlussendlich fällt die Bilanz im Hinblick auf die Prozesszeit aber positiv für DirectPreg aus.

Gleiches gilt für den Harzverbrauch. Durch die materialeffiziente Nutzung der Basiswerkstoffe kann durch den Einsatz von DirectPreg eine Reduktion der benötigten Harzmenge von ca. 17% erzielt werden.

Im Hinblick auf den benötigten Platzbedarf der gesamten Prozessinsel ist DirectPreg um ca. 19% im Nachteil.

Die Analyse der gesamten Produktionskosten (unter Berücksichtigung sämtlicher Anlagen-, Material- und Personalkosten) zeigte eine potenzielle Ersparnis auf die Herstellkosten durch den Einsatz von DirectPreg um ca. 16%. Bedient ein Imprägnierwalzwerk mehrere (z.B. 4) Laminierstationen, was aufgrund der kürzeren Prozesszeiten möglich und sinnvoll erscheint, kann sogar eine Kostenreduktion um ca. 21% erzielt werden.

2.1.8.2.2 *Sandwich-SMC:*

Ein aktuell existierender Rückenlehnentisch, in der im Einsatz befindlichen Bauweise als Thermoplast-Halbschalen-Konstruktion, weist ein Gewicht von 440 g inkl. Funktionselementen (Gleithülsen für die Auszugschienen, Verschlusshebel für Rastposition an der Sitzlehne) ohne Auszugschienen und Gestellarme auf. Im Vergleich dazu ist eine SMC-Schaum-Sandwich-Variante mit zwei SMC-Decklagen und dem betrachteten Schaumkern ROHACELL® 110S mit ca. 512 g bereits etwas schwerer, weshalb ein pauschaler Preisvorteil von 50 bis 80 EUR/kg eingespartem Gewicht in diesem Fall keinen Nutzen für einen SMC-Sandwich-Demonstrator hätte. Da auch das eingesetzte, flammbeständige SMC einen relativ hohen Preis aufweist,

wird deutlich, dass noch weitere Entwicklungsbedarf vorliegt, bis eine wirtschaftlich konkurrenzfähige Bauteilkonstruktion vorliegt, mit der über einen Gewichtsvorteil auch ein Kostenvorteil generiert werden kann.

2.1.8.2.3 Pultrusion:

Auf Basis der in Abschnitt 2.1.9.2 per FE-Simulation ermittelten geometrischen Abmessungen und der verwendeten Materialkonfiguration mit einem Faservolumengehalt von 69 %, wurde eine Prozesskostenanalyse für den zugrundeliegenden Pultrusionsprozess durchgeführt. Auf Basis der Material- und Prozesskosten für eine Herstellung einer Faserverbund-Gepäckstange im Pultrusionsverfahren, wurde ein Vergleichspreis für eine repräsentative Länge der Gepäckstange von einem Meter berechnet. Dieser Vergleichspreis wurde mit einem Preis für eine entsprechende Aluminium-Gepäckstange verglichen. Um zusätzlich den Nutzen einer Gewichtersparnis der Faserverbund-Gepäckstange gegenüber einer Aluminium-Gepäckstange einpreisen zu können, wurde von einem Luftfahrtzulieferer ein Wert von pauschal 50 EUR bis 80 EUR pro Kilogramm eingespartem Gewicht genannt, welcher auf die erreichte Gewichtseinsparung angewendet werden kann. Es zeigt sich aber, dass auch mit diesem Kostenvorteil je Kilogramm eingespartem Gewicht (ca. 12 % Gewichtseinsparung für die Faserverbundvariante gegenüber der Aluminiumvariante) dennoch aktuell kein günstigerer Preis für eine Faserverbund-Gepäckstange im Vergleich zur Aluminiumvariante erzielt werden kann. In der Tat liegen die Herstellungskosten für eine Faserverbundgepäckstange aktuell noch um ein Vielfaches über jenen für eine Aluminiumgepäckstange. Um einen Kostenvorteil zu erlangen, muss nach dem aktuellen Stand der Technik daher entweder ein größerer Kostenvorteil in der Betriebsphase je eingespartem Kilogramm Gewicht erzielt werden oder es müssen die deutlich negativeren Umweltauswirkungen der Aluminiumproduktion stärker in die Herstellkosten einer Aluminiumgepäckstange einbezogen werden (vgl. Ökobilanzanalyse in Abschnitt 2.1.8.4). Eine Möglichkeit zur Reduktion des aktuell wirtschaftlichen Preises für eine Faserverbund-Gepäckstange liegt in einer deutlichen Erhöhung der Abzugsgeschwindigkeit des Pultrusionsprozesses. Die Abzugsgeschwindigkeit ist für aktuell am Markt verfügbare, inhärent flammgeschützte, duromere Pultrusionsharzsysteme mit 0,1 m/min bis 0,3 m/min stark limitiert. Es ist erforderlich deutlich schneller härtende Harzsysteme zu entwickeln, um eine deutliche Reduktion der Prozesskosten zu erreichen. Alternativ können thermoplastische Reaktivsysteme (z.B. basierend auf Caprolactam) betrachtet werden, da hier deutlich höhere Abzugsgeschwindigkeiten und damit günstigere Prozesskosten darstellbar sind (vgl. Abschnitt 2.1.8.3). Für derartige, thermoplastische Matrixsysteme bleibt jedoch beispielsweise die Formulierung eines inhärenten Flammenschutzes aktuell noch eine Herausforderung.

2.1.8.3 Optimisation of process

2.1.8.3.1 DirectPreg:

Die möglichen Optimierungsschritte des DirectPreg-Prozesses sind im Rahmen dieses Arbeitspakets aufgeklärt worden und werden in den Abschnitten 2.1.8.1 sowie 2.1.8.2 beschrieben. Wesentliche Optimierungsschritte betreffen dabei die konstruktive Weiterentwicklung des Imprägnierwalzwerks in z.B. den folgenden Aspekten:

- Totvolumen der Anlage reduzieren → weitere Reduzierung des Harzverbrauchs
- Vereinfachung und Beschleunigung der Anlagenreinigung

- Platzbedarf der Prozessinsel verringern

Weitere Optimierungspunkte sind im Abschlussbericht des Partners Exakt einzusehen. Die Optimierung wird im Rahmen der weiteren Technologieentwicklung durch EXAKT geleistet und von Comprisetec in der Projektverwertungsphase betreut.

2.1.8.3.2 SMC-Schaum_Sandwich:

Im Teilprojekt SMC-Schaum-Sandwich hat sich bis zum bis dato erreichten technischen Stand kein weiteres, grundsätzliches Optimierungspotential aufgetan.

2.1.8.3.3 Pultrusion:

Ein wesentlicher Optimierungspunkt im Teilprojekt Pultrusion war die Anpassung der Temperaturführung im Pultrusionswerkzeug. Je nach Prozessgeschwindigkeit und Matrixreaktivität empfehlen sich andere Temperatureinstellungen. Die Ergebnisse zur Materialuntersuchung in Arbeitspaket 5 – Prozessentwicklung zeigen zudem, dass es für manche Matrixsysteme notwendig ist eine Kühlfunktion im Bereich des Werkzeugaustritts zu integrieren, um eine Dekonsolidierung des Pultrudats zu verhindern (vgl. Abschnitt 2.6.1.3).

Ein weiterer Optimierungspunkt ist die Entwicklung eines zur Pultrudatgeometrie passenden Injektionskammer- und Injektionsangusskanaldesigns. Comprisetec hat hier, unter Zuhilfenahme einer intern entwickelten, 3D-Druck-basierten Rapidmoulding Technologie, ein Optimierungskonzept entwickelt, mittels welchem, mit kurzen Fertigungszeiten und mit geringem Fertigungsaufwand, schnell Anpassungen mittels Formeinsätzen durchgeführt werden können.

Weitere, offene Optimierungspunkte sind im Folgenden aufgelistet:

- Ein verbessertes Werkzeughandling beim Rüsten und Reinigen des Pultrusionswerkzeugs durch eine Krananlage am Pultrusionsanlagengestell.
- Eine optimierte Isolierung der Faserbox für ein höheres Temperaturniveau bei der Faservorwärmung.
- Schneller härtende, inhärent flammgeschützte duromere Harzsysteme mit Tauglichkeit für eine höhere Pultrusionsgeschwindigkeit mit deutlich geringeren Prozesskosten. Dabei sollte durch die Harzsteller eine Verdreifachung der Abzuggeschwindigkeit angezielt werden. Alternativ könnten reaktive, thermoplastische Matrixsysteme mit inhärent flammhemmenden Eigenschaften ausgestattet werden, da sich mit derartigen Matrices bereits hohe Abzuggeschwindigkeiten im Pultrusionsprozess realisieren lassen.

2.1.8.4 Ecological assessment of optimised process chains

2.1.8.4.1 DirectPreg:

Um nicht nur das ökonomische, sondern auch das ökologische Potenzial des Direktprägnierungsverfahrens zu evaluieren, führte Comprisetec im Rahmen des Vorhabens eine Ökobilanz nach DIN EN ISO 14044/-44 unter Verwendung der Software SimaPro 8 Developer und der EcoInvent Datenbank durch. Gegenstand der Analyse ist der mit einem Luftfahrtunternehmen realisierte Demonstrator. Es wurden sowohl für die Prozessroute nach aktuellem Stand der Technik (VARI) als auch für die Fertigung im Direktprägnierverfahren die ermittelten

bzw. durch einem Luftfahrtunternehmen kommunizierten Parameter herangezogen. Um eine bessere Vergleichbarkeit mit anderen konkurrierenden Verfahrensansätzen darzustellen, wurde die Bauteilfertigung mittels kommerzieller Prepregs zusätzlich anhand angenommener Prozessparameter und Datenbankwerte durchgeführt.

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Ökobilanz zusammengefasst. Es handelt sich um eine cradle-to-gate Bilanz. Es werden keine Rezyklatanteile oder Recyclingszenarien betrachtet. Die Berechnung der Impactfaktoren erfolgt mittels der EPD2013-Methode. Es erfolgt ein Cut-off für Prozessanteile, die einen geringeren Anteil als 5% an dem resultierenden Global Warming Potential (GWP in CO₂ Äquivalent) haben. Zunächst werden für die unterschiedlichen Prozessvarianten die Einflüsse auf die Impactfaktoren dargestellt. Die funktionelle Einheit ist dabei stets ein Bauteil (*cradle-to-gate*).

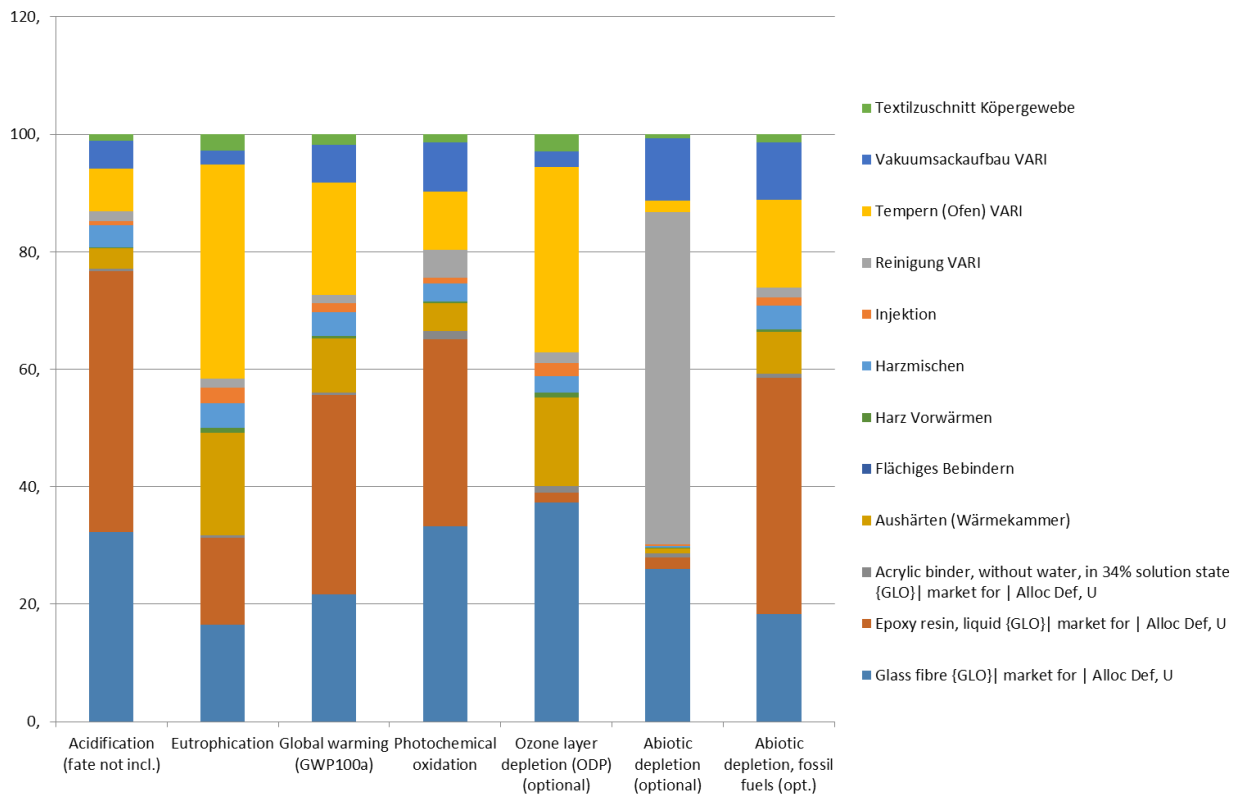


Abbildung 2-42: Ergebnis LCA EDP2013 relative Anteile für Luftfahrt Demonstratorbauteil Prozess VARI

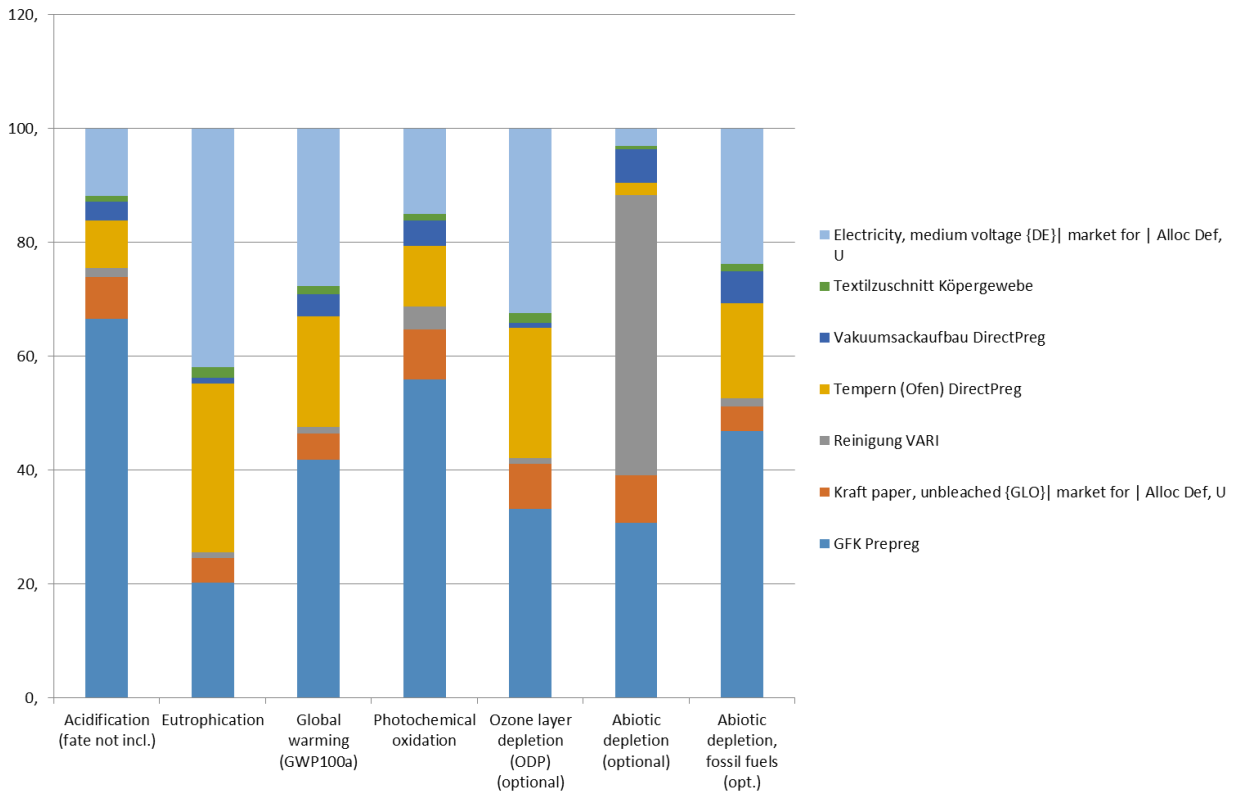


Abbildung 2-43: Ergebnis LCA EDP2013 relative Anteile für Luftfahrt Demonstratorbauteil Prozess mit kommerziellen Prepregs

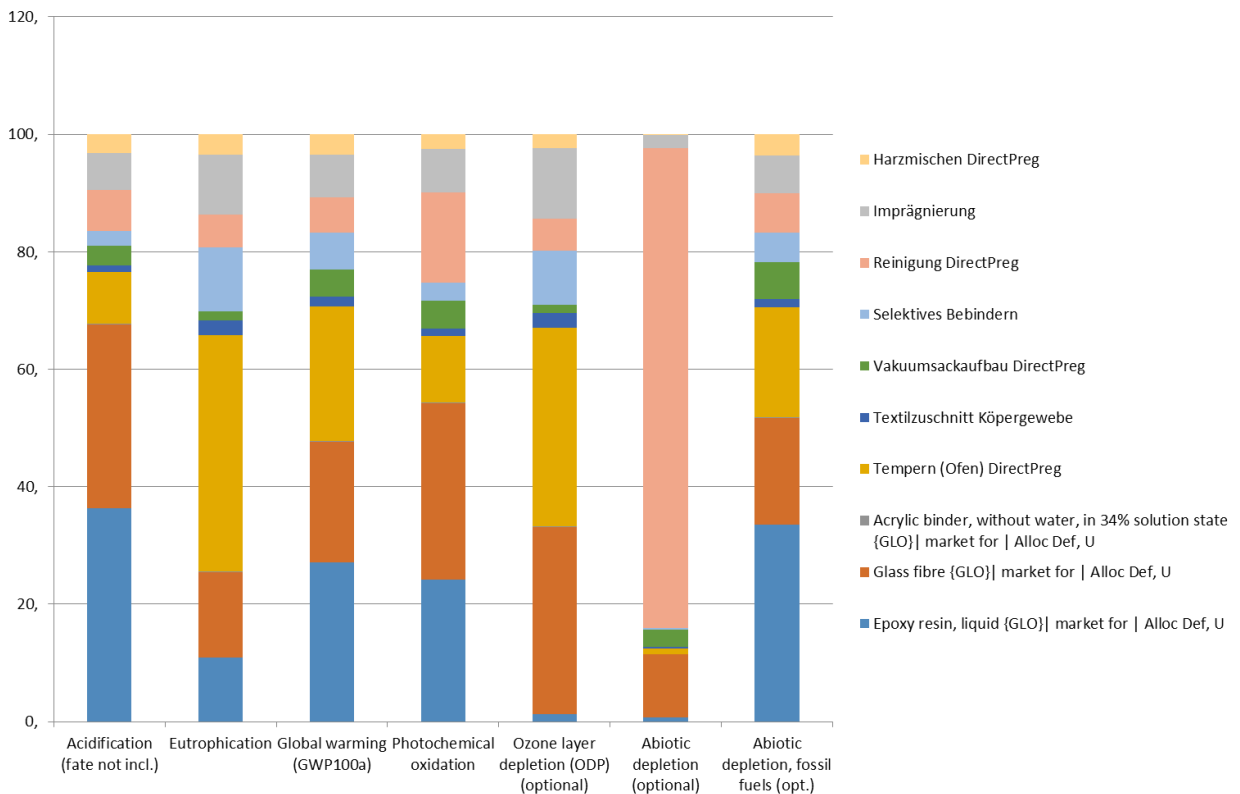


Abbildung 2-44: Ergebnis LCA EDP2013 relative Anteile für Luftfahrt Demonstratorbauteil Prozess DirectPreg

Wie insbesondere am GWP leicht zu erkennen ist, verschieben sich die wesentlichen Einflussfaktoren bei Betrachtung unterschiedlicher Prozesstechnologien. Zwar ist der Anteil der Basiswerkstoffe im Rahmen des individuellen Materialverbrauchs relativ konstant, so fällt beim DirectPreg-Verfahren die Reinigung mehr ins Gewicht. Dafür werden z.B. Ersparnisse beim Energieverbrauch und dem Materialausschuss erzielt. Folgende Tabelle zeigt die Zusammenfassung der quantitativen Ergebnisse der vergleichenden Ökobilanz der drei Verfahren.

Tabelle 2-5: Vergleich der Ergebnisse Luftfahrt Bauteil LCA EDP2013, VARI vs. DirectPreg vs. Prepreg (je Kategorie beste Werte grün, schlechteste Werte orange markiert)

Wirkungskategorie	Einheit	DirectPreg	VARI	Prepreg
Acidification (fate not incl.)	kg SO2 eq	0,14719812	0,1431658	0,15510177
Eutrophication	kg PO4---eq	0,07248134	0,06369789	0,09894005
Global warming (GWP100a)	kg CO2 eq	30,7413877	29,244655	36,2653592
Photochemical oxidation	kg C2H4 eq	0,00585507	0,0052878	0,00625681
Ozone layer depletion (ODP) (optional)	kg CFC-11 eq	1,4924E-06	1,2734E-06	2,2141E-06
Abiotic depletion (optional)	kg Sb eq	0,0002875	0,00011889	0,00013651
Abiotic depletion, fossil fuels (opt.)	MJ	436,456682	433,937667	487,533703

Wie leicht zu erkennen ist, scheint das aktuell verwendete VARI Verfahren am Vorteilhaftesten für die avisierte Anwendung und die Verwendung kommerzieller Prepregs am Negativsten. Allerdings muss an dieser Stelle aufgezeigt werden, dass die zu Grunde liegenden Daten für das DirectPreg-Verfahren auf einem noch nicht schlussendlich optimierten Prozess und Anlage beruhen. So kann durch eine bereits avisierte konstruktive Änderung im Imprägnierwalzwerk (nach Ende der Projektlaufzeit) der Harzverbrauch schätzungsweise um weitere 10-20% reduziert werden, somit das Verfahren "DirectPreg" auch den Spitzenreiter "VARI" z.B. im Bereich GWP deutlich schlagen wird. Abschließend kann jedoch insbesondere eine signifikant positive Bilanz im Vergleich zu konventionellen gekühlt gelagerten Prepregs aufgezeigt werden.

2.1.8.4.2 SMC-Schaum-Sandwich:

Im Teilprojekt SMC-Schaum-Sandwich wurde ebenfalls eine Ökobilanzanalyse durch CompriseTec und in Zusammenarbeit mit dem Projektpartner HSU erstellt. Zweck dieser Analyse war die vergleichende Betrachtung zweier unterschiedlicher Abläufe von möglichen Prozessketten der Fertigung von Sandwich-SMC-Bauteilen, die sich im angewendeten Automatisierungsgrad voneinander unterscheiden.

Im Ergebnis führt ein voll-automatisierter Prozess erwartungsgemäß zu einem höheren Umweltabdruck, als ein nur teilautomatisierter Prozess. Die detaillierte Ergebnisdarstellung ist im Abschlussbericht der HSU einzusehen.

2.1.8.4.3 Pultrusion:

Um nicht nur das ökonomische, sondern auch das ökologische Potenzial einer pultrudierten Faserverbund-Gespäckstange im Vergleich zu einer Aluminium-Gespäckstange zu evaluieren,

fürte CT im Rahmen des Vorhabens eine Ökobilanz nach DIN EN ISO 14044/-44 unter Verwendung der Software SimaPro 8 Developer und der EcoInvent Datenbank durch. Für die beiden Stangenvarianten wurden die folgenden Randbedingungen angenommen.

Tabelle 2-6: Eingangsparemeter für LCA-Vergleich von FKV- und Aluminiumgepäckstange

Parameter	Referenz	COMP-1633
Material	Aluminium 6061-T651, 100 % Primäraluminium	Pultrudat, 69 vol.-% Glasfaser, 31 vol.-% Blendur
Außendurchmesser [mm]	25,4	27
Innendurchmesser [mm]	22,1	23,36
Länge [mm]	1000	1000
Gewicht [kg]	0,3324	0,3099
Ausschuss [%]	3	3

Für die Analyse wurde lediglich die Herstellung ohne Lebenszyklus oder Entsorgung betrachtet (cradle-to-gate). Es sind keine Rezyklatanteile enthalten. Etwaige zusätzliche Vorteile aufgrund eines geringeren Gewichts, und damit einhergehender Treibstoffersparnis während der Lebensdauer, ist bei den dargestellten Ergebnissen also noch nicht berücksichtigt. Betrachtungsgegenstand des Vergleichs ist jeweils 1 Bauteil. Die Berechnung der Impactfaktoren erfolgt mittels der EPD2018-Methode. Es erfolgt ein Cut-off für Prozessanteile, die einen geringeren Anteil als 5% an dem resultierenden Global Warming Potential (GWP in CO₂ Äquivalent) haben. Zunächst werden für die unterschiedlichen Gepäckstangenvarianten die Einflüsse auf die Impactfaktoren dargestellt.

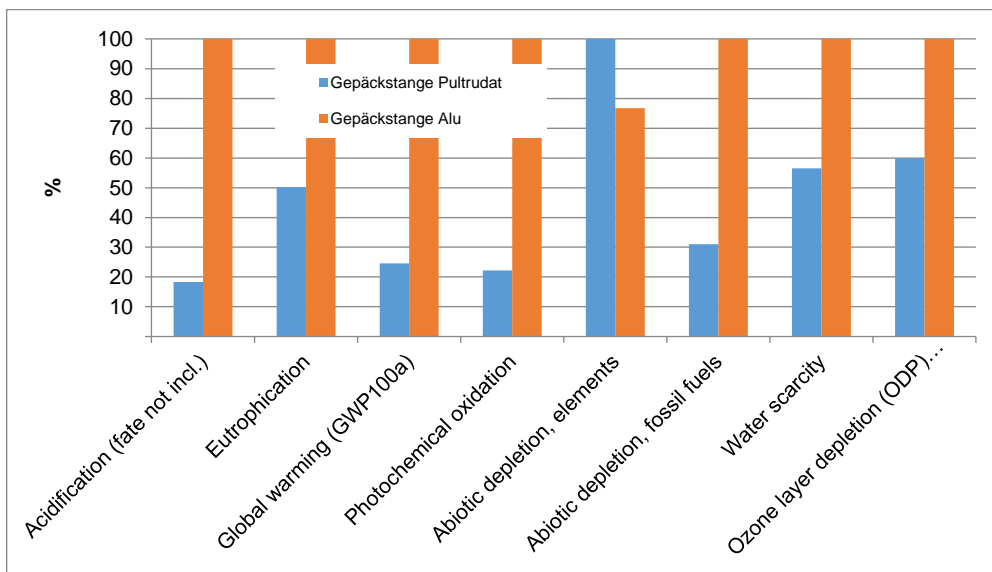


Abbildung 2-45: Vergleich 1 p 'Gepäckstange Pultrudat' mit 1 p 'Gepäckstange Alu'; Methode: EPD (2018) V1.02 / Charakterisierung

Tabelle 2-7: Vergleich 1 p 'Gepäckstange Pultrudat' mit 1 p 'Gepäckstange Alu'; Methode: EPD (2018) V1.02 / Charakterisierung

Wirkungskategorie	Einheit	Gepäckstange Pultrudat	Gepäckstange Alu
Acidification (fate not incl.)	kg SO ₂ eq	7,35E-03	4,00E-02
Eutrophication	kg PO ₄ --- eq	5,60E-03	1,12E-02
Global warming (GWP100a)	kg CO ₂ eq	1,72E+00	7,01E+00
Photochemical oxidation	kg NMVOC	5,42E-03	2,45E-02
Abiotic depletion, elements	kg Sb eq	1,24E-05	9,55E-06
Abiotic depletion, fossil fuels	MJ	2,14E+01	6,92E+01
Water scarcity	m ³ eq	5,78E-01	1,02E+00
Ozone layer depletion (ODP) (optional)	kg CFC-11 eq	1,51E-07	2,53E-07

Es ist klar zu erkennen, dass eine Faserverbund-Gepäckstange in fast allen Faktoren einen eklatanten Vorteil gegenüber einer Aluminium-Gepäckstange aufweist. Lediglich beim abiotischen Ressourcenverbrauch ist die Faserverbundgepäckstange im deutlichen Nachteil. Insgesamt hätte eine Faserverbundgepäckstange jedoch einen deutlichen Umweltvorteil gegenüber der Aluminiumvariante.

2.1.9 Arbeitspaket 8 – Komponentenprüfung

2.1.9.1 Component testing and test of demonstrators

2.1.9.1.1 DirectPreg:

Im Anschluss an die Demonstratorversuche, wurde das hergestellte Bauteil entsprechend seines Porenvolumengehalts, gemessen an neuralgischen Positionen des Bauteils, sowie des Faservolumengehaltes charakterisiert. Die Messungen wurden durch die TUHH durchgeführt. Im Mittel resultiert ein Porenvolumengehalt von ca. 7%. Dies entspricht nahezu den Werten der Vorversuche und zeigt damit weiterhin Optimierungsbedarf auf. Hier liegen die noch offenen Punkte insbesondere in einer angepassten Prozessführung und des Vakuumsackaufbaus, welcher im Rahmen der durchgeführten Versuche nicht mehr hinreichend angepasst werden konnte.

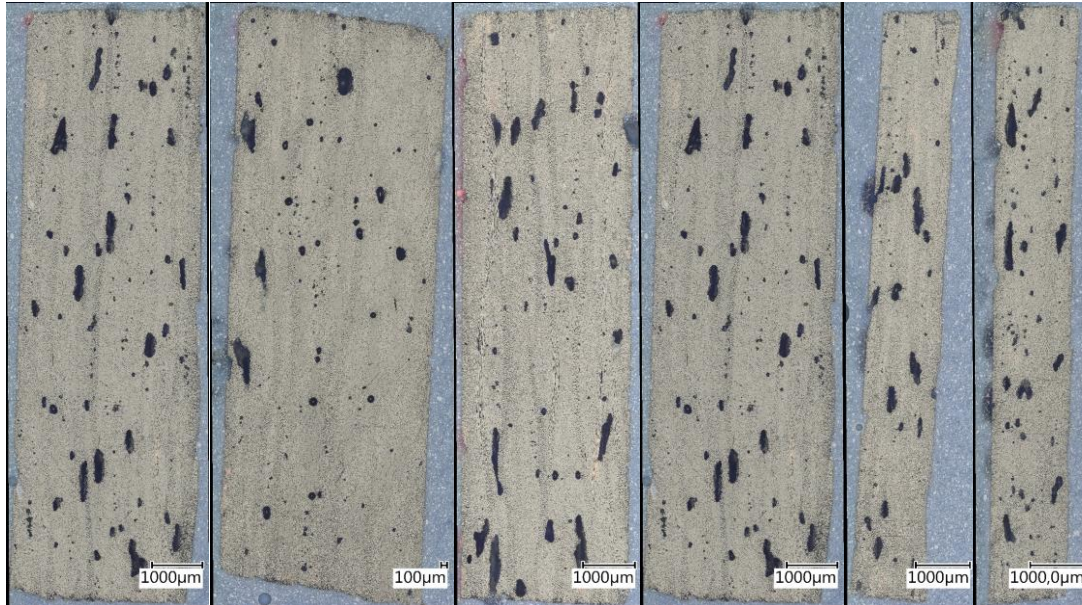


Abbildung 2-46: Probenausschnitte Luftfahrt Demonstrator DirectPreg zur Ermittlung des Porengehalts

Die Messung des FVG ergab in Abhängigkeit der Position Werte im Bereich von ca. 57,5%.

Insgesamt wurde die Prozessperformance sowohl von Seiten der beteiligten Projektpartner als auch von Seiten des Luftfahrtunternehmens als sehr positiv wahrgenommen. Es werden bereits Gespräche für eine zukünftige Zusammenarbeit in dem Bereich avisiert.

Da es sich um eine komplexe Baugruppe handelt, die insbesondere aufgrund Materialspezifikationen und qualitativer Produktmerkmale wie z.B. des Porenvolumengehaltes charakterisiert wird, kann an dieser Stelle auf weiterführende mechanische Untersuchungen des Demonstratorbauteils verzichtet werden. Bei eventueller anschließender Industrialisierung müssten sich noch Tests der kompletten Baugruppe unter Verwendung der mittels DirectPreg hergestellten FVK-Bauteile anschließen. Zumal mussten wie erwähnt aufgrund der aktuell verfügbaren Anlagenmaße des Imprägnierwalzwerkes einige Lage gestückelt werden. Für die abschließende Beurteilung der mechanischen Eigenschaften der Baugruppe müsste dies natürlich ohne Teilung der textilen Einzellagen umgesetzt werden.

2.1.9.1.2 SMC-Schaum-Sandwich:

Es wurde bislang kein Gesamtdemonstrator hergestellt, sondern wie bereits dargestellt entsprechende Demonstrator-Teilausschnitte. Für die Analyse dieser SMC-Schaum-Sandwich-Probekörper wird auf den Abschnitt 2.1.8.1 verwiesen. Weitere Analysen wurden vom Projektpartner HSU durchgeführt und sind im entsprechenden Abschlussbericht einzusehen.

2.1.9.1.3 Pultrusion:

Aufgrund des knappen Grenzfalles der mechanischen Belastbarkeit des Demonstratorbauteils auf Basis der Simulationsergebnisse (vgl. Abschnitt 2.1.9.2), aufgrund notwendiger weiterer konstruktiver Anpassungen in der Sitzgruppe anlässlich einer werkstoffgerechteren Befestigungsmöglichkeit für eine Faserverbund-Gepäckstange an den Stuhlbeinen und auch aufgrund des aktuell nicht gegebenen Kostenvorteils aufgrund einer zu geringen Gewichtseinsparung (vgl. Abschnitt 2.1.8.2), wurde entschieden die Demonstratorherstellung und -Prüfung in

diesem Fall zunächst zurückzustellen. Der größte Vorteil einer Faserverbund-Gepäckstange ist aktuell die deutlich positive Ökobilanz gegenüber einer Aluminium-Gepäckstange (vgl. Abschnitt 2.1.8.4). Es gilt daher die aktuelle Datenlage und auch die Relevanz von Kosteneinsparungen im Betrieb (trotz eines nur geringen Gewichtsvorteils), unter voller Berücksichtigung von auftretenden Umweltvorteilen während der Lebensdauer, gemeinsam mit einem Luftfahrtzulieferer weiter zu diskutieren und über das weitere Vorgehen zu entscheiden.

Für die Prüfung des Pultrusions-Demonstrators wurde vom Projektpartner TUHH eine Prüfvorrichtung entworfen und gefertigt, mittels welcher relevante Belastungsfälle im experimentellen Versuch geprüft werden können. Somit können Demonstrator tests auch noch zu einem späteren Zeitpunkt durchgeführt werden. Für Tauglichkeits-Vortests mit der Prüfvorrichtung wird auf den Bericht des Partners TUHH verwiesen.

2.1.9.2 Comparison of test results to FEA results and validation of optimized demonstrator parts

2.1.9.2.1 DirectPreg:

Da es sich um ein existentes Serienbauteil handelt, welches durch Materialaufbau und Geometrie definiert ist und die originalen Werkstoffe, der originale Lagenaufbau und die originalen Toolings genutzt wurden, ist eine Auslegung oder ein Vergleich mittels FEA nicht notwendig gewesen.

2.1.9.2.2 SMC-Schaum-Sandwich:

Mit dem im Projekt erreichten Stand von Bauteilausschnitten als Teildemonstratoren war der Vergleich einer FE-Simulation des Rückenlehnentisches mit mechanischen Tests an einem Komplettdemonstrator zum Zwecke einer Optimierung bislang nicht notwendig.

2.1.9.2.3 Pultrusion:

Für den Demonstrator im Teilprojekt Pultrusion wurde ein FE-Modell aufgestellt, um die bei den einzuhaltenden Lastfällen auftretenden Verformungen und Spannungen aufzuklären. Zielparameter der Simulation sind die erforderliche Wandstärke der Gepäckstange und das damit einhergehende Gewicht im Vergleich zum existierenden Aluminiumbauteil. Die folgende Abbildung zeigt beispielhaft das Ergebnis einer Lastfall-Simulation für die derzeitige Aluminiumstange.

Lastfälle: Gepäckgewicht = 9 kg

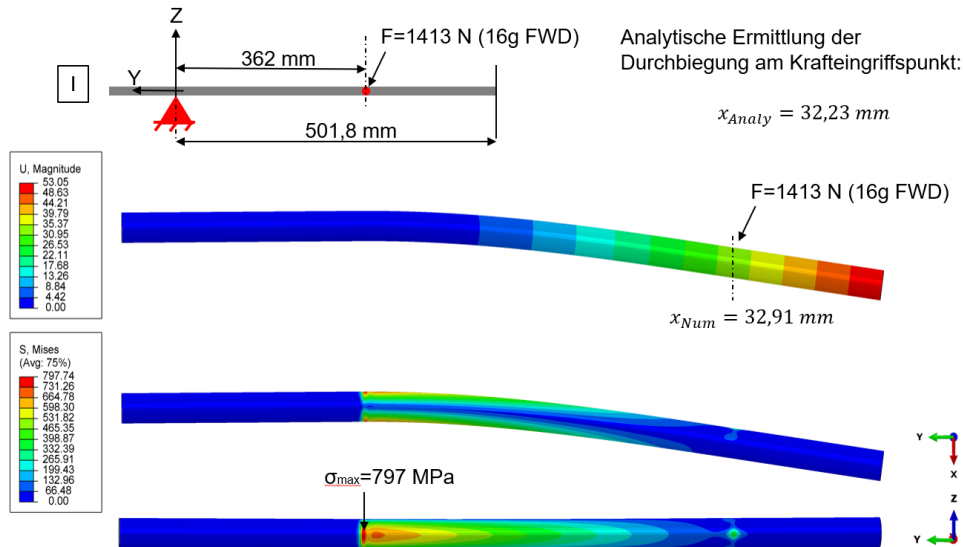


Abbildung 2-47: FE-Simulation eines der Anforderungslastfälle am Beispiel der existierenden Aluminium-Gepäckstange (dargestellt sind Verformung und die von-Mises-Vergleichsspannung).

Im September 2020 wurde von einem Luftfahrtzulieferer ein neuer Lastfall kommuniziert, welcher, nach Klärung mit einem Luftfahrtzulieferer, für eine potentielle Anwendbarkeit zwingend zu berücksichtigen ist und daher auch für die Bewertung der mechanischen Belastbarkeit des Demonstratorbauteils betrachtet werden muss. Der neue Lastfall ist deutlich kritischer als die bisherigen, zuvor gezeigten Lastfälle und verursacht schwierigere Folgeanforderungen. Die zuvor kommunizierten Lastfälle wurden durch eine bereits vor dem Gespräch ermittelte Demonstratorconfiguration erfüllt. Der neue Lastfall hingegen stellt neue Anforderungen an die Biegesteifigkeit und damit auch an die Wandstärke des Demonstrators dar, mit negativen Folgen für dessen Gewicht im Vergleich zu einem Aluminiumbauteil, sodass die Simulationen fortgesetzt werden mussten. Weiter folgende Arbeitsschritte von Comprisetec konzentrierten sich daher darauf, technische Möglichkeiten zur Erhöhung der Steifigkeit und damit des Gewichtsvorteils zu finden, um den Anwendungsfall der Gepäckstange als Demonstrationsobjekt weiterhin beizubehalten. Gleichzeitig wurde der Spielraum für mögliche andere Demonstratordimensionen durch einem Luftfahrtzulieferer eingeschränkt. Im Folgenden sind daher lediglich Simulationsergebnisse dargestellt, die zur Bewältigung dieses besonders kritischen Lastfalls durchgeführt wurden. Vorrangiges Ziel der Simulationen ist das Vermeiden von Bodenkontakt bei Belastung der Demonstratorgeometrie, da hierbei eine Transformation des Belastungsfalls auftreten und komplexes Versagen durch Zerquetschen der Geometrie-Struktur erfolgen würde. So zeigt die nachfolgende Abbildung zwei Simulationsergebnisse für GFK-Gepäckstangen mit unterschiedlichem Faservolumengehalt. Im Vergleich zur oberen Abbildung wurde der Faservolumengehalt für die Simulation der unteren Abbildung um 9 % erhöht, wodurch die Wanddicke der Stange reduziert werden konnte, um eine größere Gewichtersparnis einer GFK-Gepäckstange gegenüber einer Aluminiumstange zu erreichen. Es deutlich zu sehen, dass infolge dessen die Geometrie-internen Spannungen aufgrund der Verformung der Stange unter Last mit einer geringeren Wandstärke ansteigen. Aufgrund der besonderen Lasteinleitung im Simulationsmodell wird am Punkt der Lasteinleitung sogar die Querfestigkeit des Materials überschritten. In allen anderen Bereichen werden die Festigkeitskennwerte nicht

überschritten – bzgl. der Querfestigkeit nur knapp nicht. Damit scheint auf Basis der Simulationsergebnisse eine GFK-Gepäckstange auch den kritischen Lastfall erfüllen zu können, jedoch sind nur geringe Sicherheiten bzgl. der Festigkeit vorhanden. Eine dünnwandige Ausführung der Gepäckstange ist jedoch notwendig, um ausreichend Gewichtsvorteil gegenüber einer Aluminiumstange aufzuzeigen und um damit einen Kostenvorteil im Luftfahrtbetrieb motivieren zu können (vgl. Abschnitt 2.1.8.2).

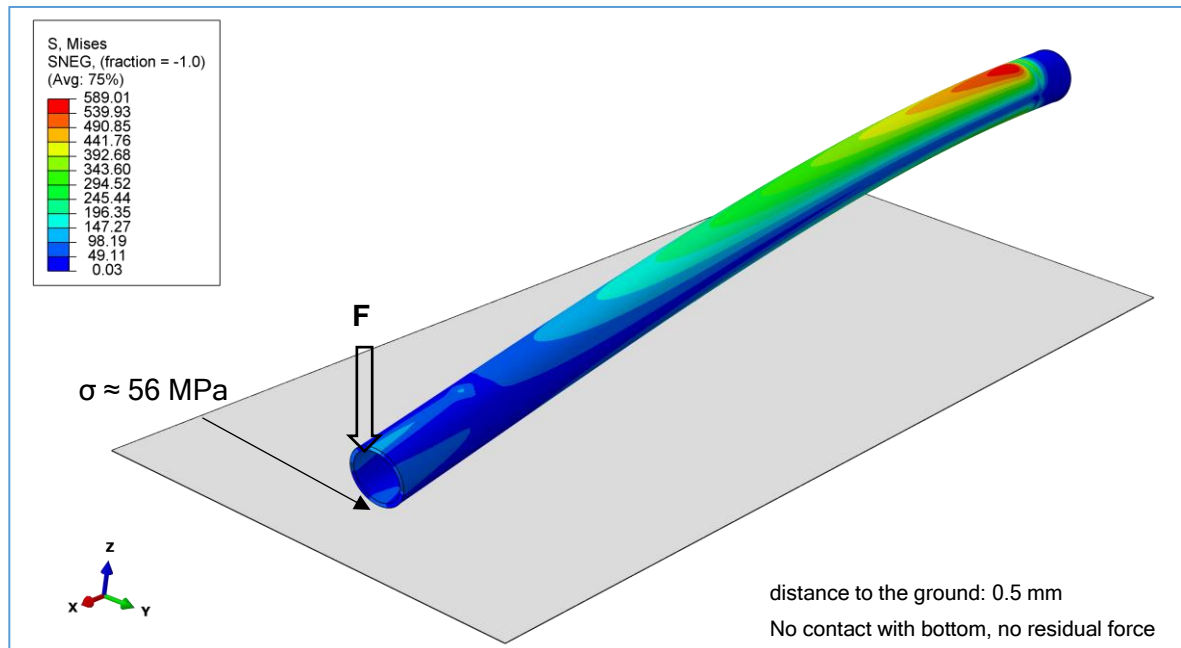
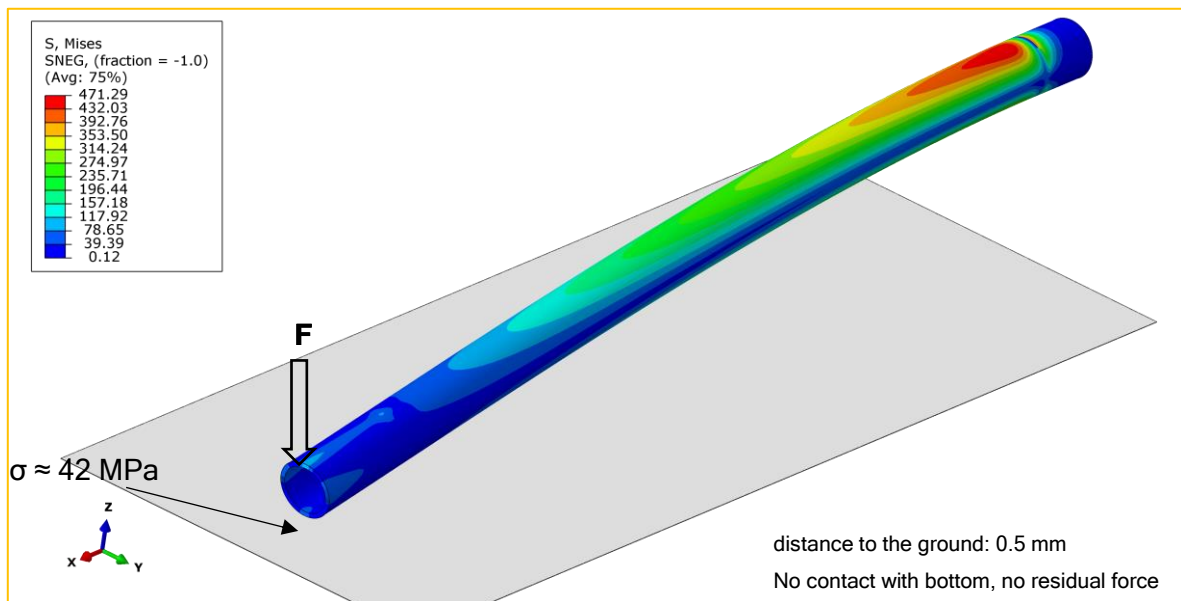
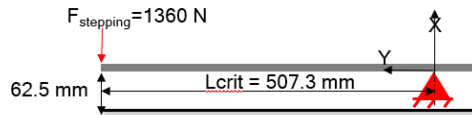


Abbildung 2-48: FE-Simulation des kritischen Anforderungslastfalls (oben) am Beispiel zweier GFK-Gepäckstangen mit unterschiedlichem Faservolumengehalt. Im Vergleich zur oberen Simulation wurde der Faservolumengehalt um 9 % erhöht (dargestellt sind Verformung und die von-Mises-Vergleichsspannung).

Die letztliche Erfüllung der praktischen Lastanforderungen an den Gepäckstangen-Bauteildemonstrator in der Einbausituation hängt jedoch sehr von der Art der Einspannung, Lagerung (z.B. am Stuhlbein) und Verbindungstechnik (Konnektorelement für Verbindung mit dem Seitenwangenprofil) ab, mit welcher der Bauteildemonstrator an benachbarte Bauteile angebunden wird. Es fanden hierzu ebenfalls Simulationsarbeiten statt, welche den experimentellen Biege-Prüfaufbau des Partners TUHH (vgl. Abschlussbericht der TUHH) nachbilden. Die Ergebnisse zeigen, dass hier weiterhin detaillierte Betrachtungen vorgenommen werden müssen, da sensible Einflussfaktoren (z.B. Spaltweiten und Passungen im Lagersitz, Radiengestaltung der Einfassung der Lagerung, etc.) berücksichtigt werden müssen. Diese Arbeiten zur Anpassung der Lagerungsbedingungen gehen über die Auslegung des reinen Pultrusions-Demonstratorbauteils deutlich hinaus und stellen einen deutlichen Mehraufwand gegenüber den ursprünglich geplanten Projektinhalten dar, weshalb es sich bei diesen Themen um zukünftige Arbeitspunkte handelt.

Für die Verbindung der Gesamtkonstruktion aus Gepäckstange und einer Seitenwange (Demonstrator L-Profil der kanadischen Projektpartner von der ETS) adaptierte CompriseTec die Geometrie des bisherigen Konnektor-Elements und passt diese an eine Faserverbundtaugliche Verbindungstechnik an. Da eine Schnappstruktur aufgrund der Inkompatibilität von Faserverbundwerkstoffen mit Bohrungen nicht gewählt werden kann wurde eine Konnektor-Geometrie für eine Klebung mit einem Brandschutztauglichen Klebstoff entwickelt. Die nachfolgende Abbildung zeigt eine entsprechende Darstellung der CAD-Geometrie (eingelassen in die Seitenwange) sowie einen SLA gedruckten ersten Designdemonstrator, welcher für den weiteren Entwicklungsprozess genutzt werden kann.

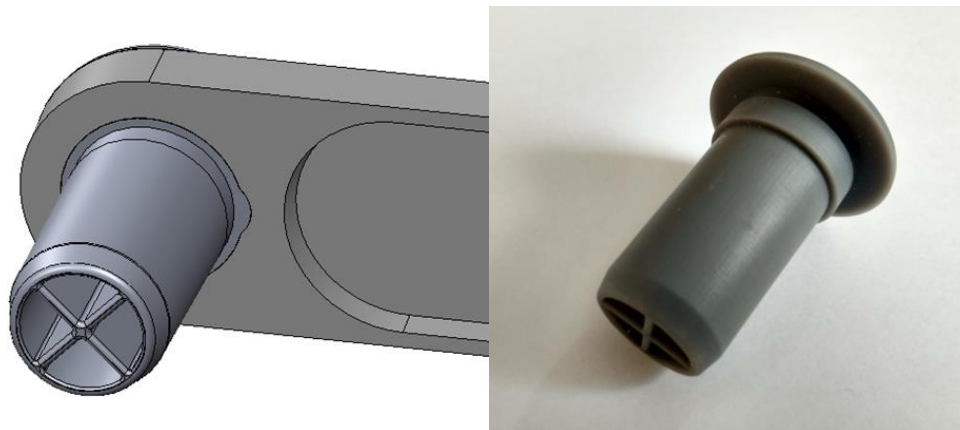


Abbildung 2-49: Links: CAD-Konstruktion eines Erstentwurf des Konnektors für eine Klebverbindung mit der Gepäckstange (hier ausgeblendet). Rechts: SLA-gedruckter Designprototyp.

Nach Rücksprache mit einem Luftfahrtzulieferer dürfen Klebe-Vorgänge jedoch nicht innerhalb der Flugzeugstruktur als Montageschritt angewendet werden. Für die finale Gepäckstangen-geometrie muss daher noch eine zweiteilige Lösung konstruiert werden, wobei beispielsweise ein innerer Zylinder bereits vor dem Transport in den Flugzeugrumpf in die Gepäckstange eingeklebt wurde und das seitliche L-Profil dann mit einer Schnappverbindung mit dem eingeklebten Zylinder fest, aber wieder lösbar verbunden werden kann. Auch sind mittels dieses Ansatzes andere Verbindungstechniken wie z.B. Schraubverbindungen möglich, welche ebenfalls betrachtet werden sollen.

CompriseTec führt die offenen Arbeiten nach Ende der Projektlaufzeit eigenständig fort, um zu einer endgültigen Bewertung für die gesamte Baugruppe zu gelangen. Gemeinsam mit einem Luftfahrtzulieferer soll so das abschließende Marktpotential einer Faserverbund-Gepäckstange, unter Berücksichtigung aller potentiellen Änderungsaufwände in der Sitzgruppe beurteilt werden.

2.1.10 Arbeitspaket 9 – Technologietransfer

2.1.10.1 Identification of potentials for technology transfer

2.1.10.1.1 DirectPreg:

Für das Teilprojekt DirectPreg ist bereits geplant auch weitere Demonstratorbauteile mit geringeren Krümmungsradien und einfacheren 3D-Geometrien zu fertigen, da bei solchen Teilen eine leichtere Drapierbarkeit mit verringerter Porenproblematik zwischen den Einzellagen zu erwarten ist. Auf diese Weise können die Ergebnisse des Imprägnierungsprozesses von denen des Laminierungsprozesses entkoppelt und transparent demonstriert werden. Die Identifikation und Klärung dieser weiteren Demonstratorbauteile wurde gemeinsam mit den Partnern EXAKT und TUHH vorgenommen. So wurde ein Lenkrad für einen Formula Student Rennwagen gefertigt (vgl. Berichte von EXAKT). Weitere mögliche Demonstratorbauteile werden weiterhin geprüft. So wollen CompriseTec und das Luftfahrtunternehmen in Zukunft die Anwendung der im Rahmen des Projektes entwickelten Anlagentechnik für den MRO (Maintenance, Repair, Operation) diskutieren.

CompriseTec beginnt Ende 2021 mit einem weiteren FuE-Projekt mit dem Ziel der Herstellung thermisch latenter Epoxidharzschäume im Rahmen des BMWi Technologietransferprogrammes Leichtbau (Akronym: „FST-FoamPreg). Im Rahmen des Vorhabens soll die Direktimprägniertechnologie genutzt werden und mit konventioneller Prepreg-Technologie verglichen werden. Durch dieses Vorhaben kann der Transfer der Technologie aus der Luftfahrt in andere Branchen wie z.B. des Automobilbausektors und des Zugverkehrs und Transportsektors ermöglicht werden. Ebenfalls gibt es bereits Kundenanfragen zur Entwicklung neuer Harzsysteme für die Herstellung von Faserverbundbauteilen (z.B. für den Pultrusionsprozess). Für entsprechende Schritte der Materialentwicklung und der Untersuchung des Imprägnierungsverhaltens bietet das Imprägnierwalzwerk eine ideale Dienstleistungsplattform, um auch frühe Stadien der Materialentwicklung zu unterstützen.:

2.1.10.1.2 SMC-Schaum-Sandwich

Gemeinsam mit dem Partner HSU wurde eine Risiko- und Chancen-Analyse durchgeführt, um die Potentiale der Technologie unter Zuhilfenahme einer definierten Bewertungsmatrix für den Einsatz in weiteren Anwendungsfeldern zu beleuchten. Zusammengefasst besteht das größte Risiko in einem hohen Bauteilgewicht und die größte Chance in den geringen Bauteilkosten aufgrund kostengünstiger Materialien und einem effizienten Herstellungsprozess. Eine ausführlichere Beschreibung der Analyseergebnisse sowie weiterer Vor- und Nachteile der SMC-Schaum-Sandwichtechnologie ist im Abschlussbericht der HSU einzusehen.

2.1.10.1.3 Pultrusion

Durch den grundsätzlich stets identischen Aufbau des Pultrusionsverfahrens ist eine Übertragbarkeit des Verfahrensansatzes auf Profile für andere Anwendungen der Technologie immanent. Aufgrund der Möglichkeit flexibel zwischen unterschiedlichen Fasermaterialien und duromeren Harzsystemen sowie thermoplastischen Monomermassen auszuwählen kann ein breites Anwendungsspektrum avisiert werden. Ebenso sind, mit entsprechend komplexen und Investitionsintensiven Werkzeugen, eine Vielzahl unterschiedlicher Profilgeometrien möglich, was ebenfalls einen weiten Anwendungsspielraum ermöglicht.

2.1.10.2 Development of a handling and automation concept

2.1.10.2.1 DirectPreg:

Das DirectPreg Verfahren ermöglicht eine teilweise Automatisierung. Das Imprägnierwalzwerk selbst weist in seiner Bedienung derzeit noch einige manuelle Arbeitsschritte auf (Textil auflegen, imprägniertes Halbzeug entnehmen, Harz zuführen). Eine Automatisierung dieser Arbeitsschritte scheint möglich. Die Anlagenreinigung (aufgrund der Topfzeit der verarbeiteten Materialien) ist jedoch manuell durchzuführen.

Langfristige Perspektive ist der Aufbau einer kompletten Prozesszelle. Somit ist es möglich, eine automatisierte Übergabe der Materialien und Halbzeuge vom Textilzuschnitt bis zum Layup zu realisieren. In welchen Arbeitsschritten eine teilweise bzw. vollständige Automatisierung die Prozesseffizienz steigert, muss Gegenstand zukünftiger Untersuchungen sein. Prinzipiell scheint jedoch eine weitgehende Automatisierung bis hin zum konsolidierten Halbzeug als durchaus denkbar.

2.1.10.2.2 SMC-Schaum-Sandwich

Gemeinsam mit dem Partner HSU wurde ein grundlegendes Automatisierungskonzept für die Fertigung von generischen SMC-Schaum-Sandwichbauteilen entwickelt. Mittels eines morphologischen Kastens wurden dabei verschiedene mögliche Fertigungsverfahren und Arbeitsschritte mit einem jeweils individuellen Automatisierungsgrad miteinander zu zwei Lösungsvarianten mit einem unterschiedlichen Automatisierungsgrad kombiniert (V1: teilautomatisiert, V2: vollautomatisiert). Für beide Konzepte wurde zudem ein räumliches Fertigungskonzept entwickelt, welches die jeweils notwendigen Fertigungsanlagen und alle erforderlichen Arbeitsabläufe darstellt. Detaillierte Darstellungen sind im Abschlussbericht des Partners HSU abgebildet.

2.1.10.2.3 Pultrusion

Da es sich bei einem Pultrusionsprozess um einen Prozess handelt, bei dem ohnehin alle Prozessbestandteile aufeinander abgestimmt sein müssen, da sonst kein kontinuierlicher Prozess zustande kommt, werden Pultrusionsanlagen standardmäßig mit einem hohen Automatisierungsgrad betrieben. So gehört die automatische Faserzufuhr, die automatische Kunststoffmatrixzufuhr, der automatische Abzug sowie auch das automatische Ablängen von

Profilabschnitten zum Stand der Technik und ist, bis auf eine automatische Säge auch bei der Pultrusionsanlage von CompriseTec realisiert worden.

2.2 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Das Projekt wurde weitgehend gemäß Planung umgesetzt. Die Abweichungen bei den Mittelabrufen ergaben sich aus Anpassungen an den Verlauf des Projekts. Diese wurden in Abstimmung mit dem Projektträger durchgeführt. Folgende wesentliche Abweichungen gemäß Verwendungsnachweis von der Vorkalkulation gemäß Antrag fanden statt. Diese wurden weitestgehend mittels kostenneutraler Mittelumwidmungen im Projektverlauf und in Übereinkunft mit dem Projektträger nachgehalten:

- Pos. 0813, Materialkosten: 7.041,60 EUR → 61.318,20 EUR
- Pos. 0837, Personalkosten: 466.489,10 EUR → 631.022,70 EUR
- Pos. 0838, Reisekosten: 29.464,00 → 22.717,25 EUR
- Pos. 0847, Anlagekosten: 261.297,51 EUR → 25.331,37 EUR
- Pos. 0850, Sonstige Kosten: 61.991,60 EUR → 89.690,24 EUR

Durch die In-house Fertigung von zahlreichen Bestandteilen und Werkzeugelementen der für dieses Projekt aufgebauten Versuchsanlagen, konnten entsprechende Anlagekosten eingespart werden. Im Ausgleich erhöhten sich dementsprechend die Kosten für Material und Personal. Daneben wurden folgende große Investitionen bzw. Ausgaben vorgenommen:

- Misch und Dosieranlage für Pultrusion₁
- Prepreg-Heißpresswerkzeug₁
- Simulia Abaqus CAE₁
- Creo Lizenz für FEM₁
- Kosten für die Patentanmeldung im Teilprojekt DirectPreg₁

Weitere Ausgaben teilten sich hauptsächlich auf diverse Materialien sowie Personal- und Reisekosten (zum Zwecke der Kontaktintensivierung und Intensivierung der internationalen Zusammenarbeit im Rahmen des Internationalisierungsprojekts) auf.

2.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Wie im Abschnitt 2.1 dargestellt, wurden die durchgeführten Arbeiten und die Verwendung der finanziellen Mittel entsprechend der Arbeitspaketinhalte, auf die Projektrahmenbedingungen und an den im Verlauf des Projekts erhaltenen Ergebnissen ausgerichtet. Notwendige Anpassungen wurden in Abstimmung mit dem Projektträger vorgenommen.

Die geleisteten Arbeiten waren für die Umsetzung des Arbeitsprogramms notwendig und die Ergebnisse können von CompriseTec und den Projektpartnern direkt für weiterführende Arbeiten verwendet und genutzt werden. Auch die Anlagen und Werkzeuge für die betrachteten Produktionstechnologien mussten entwickelt, gefertigt und aufgebaut werden, um zu den beschriebenen Erkenntnissen zu gelangen. CompriseTec kann mit den erarbeiteten

Erkenntnissen zudem sein zukünftiges Produkt- und Dienstleistungsportfolio erweitern. Die geleisteten Arbeiten waren daher angemessen.

2.4 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse

Der Nutzen der Projektergebnisse insgesamt liegt für CompriseTec, neben den konkreten zuvor genannten Erkenntnissen, insbesondere auch in den erworbenen Kompetenzen in Bezug auf die werkzeugtechnische, prozesstechnische und bauteiltechnische Verarbeitung von den untersuchten Matrixsystemen, Fasern und Textilien, Schaummaterialien und SMC-Werkstoffen zu Heißpress- und Pultrusionsbauteilen. Mit diesen Erkenntnissen wird CompriseTec sein Bauteilportfolio für den Luftfahrtinnenbereich, aber auch für andere Anwendungsfelder und Branchen zukünftig vergrößern können. Weiteres Knowhow wurde in der Berechnung und Auslegung von dünnwandigen Faserverbundstrukturen aufgebaut, was auf zukünftige Problemstellungen angewandt werden kann. Des Weiteren hat CompriseTec umfangreiches Knowhow für den internen Werkstattbereich erworben, welches in zukünftigen Anlagenrealisierungen und beim Werkzeugbau eingesetzt und genutzt werden kann. Auch konnte CompriseTec durch das internationale Projektkonsortium Kontakte zur kanadischen Luftfahrtindustrie sowie zu kompetenten Akteuren und Entwicklern im dortigen Faserverbundbereich herstellen, woraus zukünftige Zusammenarbeit folgen kann.

Durch das Teilprojekt DirectPreg wurde vertieftes Wissen über textilbezogene Imprägnierungs- und Drapierungsmechanismen und die maßgeschneiderte Prepregfertigung - insbesondere aus zugeschnittenen Textilien - sowie die Fertigung dreidimensionaler Bauteile aus diesen zugeschnittenen Prepregs aufgebaut. Der Imprägnierwalzwerkprototyp bildet dabei eine hervorragende Grundlage für eine Entwicklung einer marktfähigen Maschine und erweitert auch das Dienstleistungsportfolio von CompriseTec hinsichtlich der Materialentwicklung und Verarbeitbarkeitsanalyse von Harzsystemen für Faserverbundanwendungen, auch abseits des Prepreg-Bereichs. Für die offensive Vermarktung der entwickelten DirectPreg-Technologie wurde gemeinsam mit den Partnern EXAKT und TUHH ein Patent zum Schutz der Technologie angemeldet.

Die aufgebaute Pultrusionsanlage ist für die weitere Entwicklung der Technologie gut geeignet und besitzt insbesondere durch ihren modularen Charakter eine hohe Verwertbarkeit. Durch die Abbildbarkeit unterschiedlicher Imprägnierungsverfahren und das segmentierte Werkzeug herrscht eine hohe Flexibilität in der weiteren Prozessentwicklung, womit CompriseTec diese Technologie zukünftig gezielt für neue Innovationen nutzen kann.

Durch das Teilprojekt SMC-Schaum-Sandwich hat CompriseTec erstmals entsprechende Schaum-Sandwich-Paneele unter Verwendung von SMC hergestellt und kann damit sein eigenes Technologieportfolio im SMC-Bereich um eine wesentliche Komponente erweitern. Die gemeinsam mit dem Partner HSU erarbeiteten Konzepte zur Funktionsintegration in die Sandwich-Struktur ermöglichen damit zukünftige, neue und innovative Produktideen, welche sich dieser Konzeptlösungen bedienen um dadurch Mehrwert für bestehende und neue Kunden zu schaffen.

Bis zum Ende des Projektes wurden zudem sechs studentische Arbeiten (Bachelorarbeiten, Projektarbeiten, Masterarbeiten) mit inhaltlichen Schnittmengen zum Projekt durchgeführt und abgeschlossen. In der nachfolgenden Tabelle ist eine Übersicht über die abgeschlossenen

studentischen Arbeiten mit Abschlussdatum gegeben. Teile der Ergebnisse wurden bereits auf einigen Fachtagungen einem internationalen Publikum präsentiert.

Tabelle 2-8: _Name der Autoren, Titel und Abgabedatum der durchgeführten oder noch laufenden studentischen Arbeiten im Rahmen des Projekts.

Name	Titel	Abgabedatum
Alexander Brouschkin	Masterarbeit: Charakterisierung des Imprägnierverhaltens textiler Halbzeuge mit flammgeschützten Harzsystemen im Walzwerkprozess	12.10.2018
Jonas Goetz	Projektarbeit: Entwicklung und Parameterstudie eines Out-of-Autoclave Prozesses zur Verarbeitung vorimprägnierter Halbzeuge	15.12.2019
Johannes Tobaben	Bachelorarbeit: Prozessentwicklung und Parameterstudie für die Out-of-Autoklav Fertigung direktimprägnierter Textilien	26.11.2019
Murat Killi	Masterarbeit: Einflussparameteranalyse der Laminatqualität von in Out-of-Autoclave-Prozessen verarbeiteten und direktimprägnierten Textilien	29.9.2020
Regina Wadle	Masterarbeit: Prozessparameteradaptierung zur Fertigung dreidimensionaler GFK-Bauteile auf Basis direktimprägnierter Prepregs	15.12.2020
Marcel Neubacher	Bachelorarbeit: Pultrusion von faserverstärkten Kunststoffprofilen für Anwendungen in der Luftfahrt - Materialevaluation & Prozessoptimierung	21.12.2020

2.5 Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Im Vorhabenzeitraum sind keine Veröffentlichungen oder Patente bekannt geworden, die dem Vorhaben widersprechen oder diesem entgegenstehen. Für die DirectPreg-Technologie wurde hingegen ein Patent für Comprisetec und die betreffenden Projektpartner EXAKT und TUHH erteilt. Entsprechende Arbeiten zur Direktimprägnierung oder der Realisierung von funktionsintegrierten SMC-Sandwich-Bauteilen bei anderen Stellen sind Comprisetec nicht bekannt geworden. Während der Durchführung wurde der Markt regelmäßig beobachtet, um vergleichbare Entwicklungen Dritter zu ermitteln. Neben der regelmäßigen Recherche in der wissenschaftlich-technischen Literatur, wurden auch Messen und Konferenzen (Hannovermesse, JEC World in Paris, Aircraft Interiors Expo in Hamburg, Composites Europe in Stuttgart, K-Messe in Düsseldorf, SAMPE in Charlotte, Kyoto, Nantes und Amsterdam, etc.) besucht. Auch Tagespresse und Fachliteratur wurden beobachtet. Ein Schwerpunkt dabei war die Beobachtung der am Markt verfügbaren, partikelfreien FST-Matrixsysteme. Es zeigt sich hier, dass von Seiten vieler Materialhersteller laufend neue Entwicklungen getätigt werden, wobei jedoch die Mehrzahl der Systeme auf entsprechende Partikelmodifikation zurückgreift. Die Entwicklung füllstofffreier FST-Harzsysteme bleibt daher akut. Weiterhin bleiben hierbei die Verarbeitungseigenschaften und die Prozessierbarkeit der Matrixsysteme ein fortwährendes Optimierungsthema.

2.6 Veröffentlichungen

Autoren B. T. Riecken, Simon T. Kaysser, U. Köpke, A. Brouschkin, J. Karsten, B. Kötter, C. A. Keun, B. Franke and B. Fiedler
 Titel *Compact manufacturing technology with integrated process monitoring for production of near-net-shape prepregs with tailored properties*
 Konferenz SAMPE Europe Conference 2020 Amsterdam, Netherlands
 Datum 30.09.-01.10.2020
 Art Vortrag und Konferenzbeitrag

Autoren J. Buck, B. T. Riecken, M. Fette, C. A. Keun and J. P. Wulfsberg
 Titel *Experimental parameter study on the manufacturing of sandwich structures based on sheet moulding compound*
 Konferenz SAMPE Europe Conference 2020 Amsterdam, Netherlands
 Datum 30.09.-01.10.2020
 Art Vortrag und Konferenzbeitrag

Autoren U. Köpke, B. Fiedler and S. Kaysser
 Titel *Entwicklung und Herstellung neuer Materialien mit optimierten Materialeigenschaften für die jeweilige Anwendung und den verwendeten Fertigungsprozessen*
 Konferenz 57. Hamburg Aviation Forum
 Datum 19.02.2020
 Art Vortrag

Autoren C. A. Keun, S. Kaysser, U. Köpke, F. Moc, A. Brouschkin, B. Franke, B. Fiedler and B. Riecken
 Patent Herstellung von Prepregs für ein Faserverbundbauteil
 Datum 29.07.2021 (Anmeldung am 28.01.2020)
 Art Offenlegungsschrift
 Nummer DE 10 2020 102 015 A1

Des Weiteren sind Veröffentlichungen in rezensierten Zeitschriften möglich, nachdem die Beantragung von weiteren Schutzrechten für die Projektinhalte gemeinsam mit den Projektpartnern geprüft wurde.

3 Anlage

- Erfolgskontrollbericht
- Berichtsblatt