

LUFO-V-2 Schlussbericht

TUM-HT-2-2019

## ABSCHLUSSBERICHT

InteReSt

### Funktionsintegrative ressourcenschonende Leichtbaustruktur für die Luftfahrt

Katharina Strohrmann

Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie  
Technische Universität München

79	Seiten
30	Abbildungen
15	Tabellen
95	Literaturstellen

**Stufe der Zugänglichkeit: intern und extern unbeschränkt zugänglich**

Technische Universität München  
Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie  
Bolzmannstraße 15  
D-85748 Garching

Garching, 20.05.2019

**Unterschriften:**

**Institutsleiter:**

Prof. Dr.-Ing. M. Hajek

**Verfasser:**

Katharina Strohrmann

**Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.****Abschlussbericht**

<b>Zuwendungsempfänger (ZE):</b> Technische Universität München (TUM)	<b>Förderkennzeichen:</b>  <b>20E1501C</b>
<b>Verbund-/Vorhabenbezeichnung:</b>  <b>InteReSt</b>  <b>Funktions<u>integrative</u> <u>ressourcenschonende</u> Leichtbau<u>struktur</u> für die Luftfahrt</b>	
<b>Laufzeit des Vorhabens:</b> <b>01.01.2016 bis 31.03.2019</b>	
<b>Berichtszeitraum:</b> <b>01.01.2016 bis 31.03.2019</b>	

**Berichtersteller:**

Katharina Strohrmann, M.Sc.

TUM-HT

Gefördert durch:

Bundesministerium  
für Wirtschaft  
und Energieaufgrund eines Beschlusses  
des Deutschen Bundestages**Technische Universität München (TUM)  
Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie (HT)  
Bolzmannstraße 15  
D-85748 Garching**

## Inhaltsverzeichnis

1	Aufgabenstellung .....	6
2	Voraussetzungen .....	9
3	Planung und Ablauf .....	9
4	Wissenschaftlicher und Technischer Stand.....	14
5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	15
6	Erzielte Ergebnisse .....	16
6.1	Auswahl des repräsentativen Musterbauteils.....	17
6.2	Spezifikation von Luftfahrt-Anforderungen.....	20
6.2.1	Statistische Streuung.....	22
6.2.2	Limit Load und Ultimate Load Versuche.....	22
6.2.3	Impact .....	22
6.2.4	Vibrationen und Schwingungsanregung.....	23
6.2.5	Fatigue – Dauerschwing Versuche.....	23
6.2.6	Brandverhalten .....	23
6.2.7	Systemumfeld und Umwelt .....	25
6.2.8	Weitere Untersuchungen .....	28
6.3	Entwurf und Auslegung der repräsentativen Luftfahrtstruktur .....	30
6.3.1	Entwurf und Auslegung des Höhenleitwerks .....	30
6.3.2	Entwurf und Auslegung der Kabinentür.....	34
6.4	Technische Bewertung der Anwendbarkeit von ökologischen Werkstoffen in der Luftfahrt .....	42
6.5	Verwendete Materialien.....	43
6.5.1	Technische Materialkennwerte der Vorauswahl.....	44
6.5.2	Pyhsikalische Eigenschaften .....	45
6.5.3	Strukturmechanische Eigenschaften .....	47
6.5.4	Brandtechnische Eigenschaften .....	54
6.5.5	Zerstörungsfreie Prüfmethode.....	56
6.5.6	Technischer Vergleich neuartiger Leitwerksversionen mit der Referenz .....	56
6.5.7	Technischer Vergleich neuartiger Kabinentür mit der Referenz.....	61
6.6	Erarbeitung von Vorschlägen für weitere Einsatzmöglichkeiten .....	63
6.7	Zusammenfassung der Ergebnisse .....	65

---

7	Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises.....	67
8	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit .....	67
9	Nutzen und Verwertbarkeit.....	68
10	Fortschritt bei anderen Stellen .....	69
11	Erfolgte und geplante Veröffentlichungen der Ergebnisse .....	70
12	Abbildungs- und Tabellenverzeichnis .....	71
13	Literatur.....	73
14	Studentische Arbeiten und erstellte Dokumentation .....	78

## Abkürzungsverzeichnis

ABD	Aircraft Baseline Definition ( <i>Airbus</i> Industrie Standard)
AC	Advisory Circular
AECTP	Allied Environmental Conditions Testing Publication
AITM	Airbus Industries Test Method
AP	Arbeitspaket
BMWi	Bundesministerium für Wirtschaft und Energie
BSS	Boeing Specification Support (Boeing Industrie Standard)
BVID	Kaum sichtbare Impact-Schädigung (Barely Visible Impact Damage)
CAD	Computer Aided Design
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
CS-27/29/25	Certification Specifications for Small/ Large Rotorcraft/ Aeroplanes
DIN	Deutsches Institut für Normung
EASA	European Aviation Safety Agency
EMA	Experimentelle Modalanalyse
EN	Europäische Norm
EP	Epoxid-Harz
FAA	U.S. Department of Transportation – Federal Aviation Administration
FEM	Finite Elemente Methode
FFK	Flachfaserverstärkter Kunststoff
FQ	Förderquote
GFK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
HAP	Hauptarbeitspaket
HSH(-IfBB)	Hochschule Hannover, Institut für Biokunststoffe und Bioverbundwerkstoffe
HUMS	Health and Usage Monitoring System
InteReSt	Projektakronym: Funktions <u>int</u> egrative und <u>r</u> essourcenschonende Leichtbau <u>s</u> truktur für die Luftfahrt
IVW	Institut für Verbundwerkstoffe GmbH Kaiserslautern
LCF	Low Cycle Fatigue

---

LOV	Limit of Validity
LUFO	Luftfahrt Förderprogramm
LTF	Lufttüchtigkeitsforderungen
MA	Mitarbeiter
MAC	Modal Assurance Criterion
MIL-HDBK	Military Handbook
MM	Mannmonat
MS	Meilenstein
NFK	Naturfaser-Kunststoffverbunde
PP	Prepreg-Autoklavverfahren
PT-LF	Projektträger Luftfahrtforschung und -technologie
RTCA	Requirements and Technical Concepts for Aviation
RTM	Resin Transfer Moulding
TRL	Technologie Level (Technology Readiness Level)
TUC(-IST)	Technische Universität Chemnitz, Institut für Strukturleichtbau
TUM(-HAT)	Technische Universität München, Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie
UAV	Unbemanntes Fluggerät (Unmanned Aerial Vehicle)
ULH	Ultraleichtubschrauber
UD	Unidirektional
VARI	Vakuum-Infusionsverfahren (Vacuum Assisted Resin Infusion)
VDI	Verein Deutscher Ingenieure
VLR	Very Light Rotorcraft
WFD	Widespread Fatigue Damage Rule

## **Abschlussbericht zum Forschungsvorhaben InteReSt:**

Dieser Abschlussbericht beschreibt die von TUM-HAT, im Rahmen des Forschungsvorhabens InteReSt, im Zeitraum vom 01.01.2016 bis 31.03.2019, durchgeführten Arbeiten und wurde entsprechend den Vorgaben für Schlussberichte gemäß Nr. 6.1 & 6.2 ANBest-P und Nr. 3.2 BNBest-BMBF 98 angefertigt.

InteReSt steht als Akronym für die „Entwicklung einer funktionsintegrierte ressourcenschonende Leichtbaustruktur für die Luftfahrt“ und ist ein über das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) gefördertes Vorhaben zwischen dem Institut für Strukturleichtbau (IST) der Technische Universität Chemnitz (TUC; Verbundführer), dem Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie (HT) der Technische Universität München (TUM), und dem Institut für Biokunststoffe und Biowerkstoffverbunde (IfBB) der Hochschule Hannover (HSH). Der vorliegende Abschlussbericht beschreibt nur die von TUM-HT durchgeführten Arbeiten.

### **1 Aufgabenstellung**

Der Partnerantrag der TUM im Rahmen des LuFo V-2 Verbundvorhabens InteReSt [1] umfasste Arbeiten des Lehrstuhls für Hubschraubertechnologie im Rahmen der fünf Hauptarbeitspakete (HAP):

- **HAP 1: Spezifikation von Anforderungen**
- **HAP 2: Komposition und Charakterisierung ressourcenschonender Luftfahrtwerkstoffe**
- **HAP 3: Entwurf, Strukturauslegung und Funktionsintegration**
- **HAP 4: Fertigungsprozess für eine Luftfahrtstruktur aus nachwachsenden Rohstoffen**
- **HAP 5: Validierung von Material und Bauweise für Luftfahrtanwendungen**

Wobei die Arbeitspakete (AP) bei welchen die TUM als hauptverantwortlicher Partner agierte sich auf die HAP 1, 3 und 5 begrenzen. Die Aufgabenstellung dieser APs werden in den nachstehenden Unterkapiteln beschrieben. Die APs bei denen die TUM unter Leitung eines Partners mitwirkt sind der jeweiligen Teilvorhabensbeschreibung des entsprechenden Partners zu entnehmen.

#### **HAP 1 – Spezifikation von Anforderungen**

Im HAP 1 wurden die Ziele und Anforderungen des zu entwickelnden Systems untersucht und festgelegt. Diese Phase ist notwendig, um die große Anzahl an Anforderungen zu erfassen und anhand ihrer Bedeutsamkeit zu beurteilen.

Die im Zuge des HAP 1 bearbeiteten APs gliedern sich wie folgt:

- AP 1.1 - Auswahl einer repräsentativen Luftfahrtstruktur, die aus nachwachsenden Rohstoffen und klassischen Luftfahrtwerkstoffen als hybrider Konzeptdemonstrator aufgebaut werden soll.
- AP 1.2 - Definition der die luftfahrtspezifischen Materialanforderungen für diese Struktur

Inhalte des HAP 1 waren die Definition grundsätzlicher Entwicklungsziele, sowie von Operations- und Lastszenarien. Weiterhin die Auswahl einer repräsentativen Hubschrauberstruktur für die Anwendung als Konzeptdemonstrator und die konstruktiven Spezifikationen dieses Konzeptdemonstrators. Es sollten auch umfangreich die luftfahrtspezifischen Materialanforderungen definiert werden und notwendige Grundsatzuntersuchungen durchgeführt werden.

Resultierend aus diesem HAP sollten vollständige und ausführliche Anforderungsspezifikationen einer Referenzanwendung hervorgehen, sowie vollständige und ausführliche luftfahrtspezifische Materialanforderungen. Die Ergebnisse waren in Anforderungsdokumenten wie etwa einem Lastenheft festzuhalten.

Abschluss des HAP 1 war das Meilensteinreview MS 1.

### **AP 1.1 – Spezifikation einer Referenzanwendung**

Die Ziele des AP 1.1 waren die Spezifikation und Definition der Referenzanwendung für die Verwendung von hybriden Naturfaser-Kunststoffverbunden. Teil dieses Arbeitspaketes war neben einer ausführlichen Recherche eine Abstimmung mit der Industrie und der Zulassungsbehörde. Weitere Ziele waren Operations- und Lastszenarien zu untersuchen sowie konstruktive Spezifikationen und grundsätzliche Entwicklungsziele festzuhalten.

Um die Wirksamkeit der untersuchten Technologie (Naturfaserverbunde - NFK) an repräsentativen Bauteilen der Hubschrauberzelle nachzuweisen sollten passende Referenzbauteile gefunden werden. Für die Referenzbauteile sollten ausschließlich Baumuster definiert werden, die unter Anwendung von Zulassungsbedingungen ausgelegt werden. Diese Vorgehensweise sichert die simultane Einhaltung von Entwurfsvorgaben, Zulassungsanforderungen und zusätzlichen funktionalen Eigenschaften durch die Verwendung der neuartigen NFK in Verbundbauweise.

Dabei sollten besonders solche Bauteile berücksichtigt werden, die sowohl unter funktionalen Gesichtspunkten (Übertragung von Lasten, thermischen und akustische Isolierung) als auch wegen ihres Beitrags zum Leegewicht von Interesse sind. Eine Kombination mit integrierten aktiven und passiven Funktionselementen war ebenfalls Teil der anvisierten Anwendung.

### **AP 1.2 – Spezifikation von luftfahrttechnischen Materialanforderungen**

Um neuartige nachwachsende Leichtbauwerkstoffe in der Luftfahrt einsetzen zu können, müssen diese neben den primären Eigenschaften wie Festigkeit, Steifigkeit oder Ermüdung auch allen Sicherheitsanforderungen genügen, die sich aus den Bauvorschriften für Luftfahrzeuge ableiten lassen. Hierunter fallen insbesondere Brandverhalten und toxische Wirkung, aber auch das Verhalten unter verschiedenen Umwelteinflüssen (z.B. Salzwasser, Sand, Hitze, Kälte, Luftfeuchtigkeit) oder die mikrobiologische Resistenz.

In diesem Arbeitspaket sollten die Materialanforderungen für die Naturfaser-Kunststoffverbunde (NFK) für das Anwendungsbeispiel definiert werden. Teil dieses Arbeitspaketes waren, neben einer ausführlichen Recherche, eine Abstimmung mit der Industrie, wie etwa Airbus Helicopters und einer Zulassungsbehörde wie beispielsweise der EASA.

Ziel war also die Definition von luftfahrtspezifischen Materialanforderungen, die als Ergebnisse in einem vollständigen und ausführlichen Lastenheft für luftfahrtspezifische Materialanforderungen festgehalten werden sollten.



### **HAP 3 – Entwurf, Strukturauslegung und Funktionsintegration**

Die Leitung von HAP 3 unterlag der TUC, in diesem Dokument wird daher nur auf AP 3.1 eingegangen.

#### **AP 3.1 – Entwurf des repräsentativen Musterbauteils**

Ausgehend von den definierten Anforderungen an das Referenzbauteil sollte nun zusammen mit den Werkstoffeigenschaften aus HAP2 (Komposition und Charakterisierung ressourcenschonender Luftfahrtwerkstoffe) ein geeigneter Entwurf für das Bauteil gefunden werden. Dieses Arbeitspaket umfasste dabei die Bauraumuntersuchung und CAD-Konstruktion, sowie die Bestimmung des Beanspruchungszustands durch eine Finite-Elemente Berechnung. Dieses Arbeitspaket liefert damit die nötigen Daten für eine bionische Topologie-Optimierung und Funktionsintegration unter der Leitung der TUC-IST im Arbeitspaket 3.2.

Ziele und Ergebnisse des APs waren somit der interaktive Entwurf einer repräsentativen Luftfahrtstruktur aus nachwachsenden und klassischen Luftfahrtwerkstoffen als hybrider Konzeptdemonstrator unter Berücksichtigung des Bauraums. Weiterhin sollte der Beanspruchungszustand durch Finite Elemente Methoden Berechnung (FEM) beurteilt werden und wenn möglich eine Kombination von aktiven und passiven Funktionselementen integriert werden.

Die Auslegung sollte dann als CAD-Konstruktion des repräsentativen Musterbauteils weitergegeben werden, sowie der Beanspruchungszustand des Bauteils unter Berücksichtigung aller Lastszenarien. Die Ergebnisse sollten in Berichten und Konstruktionsdokumenten festgehalten werden.

### **HAP 5 – Validierung von Material und Bauweise für Luftfahrtanwendungen**

Im Hauptarbeitspaket 5 findet die Validierung und Bewertung von Material und Bauweise der Technologie und der Referenzanwendung für Luftfahrtanwendungen statt. Die TUM übernimmt dabei im Arbeitspaket 5.2 die Technische Bewertung von Material und Bauweise im Hinblick auf die im Hauptarbeitspaket 1 definierten Luftfahrtanforderungen.

#### **AP 5.2 – Technische Bewertung von Material und Bauweise**

In diesem AP sollten das Lastenheft und die Bauvorschriften die Grundlage zur Bewertung der Technologie bieten. Zusätzlich zur Bewertung der Technologie sollten Vorschläge für weitere Einsatzmöglichkeiten und Referenzanwendungen ausgearbeitet werden.

Geeignete Validierungsmethoden, sowie eine Bewertungsmatrix, sollten verwendet werden um aussagekräftig, schnell und übersichtlich die Resultate zu interpretieren.

Als Ziele wurden die Bewertung von Material und Bauweise im Hinblick auf die definierten Luftfahrtanforderungen aus HAP 1 definiert. Diese sollten in einem Bericht zur technischen Validierung festgehalten werden, sowie die Erarbeitung von Vorschlägen für weitere Einsatzmöglichkeiten.

## 2 Voraussetzungen

Das Forschungsvorhaben InteReSt (LuFo V-2) knüpfte an keine vorausgehenden Forschungsvorhaben an.

Der Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie existiert seit dem 01.03.2010. Der Lehrstuhlinhaber Prof. Dr.-Ing. Hajek war von 1989 bis 2006 in der Hubschrauberentwicklung tätig, zuletzt als Leiter der Entwicklung bei Eurocopter (heute Airbus Helicopters) Deutschland. Seine langjährige Erfahrung im Bereich Vorentwicklung und Zulassung von Hubschraubern wurden in das Vorhaben mit eingebracht.

Im Rahmen des Vorhabens wurden strukturelle und materialbezogene Zulassungskriterien für den Einsatz von naturfaserverstärkten Kunststoffen in der Luftfahrt zusammengetragen. Hier konnten enge Kontakte zur Industrie, sowie Erfahrungen im Strukturbereich bei TUM-HT dem Vorhaben zugutekommen. Diese Erfahrung betraf Kompetenzen im Bereich der Rotorblattfertigung und -auslegung, sowie eines UAV Gesamtsystems für den Einsatz in großen Höhen [2]–[4]. Weiterhin konnte von dem parallel in LUFO-V2 laufenden Vorhaben CuRoT profitiert werden, aufgrund einer breiten Messdatenbasis zum Versuchsträger CoAX 2D und einem engen Kontakt zum OEM, der edm aerotec GmbH [5]–[8]. Weiterhin wurde am Institut TUM-HT in vorhergehenden Arbeiten der Einsatz von faseroptischen Sensoren im Rotorblatt untersucht und hinsichtlich Zulassungskriterien und Luftfahrtauglichkeit bewertet [9], [10].

Durch genannte Kompetenzen, konnte auch auf Erfahrung im Bereich experimentelle Untersuchungen von Luftfahrtstrukturen zurückgegriffen werden. Weiterhin wurde die Zusammenarbeit mit der Werkstatt des ehemaligen Lehrstuhl für Leichtbau, jetzt Lehrstuhl für Produktentwicklung und Leichtbau, der TUM als förderliche Voraussetzung identifiziert. Hier wurden bereits Untersuchungen zu Naturfaserverbundwerkstoffen durchgeführt und veröffentlicht [11]. Weiterhin kann die Infrastruktur und Erfahrung des Werkstattpersonals für das Vorhaben genutzt werden.

Die verantwortliche Mitarbeiterin des Vorhabens konnte ihr einschlägig auf Strukturauslegung ausgerichtetes Studium der Luft- und Raumfahrt sowie mehrjährige Erfahrung in der Konstruktion und Auslegung von Strukturbauteilen einbringen. Durch ein duales Studium konnte sie vielseitige Einblicke in multidisziplinäre Aspekte der Fertigung, Qualitätssicherung und Konstruktion von Luftfahrtbauteilen gewinnen.

Darüber hinaus wurden die Kompetenzen aus Forschung und Lehre der TUM auf den Gebieten von Composites, der Auslegung von Hubschraubern und des Leichtbaus verwertet und erweitert.

## 3 Planung und Ablauf

Der Strukturplan bezüglich der Gruppierung und Zuständigkeiten von Arbeitspaketen ist in Abbildung 1 dargestellt, der Netzplan mit Kennzeichnung der Übergabe von Ergebnissen ist in Abbildung 2 gezeigt und der zeitliche Ablauf des Vorhabens ist in Abbildung 3 dargestellt. Diese Planungshilfen wurden in der Antragsphase des Vorhabens erstellt und weitestgehend auch im Vorhabensverlauf eingehalten. Es ergab sich eine zeitliche Verzögerung in HAP 4, bei der Erstellung des zweiten Verbundprobekörpers. Da jedoch die übrigen Versuche und auch beide Bauteile in Prepreg-Bauweise, sowie ein Bauteil in zwei Versionen in VARI-Bauweise rechtzeitig fertiggestellt werden konnten, wurden die TUM Anteile aus HAP 5 diesbezüglich fertiggestellt. Der Konsortialpartner TUC hat aufgrund der zeitlichen Verzögerung eine kostenneutrale Verlängerung beantragt und angeboten die technische Bewertung analog der TUM-Vorgehensweise nachzuziehen.

Da der Umfang des Vorhabens um ein Bauteil und eine Fertigungstechnik erhöht werden konnten ist von einem sehr erfolgreichen Verlauf zu sprechen. Die durchgeführten Versuche und die Erweiterung des Umfangs ermöglichten es die geplanten Meilensteine zu erfüllen um

den Vergleich der verschiedenen Fertigungstechniken und Bauteile zu erweitern. Somit konnten alle TUM-APs erfolgreich im Rahmen des Vorhabens abgeschlossen werden.

Die kostentechnisch geplanten Umfänge wurden in geringem Maße übertroffen, was durch eigene Mittel ausgeglichen werden konnte. Die Zeitplanung des Gesamtvorhabens kann der Vorhabensbeschreibung des Gesamtverbunds entnommen werden.

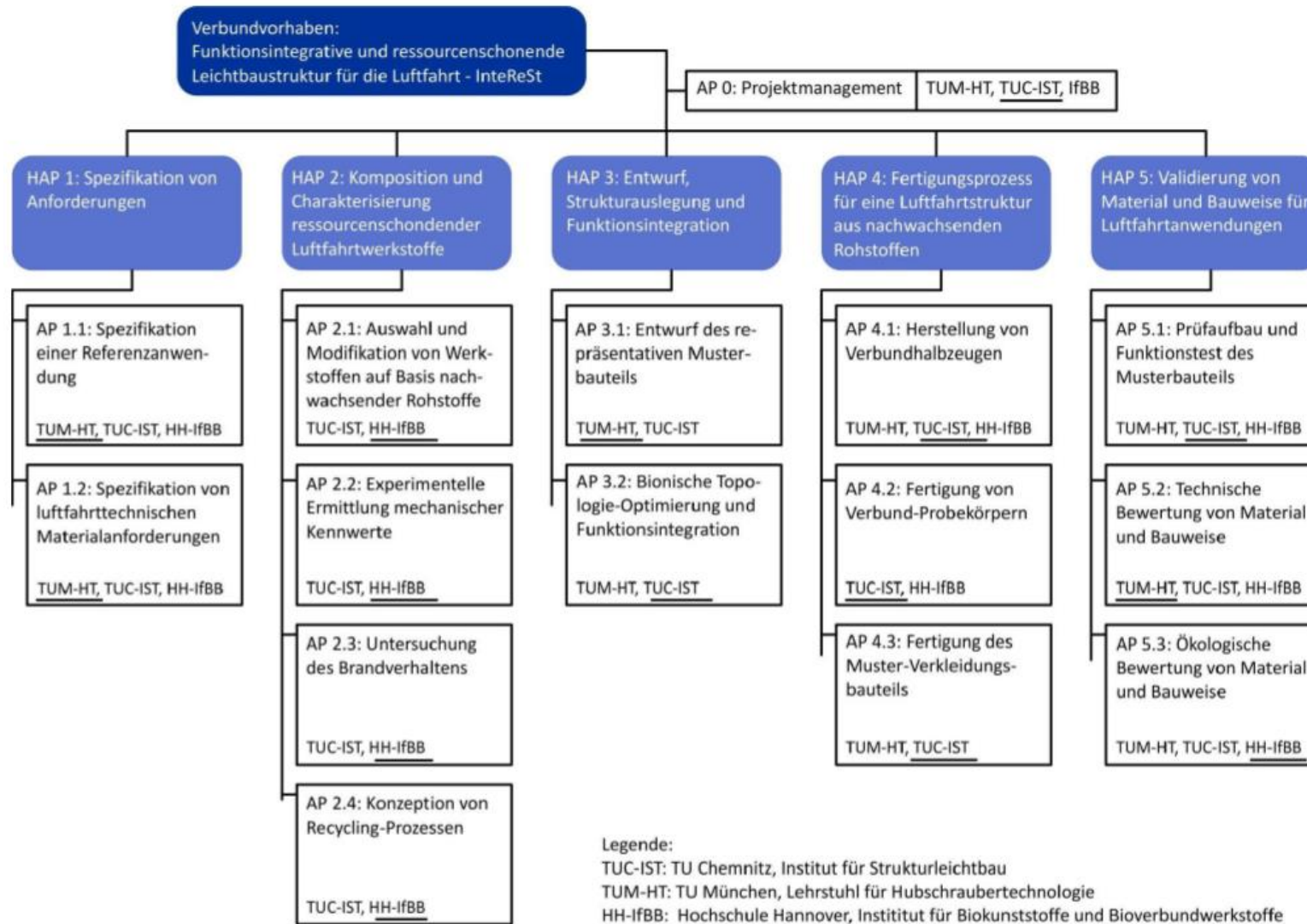


Abbildung 1: Strukturplan aus Vorhabensbeschreibung

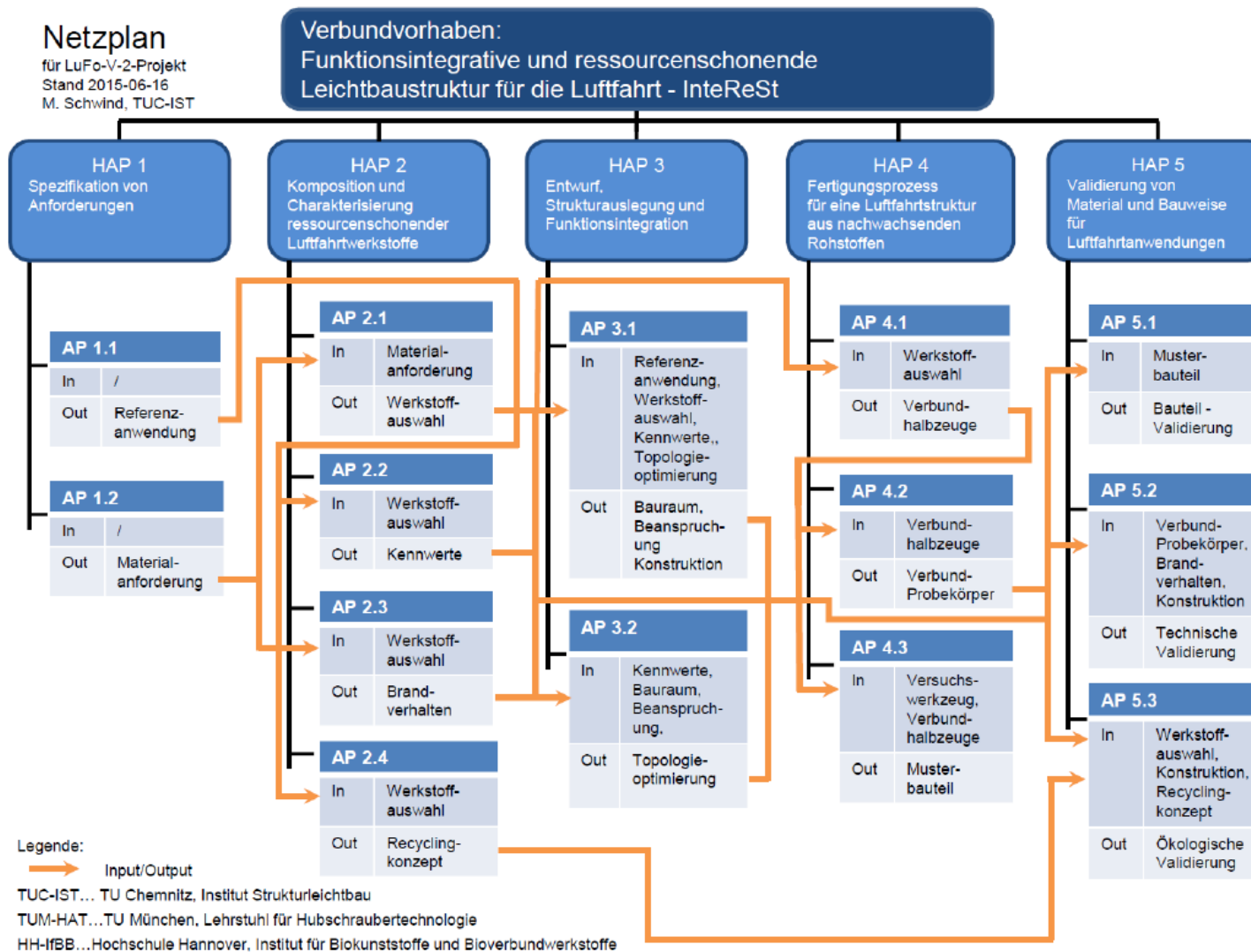


Abbildung 2: Netzplan aus Vorhabensbeschreibung



## 4 Wissenschaftlicher und Technischer Stand

Als Verstärkungsfasern werden derzeit überwiegend Kohlenstoff-, Glas- und Aramidfasern eingesetzt, Alternativen wie Basalt- oder Naturfasern stellen bisher nur einen kleinen Prozentsatz des Marktes dar. Im Jahr 2012 belief sich die Produktion von Biocomposites auf 15% der europäischen Gesamtmenge [12]. Davon werden nach aktuellem Stand bisher keine für Luftfahrzeuge eingesetzt. Allerdings sind in Britischen Standards von 1984-1985 bereits Anforderungen an Flachsfasern für Anwendungen in Fäden festgeschrieben, allerdings nicht für die Verwendung als Composite [13]–[15].

Flachsfasern bieten die Vorteile der Nachhaltigkeit durch geringen Energieverbrauch in der Produktion sowie die bessere Recyclingfähigkeit, so werden für die Produktion einer Tonne Glasfasern circa 30 GJ Energie benötigt, die Hanffaser erfordert mit fünf GJ nur ein Sechstel dieser Menge. Im Vergleich dazu stehen die in der Produktion extrem aufwändigen Kohlenstofffasern mit knapp 300 GJ, die hauptsächlich den hohen Prozesstemperaturen geschuldet sind [16], [17], [11]. Die Nachteile lassen sich auf den Ursprung als Naturprodukt zurückführen: eine hohe Feuchtaufnahme bis 14 Gewichtsprozent, niedrige thermische Belastbarkeit, schwankende Eigenschaften aufgrund von wechselnden Umweltbedingungen, sowie die Unmöglichkeit Endlosfasern aus Flachs herzustellen [18], [19], [20].

Weiterhin ist die Kunststoffmatrix die zweite Komponente eines faserverstärkten Kunststoffes. Im Bereich der Kunststoffmatrizen kommen aushärtbare duroplastische, schmelzbare thermoplastische, sowie in Spezialfällen Elastomere zum Einsatz. Heutzutage besteht der Kunststoffmarkt vorwiegend aus petrochemisch hergestellten Kunststoffen. Die letzten Zahlen des Umweltbundesamtes geben den Anteil der Biopolymere – in allen Anwendungsbereichen – an der weltweiten Kunststoffproduktion mit 0,2% an, wobei bis 2020 mit einem Wachstum auf 1% der Gesamtmenge gerechnet wird. Dies entspräche einer Produktionsmenge von drei Millionen Tonnen [21].

Die Verwendung von Biopolymeren in Strukturbauteilen der Luftfahrt bzw. Hubschraubern ist bisher nicht bekannt. Weiterhin ist auch die Verwendung von duroplastischen Matrizen in der Luftfahrt gängig, während thermoplastische Matrizen derzeit nur für spezielle Anwendungen in der Luftfahrt verwendet werden. Ist eine Erhöhung des biobasierten Anteils des Verbundwerkstoffes über die Verwendung von Naturfasern hinaus gewünscht, so muss als Matrix ein biobasierter Kunststoff eingesetzt werden. Am Markt existieren Kunststoffe auf Cellulose-, Protein- und Lignin-basis. Im Vergleich mit konventionellen Kunststoffen zeigen einige Biopolymere ähnlich gute bis bessere Eigenschaften hinsichtlich E-Modul und Zugfestigkeit. Zu beachten ist, dass es sich hierbei ausschließlich um Thermoplaste handelt. Für aushärtende Harze werden bislang aufgrund ihrer niedrigeren mechanischen Eigenschaften zumeist lediglich Beimischungen gewisser Anteile auf Bio-basis verwendet [22].

Eine Vielzahl an Forschungsarbeiten untersuchten die strukturmechanischen Eigenschaften von Flachsfaserverbunden auf Grundlagenebene. Dabei wurden Zugeigenschaften, Dämpfung, Dauerschwingeigenschaften, Versagensmechanismen etc. identifiziert. Aufgrund der großen Menge werden hier nur einige ausgewählte Referenzen aufgeführt, exemplarisch [23]–[28]. Hingegen mit der Spezifikation der Anwendung in der Luftfahrt sind die bisher verfügbaren Referenzen begrenzt. Weiterhin divergieren die Ergebnisse verschiedener Untersuchungen häufig und eine breite, zuverlässige Datenbasis bei welcher Einflüsse identifiziert und modelliert werden können ist nicht verfügbar. Daher werden die Vorhabens-Ergebnisse mit hoher Wahrscheinlichkeit Anklang in der Nachwelt finden und die Versuchsergebnisse sollten in jedem Fall veröffentlicht werden um diese Datenbasis zu unterstützen und zu erweitern.

## 5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Wie in der Vorhabensbeschreibung des TUM-Partnerantrages vermerkt, waren die hier beschriebenen Arbeiten der TUM, als auch die der TUC und HSH in das von der TUC geführte Verbundvorhaben InteReSt integriert. Während der gesamten Projektlaufzeit fand eine enge und sehr kooperative Zusammenarbeit zwischen allen Vorhabenpartnern statt. Diese wurde durch regelmäßige Telefonkonferenzen und Abstimmungstreffen an allen drei Standorten begleitet und gefördert. Eine Auflistung der stattgefundenen Treffen je Bearbeitungsjahr ist in den jeweiligen Zwischenberichten festgehalten [29]–[31].

Weiterer Austausch mit der Industrie, speziell der edm aerotec GmbH der INVENT GmbH und Airbus Helicopters Deutschland wurde durch TUM-HT initiiert und an die Konsortialpartner weitergegeben. Weiterhin war eine enge Zusammenarbeit mit der Werkstatt des Instituts für Luft und Raumfahrt, speziell des Lehrstuhls für Leichtbau sehr hilfreich bei der Versuchsdurchführung von Verbundproben und Bauteilen.

Versuche zur Bewertung der Crash-Tauglichkeit von Flachs Strukturen und Flachs-Kohle-Hybriden wurden mit zwei externen Instituten in Zusammenarbeit durchgeführt. Zum einen dem Institute of Advanced Fibro Sience des Kyoto Institute of Technology in Japan und zum anderen des Instituts für Verbundwerkstoffe GmbH, Kaiserslautern. Aus der Zusammenarbeit entstand eine Veröffentlichung die auf der ECCM 18 präsentiert werden konnte [32].

Die Zusammenarbeit der TUM mit weiteren Institutionen war im Verlauf des Vorhabens nicht notwendig.



## 6 Erzielte Ergebnisse

Gemäß der TUM-Vorhabenbeschreibung war das übergeordnete Ziel der Forschungen:

„...eine funktionsintegrative und ressourcenschonende Leichtbaustruktur für die Luftfahrt zu spezifizieren, zu entwickeln, zu bauen und abschließend zu evaluieren. Dadurch sollen Möglichkeiten für eine signifikante Steigerung des Anteils nachhaltiger Werkstoffe in der Luftfahrt erarbeitet werden.“ [1]

Die Ziele der TUM-HT Anteile des Vorhabens gliedern sich in die folgenden Hauptpunkte:

- Auswahl des repräsentativen Luftfahrt-Musterbauteils.
- Definition von Lasten und Lastszenarien.
- Spezifikation von Luftfahrt-Anforderungen für ressourcenschonende Leichtbaustrukturen auf Basis von nachwachsenden Rohstoffen.
- Entwurf der repräsentativen Luftfahrtstruktur, die aus nachwachsenden Rohstoffen und klassischen Luftfahrtwerkstoffen als hybrider Konzeptdemonstrator aufgebaut werden soll.
- Technische Bewertung von Material und Bauweise im Hinblick auf die repräsentative Luftfahrtspezifikationen.
- Bewertung der Anwendbarkeit von Öko-Werkstoffen im Luftverkehr.
- Erarbeitung von Vorschlägen für weitere Einsatzmöglichkeiten.

Im Rahmen des Verbundvorhabens dienten zwei Hubschrauberstrukturen, eine Verkleidungsstruktur und eine aerodynamische Fläche, als repräsentative Musterbauteile zur Demonstration und zur Evaluierung des Technologiekonzepts. Ziel des Teilvorhabens der TUM ist es die Technologie, bestehende NFK mit in der Luftfahrt etablierten Materialien in Verbundbauweise, durch Nutzung der jeweiligen Vor- und Nachteile anforderungsspezifisch auszulegen und einzusetzen. Die TUM erarbeitet die luftfahrtspezifische Spezifikation der Werkstoffe, sowie repräsentativer Hubschrauberbauteile die für den Einsatz von Bio-Materialien in Betracht kommen. Die Hubschrauberstrukturen wurden durch die TUM ausgewählt, entworfen und abschließend technisch evaluiert.

Im Rahmen des Vorhabens übernehmen die Konsortialpartner einerseits die Werkstoffentwicklung und Charakterisierung, sowie Untersuchungen zu den Brandeigenschaften und die ökologische Bewertung des Bauteils (HSH). Während die Technische Universität Chemnitz die Optimierung der Auslegung, die Fertigung und Bauteilprüfung im Rahmen des Vorhabens übernimmt.

Der nachfolgende Bericht beschreibt alle projektbezogenen Arbeiten von TUM-HT zwischen dem 01.01.2016 und dem 31.03.2019. Die Kapitel werden dabei den oben aufgeführten Unterpunkten zugeordnet.

## 6.1 Auswahl des repräsentativen Musterbauteils

Zunächst wurde der koaxiale Hubschrauber der edm aerotech GmbH als geeignetes Versuchsobjekt ausgewählt. Dies geschah zum einen aufgrund der neu entstandenen Ultraleicht Hubschrauber Kategorie, die eine Zulassungsklasse nach LTF-ULH ermöglichte, und zum anderen aufgrund enger Zusammenarbeit mit dem Hersteller, auch mit dem parallelen LUFO-V2 geförderten Vorhaben CuROT, welche sich mit der Modellbildung und Validierung des Gesamtsystems befasst. Weiterhin eignet sich ein Fluggerät aus dem Freizeit und Sportbereich eher für den Einstieg in die Luftfahrt, da hier in der Regel eine geringere Anzahl an Betriebsstunden im Jahr geflogen wird und somit die Produktion des Geräts einen größeren Anteil an der Gesamtökobilanz trägt, zum anderen sind dabei, die Zulassungskriterien nicht so umfangreich wie bei einer kommerziellen Nutzung.

Für die Auswahl der Referenzanwendung wurden alle Strukturbauteile des CoAX, die nicht als Primärstruktur gelten und derzeit aus Faserverbundwerkstoffen oder Aluminiumlegierungen gefertigt werden, in Betracht gezogen. Ein Besuch der edm aerotech GmbH, sowie die umfassende Recherche zu technischen Eigenschaften der Naturfaserverbundwerkstoffe, war Teil der Bearbeitung.

Als Auswahlkriterien wurden unter anderen der Beitrag zum Leergewicht, die Lastübertragungsfunktion und das Kriterium „luftfahrtrepräsentativ“ aufgeführt, analog zu den Anforderungen in der Vorhabensbeschreibung. Als mögliche Vorteile der Anwendung von Naturfaserverbunden wurde die positive Ökobilanz, die Dämpfung von Schwingungen, sowohl mechanisch als auch akustisch, die Crashabsorption und die thermische Isolierung identifiziert. Um die Bauteile gegeneinander abzuwägen wurde eine Bewertungsmatrix erstellt, wobei die Bauteile je Kriterium bewertet wurden und die Kriterien selbst einer Gewichtung unterlagen. Durch deren Produkt entstand ein Punktwert, der die Eignung des Bauteils beschreibt. Dies ist die Vorgehensweise der Anwendung einer Bewertungsmatrix wie sie in der Konstruktionsmethodik nach VDI 2225 zur technisch-wirtschaftlichen Bewertung beschrieben wird [33].

Die folgenden Kriterien wurden bewertet (von links nach rechts): Übertragung von Lasten, thermische Isolierung, akustische Isolierung, mechanische Dämpfung, Beitrag zum Leergewicht, Funktionsintegration, Anwendbarkeit der hybriden Bauweise, Zulassungsaufwand, Repräsentativität, Topologie Optimierung, Kern und Abmessungen des Werkzeugs.

Die Bewertungsmatrix mit farblicher Codierung ist in Abbildung 4 zu sehen.












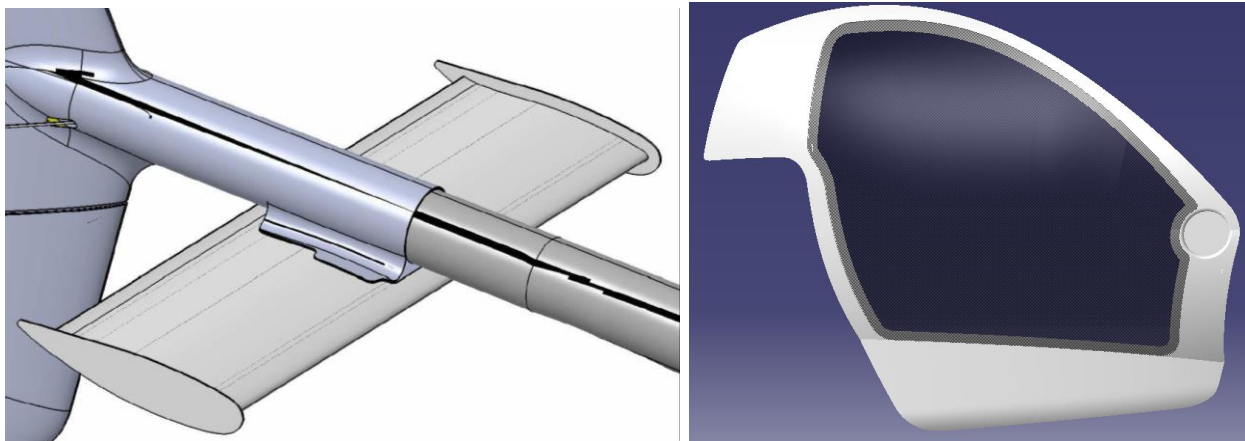
Bauteile	Kriterien	angemessene Übertragung von Lasten	thermische Isolierung	Akustische Isolierung	mechanische Dämpfung	Beitrag zum Leergewicht	Funktionsintegration	Anwendbarkeit der hybriden Bauweise	Lastpfade	Zulassungsaufwand	Repräsentativität	Topologieoptimierung und Kern	Abmessungen Werkzeug	Pkt.
Strukturbauteile	Gewichtung (1-5)	5	1	2	3	4	2	4	3	4	3	4	1	
Landewerk		4	0	0	3	3	1	3	5	1	4	5	5	111
Heckausleger		0	2	2	5	4	2	1	3	2	4	3	0	86
Höhenleitwerk		5	1	1	4	2	0	4	4	4	5	4	5	128
Heckverbindung		4	0	1	3	2	0	3	4	3	4	4	5	108
Seitenleitwerk		4	0	1	2	1	0	3	3	3	5	3	5	97
Armaturn		3	1	3	3	4	2	4	2	5	3	2	5	115
Türen		4	4	4	2	2	4	4	3	3	4	4	5	124
Kabinenverkleidung oben hinten		2	5	5	4	3	4	3	2	4	3	1	5	109
verkleidung unten hinten		2	4	4	3	4	3	3	2	4	3	1	5	105
Kabine Hauptteil		3	4	4	3	5	5	2	1	3	4	3	0	113
Zellenboden		2	3	3	1	3	3	3	2	4	2	1	5	89
Sitze		4	3	2	3	3	2	3	3	1	4	1	5	98
runde Abdeckung		1	1	0	0	0	0	0	0	5	1	1	5	38
setiliche Verkleidung Armaturn		1	1	0	0	1	0	0	0	5	1	1	5	42

Abbildung 4: Bewertungsmatrix des Konzeptdemonstrators

Aus der Bewertung geht hervor, dass die beiden geeignetsten Bauteile das Höhenleitwerk (128 Pkt.) und die Kabinentür (124 Pkt.) sind. Es wurde einstimmig entschieden, dass die Analyse und Fertigung von zwei Bauteilen verschiedener Anforderungsstufen abgedeckt werden kann und somit diese beiden Bauteile als Konzeptdemonstrator für die Anwendung von Flachs-Kohle Hybridstrukturen dienen sollten.

Die Auswahl des Höhenleitwerks wurde als sehr luftfahrtrepräsentativ bewertet, weitere positive Merkmale sind die einfache Geometrie und die moderate Übertragung von Lasten. Weiterhin ist die Größe des Bauteils angemessen, es wird ein gewisser Anteil am Gesamtgewicht überschritten, wobei Werkzeugabmessungen im erforderlichen Rahmen für die Fertigung bleiben. Durch das umschlossene Volumen ergeben sich variable Gestaltungsmöglichkeiten.

Die Auswahl der Kabinentür wurde als Beispiel aus der Kabinenstruktur gewählt. Hierbei ermöglicht ebenfalls der umschlossene Hohlraum eine vielseitige Gestaltbarkeit. Weiterhin sind Anforderungen an Schwingungsdämpfung und akustische Absorption mögliche Vorteile für die Anwendung von Naturfaserverbunden. Vielerlei Funktionen der Kabinentür erlauben auch die geplante Funktionsintegration vorteilig zu zeigen. Weiterhin sind auch hier die Abmessungen gerade noch in einem annehmbaren Bereich für die Fertigungsmittel die dem Konsortium zur Verfügung stehen.



**Abbildung 5: Ausgewählte repräsentative Bauteile des CoAX 2D, Höhenleitwerk (links) und Kabinentür (rechts)**

Zur Definition der Anforderungen an beide Bauteile entstanden zwei Lastenhefte [34], [35]. Zur Erstellung der Lastenhefte wurden die bekannten Hubschrauberregularien auf regionaler und europäischer Ebene berücksichtigt, dazu gehörten: LTF-ULH, CS-VLR, -27, -29, -25 und das Werkstoffhandbuch der deutschen Luftfahrt.

Als kritischer Auslegungslastfall für das Höhenleitwerk wurde der maximale Vorwärtsflug identifiziert, da hier das Höhenleitwerk maßgeblichen Einfluss auf die Flugstabilität hat und die aerodynamischen Kräfte am größten sind. Im Schwebeflug wirkt durch den Rotorabwind ebenfalls eine Last auf das Höhenleitwerk, allerdings sind die dabei ermittelten Lasten geringer als die des maximalen Vorwärtsflugs. Hinzu kommt eine 10 m/s starke Böe, die in jedem Flugzustand berücksichtigt werden muss. Weitere Lastfälle betrafen das Abstützen einer Person, g-Lasten aus Flugmanövern und die Anforderung eines symmetrischen Aufbaus, diese sollte erfüllt werden um bei weiteren aerodynamischen Lasten keine unvorhergesehenen Biege-Torsionskopplungen hervorzurufen. Die detaillierte Definition von Operations- und Lastszenarien und die Durchführung notwendiger, technologischer Grundsatzuntersuchungen sind in den entsprechenden Lastenheften zu finden, werden aber auch in den folgenden Kapiteln beschrieben.

Die Kabinentür, mit der Hauptfunktion den Piloten den Ein- und Ausstieg zu ermöglichen und der aerodynamischen Verkleidung, erfährt die maximalen Lasten durch die g-Belastungen im Falle einer Notlandung. Weiterhin sollen hier aber auch Windlasten im geöffneten und geschlossenen Zustand berücksichtigt werden. Weitere Lasten die dafür identifiziert wurden waren das Abstützen von Personen im offenen und im geschlossenen Zustand und die Manöverlasten. Auch hier sind die detaillierten Anforderungen im Lastenheft zu finden, werden aber analog zum Höhenleitwerk in den folgenden Kapiteln nochmals aufgegriffen.

Die Bauteile wurden in ihrer Geometrie und Bauweise als Referenz übernommen, für die Anwendung von NFK wurden Auslegung und Konstruktion überarbeitet und geometrische Änderungen vorgenommen, dies war Teil des HAP 3. Diese APs werden an entsprechender Stelle der Inhalte aus HAP 3 beschrieben.

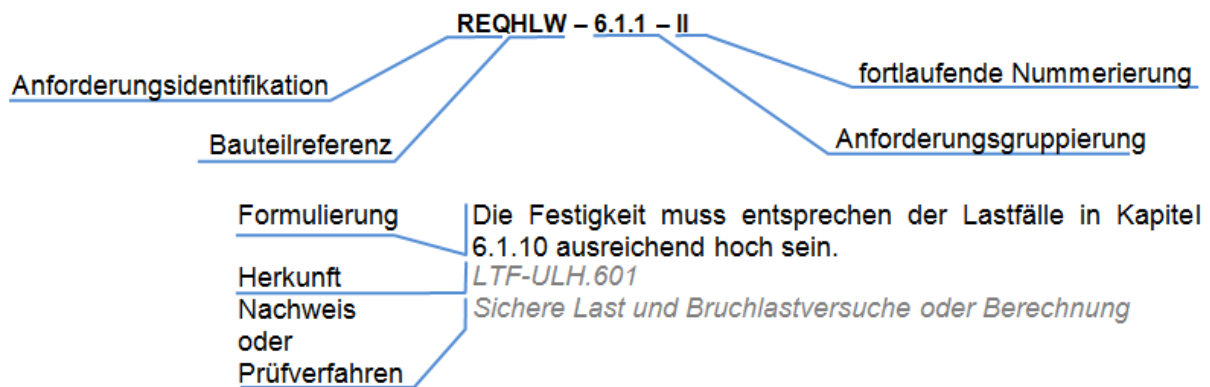
Die Bauteile sollen beide in einer geeigneten Kombination von CFK und FFK gefertigt werden. Dabei soll eine Gewichtszunahme vermieden werden. Zum Festigkeitsnachweis gegen die angenommenen Lasten wird ein Ultimate Load Versuch vorgesehen. Weiterhin sind statische Belastungen im elastischen Bereich zur Validierung der Steifigkeit und Schwingungsanalysen vorgesehen. Dabei kann die Dämpfung charakterisiert werden. Im folgenden Kapitel werden die konkreten Anforderungen an Luftfahrtstrukturen zusammengefasst.

## 6.2 Spezifikation von Luftfahrt-Anforderungen

In der Luftfahrt ist die Sicherheit höher priorisiert als etwa Kosten und Aufwand der Fertigung, dies wird durch die Zulassungsbehörden untersucht. Verschiedene Zulassungsvorschriften unterscheiden sich im Umfang, sie betreffen das Fluggerät und werden häufig nach der maximalen Abflugmasse kategorisiert. Da der CoAX 2D unter die LFT-ULH Vorschrift fällt, maximale Abflugmasse  $< 450$  kg, wurden hier alle Kriterien betrachtet und hinsichtlich Anforderungen an die neuartigen Materialien untersucht. Weiterhin wurden in konkreten Bereichen die als problematisch gelten (z.B. Brandbeständigkeit, Umwelteinflüsse, ...), auch übergeordnete Vorschriften einbezogen, wie die CS 27, CS 29 und CS 25.

Allgemein gilt nach LTF-ULH.601(b) „Die Eignung aller neuartigen oder fragwürdigen Konstruktionsdetails und Bauteile sind durch Tests nachzuweisen“. Somit wurde besonders Wert auf diejenigen Eigenschaften von Naturfaserwerkstoffen gelegt, die sich gegenüber den konventionellen Faserverbundwerkstoffen unterscheiden. Darunter fallen die bereits in der Luftfahrt verwendet Werkstoffe, wie Kohle- und Glasfaserverbunde.

Das heißt das Lastenheft kategorisiert zwei Bereiche, zum einen die Anforderungen an das Bauteil allgemein, die unabhängig vom verwendeten Werkstoff erfüllt werden sollen, zum anderen werden Testverfahren aufgeführt die für die Eignung des neuartigen Werkstoffs durchgeführt werden sollten. An dieser Stelle wird auf die Lastenhefte selbst verwiesen um eine detaillierte Auflistung aller Anforderungen einzusehen. Diese wurden nach folgendem Schema nummeriert:



**Abbildung 6: Legende zur Anforderungsformulierung**

Die Folgende Aufzählung umfasst die Kategorisierung der Anforderungen an das Bauteil.

1. Funktionale Anforderungen
2. Festigkeitseigenschaften und Auslegungsanforderungen
3. Anforderungen an Materialkennwerte
4. Umwelttechnische Anforderungen
5. Konstruktive Anforderungen
6. Beschichtungen und Verklebungen
7. Fertigungsanforderungen
8. Nutzungsanforderungen
9. Qualitätsanforderungen
10. Lebensdauer
11. Nachweisführung

Es sei an dieser Stelle bereits zu erwähnen, dass nicht alle Anforderungen untersucht werden konnten, da das Vorhaben nur in zeitlich und kostentechnisch begrenztem Umfang Untersuchungen abdecken konnte. Daher wurde ein Folgevorhaben anvisiert, bei welchem speziell auf die bisher unberücksichtigten Anforderungen eingegangen werden soll.

Weiterhin wurden material- und bauteilspezifische Testverfahren aufgeführt, diese umfassten die folgenden Bereiche:

1. Prüfungen zur Materialqualifikation
  - 1.1. Epoxidharz
  - 1.2. Kern
  - 1.3. Filamentgarn
  - 1.4. Laminat
  - 1.5. Kernverbund/ Bauteil
2. Prüfungen auf Bauteilebene
  - 2.1. Statistische Sicherheit
  - 2.2. Limit Load und Ultimate Load Versuche
  - 2.3. Impact
  - 2.4. Vibrationen und Schwingungsanregung
  - 2.5. Fatigue - Dauerschwing Versuche
  - 2.6. Brandverhalten
  - 2.7. Systemumfeld und Umwelt
  - 2.8. Zusätzliche Tests

Speziell für die Anwendung von Naturfaserverbunden sollen an dieser Stelle die Untersuchungen zu Brandeigenschaften, der statistischen Streuung und der Prüfungen zu Systemumfeld und Umwelt hervorgehoben werden.

Nach Literaturangaben gelten Flachfasern als besser brennbar im Vergleich zu konventionellen Materialien [36], [37]. Weiterhin ist die statistische Streuung mechanischer Kennwerte, durch natürliches Wachstum erwartungsgemäß größer als die der konventionellen Fasern [38], [39]. Die Umweltaforderungen sind ebenfalls mit besonderem Hinweis zu untersuchen, hierzu ist Tabelle 2 angefügt, die Prüfungen bei welchen ein kritisches Ergebnis zu erwarten ist, sind mit „soll“ deklariert die übrigen mit „kann“. Die starke Aufnahme von Feuchtigkeit durch Flachfasern ist auch ein kritischer Aspekt des Materialverhaltens [40]–[43].

Die Angaben zu den konkreten Prüfhinweisen werden als die relevantesten Ergebnisse des Lastenheftes gesehen und daher im Folgenden aufgeführt.

Neben den potenziell kritischen Eigenschaften von Naturfaserverbunden sollten auch förderliche Kriterien mit besonderem Fokus untersucht werden. Darunter fallen Fatigue, Crash, Impact und Schwingungsversuche [23], [26], [44]–[48]. Dadurch soll die Zielerreichung neben der Machbarkeit auch das Aufzeigen von vorteilhaftem Verhalten beinhalten.

### 6.2.1 Statistische Streuung

Zur statistischen Auswertung kann die Norm “DIN V 65 352 Luft- und Raumfahrt; Verfahren zur statistischen Auswertung der Prüfergebnisse bei der Qualifikations- und Abnahmeprüfung von Faserverbundwerkstoffen” herangezogen werden. Die Angabe der Kennwerte soll einer Qualifikationsprüfung (Abschnitt 3.1 in DIN V 65 352) mit mehr als zwei Fertigungslosen und einer Aussagesicherheit von  $\alpha=95\%$  bei Streuungsvergleich und einer Wahrscheinlichkeit von 90% (CS 27.613(b)(2)) erfolgen. Das heißt Materialkennwerte müssen so gewählt werden, dass ein Prüfling bei einer Aussagesicherheit von 95% mit 90% Wahrscheinlichkeit diesen Kennwert erreicht.

### 6.2.2 Limit Load und Ultimate Load Versuche

Der Ultimate Load muss standgehalten werden, dabei darf sich das Bauteil plastisch Verformen. Die Ultimate Load entspricht der Limit Load mal dem Sicherheitsfaktor von 1,875. Eine dynamische Belastung darf statisch getestet werden, dabei muss das Material der Ultimate Load für drei Sekunden standhalten oder durch dynamische Versuche, die die reale Last simulieren (nach LTF-ULH). Der Limit Load muss ohne plastische Verformung standgehalten werden. Die elastische Verformung soll die Funktion des Bauteils nicht zu einem unzulässigen Level beeinflussen.

Die Lastversuche müssen an dem Bauteil mit derselben Verschraubung/ Verklebung/ Passung wie im eingebauten Zustand gemacht werden (CS 27.681).

Als Literaturhinweis zur Ermittlung der Biegebruchlast wird hier das MIL-STD 401 B empfohlen.

### 6.2.3 Impact

Es kann die Impacttoleranz mit den Hinweisen für die Prüfung von CFK Laminaten untersucht werden, Literaturhinweis: LTH FL 53 900-02 Der Impact und der Impactschaden an CFK.

Es sollen die Eindringtiefe des Schades, eine Delamination der Deckschicht sowie die Kernschädigung untersucht werden. Weiterhin wird auf die DIN 65 561 zur Untersuchung des Einflusses von Impactschäden verwiesen. Die Integrität des Bauteils soll auch nach der Einbringung eines BVID (Barely visible impact damage) Eindringtiefe = 0,3 mm, erhalten bleiben.

Dies kann durch einen Druckversuch oder der Prüfung der Dauerschwingfestigkeit, im Anschluss an den Impactschaden, nachgewiesen werden.

#### 6.2.4 Vibrationen und Schwingungsanregung

Die Resonanzfrequenzen des Bauteils können rechnerisch durch FEM und/ oder mithilfe einer Modalanalyse durchgeführt werden. Prüfverfahren können an DIN EN ISO 6721 Teil 1 bis 3 angelehnt werden.

Dabei können die Einflüsse von Feuchte und Temperatur auf die Steifigkeit und Masse berücksichtigt werden. Es können Resonanzkurven erstellt werden und diese mit der Flatterfrequenz und auftretenden potenziellen Anregungsfrequenzen abgeglichen werden.

Speziell die Frequenzbereiche durch die Anregung des Motors 440 U/min und Rotors 2800 U/min, sowie die zwei bis achtfachen davon, sollen keine Resonanzanregungen hervorrufen, weiterhin muss bei aerodynamisch geformten Bauteilen die Flatterfrequenz berücksichtigt werden. Im Falle einer unvermeidbaren Nähe zu Resonanz, kann auch durch eine ausreichende Dämpfung die Antwortamplitude auf eine zulässige Auslenkung reduziert werden.

#### 6.2.5 Fatigue – Dauerschwing Versuche

Es kann im Sinne des Projekterfolgs eine „damage tolerance and fatigue evaluation of composite structures“ nach CS 27.571 durchgeführt werden. „Proof of structure- Fatigue and Damage Tolerance“ wird auch in AC 20-107B Kapitel 8 erklärt, ein weiterer Literaturhinweis ist „Fatigue Analysis“ in MIL-STD 401 B Kapitel 5.3. Um eine Kategorie A Zertifizierung zu erreichen würden die Testverfahren nach 29.571A herangezogen werden

Für die Anwendung der „Widespread Fatigue Damage Rule“ (WFD), die seit 2012 im kommerziellen Luftverkehr in Europa und USA Pflicht ist, kann die „Limit of Validity“ (LOV) ermittelt werden, diese beschreibt Anzahl zulässiger Flugstunden und Flugzyklen als Lebensende eines Flugzeugs.

Nach MIL-HDBK-17-1F (2.5.14) werden drei R-Verhältnisse getestet: 0,1 (Zug-Zug); 10,0 (Druck-Druck) und -1,0 (Zug-Druck). Hiermit kann ein Goodman Diagramm konzipiert werden wodurch Fatigue für verschiedene R-Verhältnisse bestimmt werden kann.

Dafür müssen Spannungen für beispielsweise 40.000 Zyklen (LCF) bestimmt werden, sodass ein Versagen zwischen  $10^3$  und  $10^5$  Lastwechseln auftritt; acht Versagenspunkte sind üblicherweise angemessen. Alternativ kann ein S-N-Diagramm durch  $\geq 5$  Versagenspunkte bestimmt werden.

Die maximale Temperatursteigerung im Material während des Versuchs darf 3 K nicht übersteigen, dafür sollen Thermoelemente verwendet werden, welche den Temperatureinfluss kontrollieren. Eine übliche Prüffrequenz sind etwa 5-10 Hz.

#### 6.2.6 Brandverhalten

Die Einstufungen „flash resistant“, „flame resistant“, „fireproof“ und „self-extinguishing“ werden in AC 23-2A ([http://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory\\_circular/ac%2023-2a%20w-chg1.pdf](http://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory_circular/ac%2023-2a%20w-chg1.pdf)) definiert. Das Kapitel 8.a. (1) – (5) beschreibt das Testverfahren zum „flash resistant“ Material (Minimalanforderung). Hier wird das zu verwendende Testverfahren beschrieben in Kombination mit dem DOT/FAA/AR-00/12, Aircraft Materials Handbook.

Das Material was im Innenraum montiert wird, soll nach den Angaben in CS 29.853 als „self-extinguishing“ getestet werden. Das Testverfahren ist in CS-25 Anhang F beschrieben. Dabei soll bei einem vertikalen Brandtest eine Brandlänge von 15 cm nicht überschritten werden. Die



Brennzeit nach entfernen der Flamme darf 15 Sekunden nicht überschreiten. Herabfallende Elemente dürfen im Durchschnitt nicht länger als 3 Sekunden brennen (CS-VLR 853).

Die folgenden Abschnitte können im Sinne des Projekterfolgs untersucht werden, sind aber für die Ultraleichtanwendung nicht verpflichtend.

Elemente die zur sicheren Landung beitragen und von einem Feuer im Antriebsbereich beeinträchtigt würden, sollen „fireproof“ getestet werden. Diese Bauteile müssen einer „Standardflamme“ für einen Zeitraum von 5 Minuten standhalten und dabei ihre Funktion weiterhin erfüllen (CS 27.861).

Das Material was kabinenseitig zum Antrieb montiert wird, soll nach den Angaben in CS-VLR als „self-extinguishing“ getestet werden. Dabei soll bei einem vertikalen Brandtest eine Brandlänge von 17 cm nicht überschritten werden. Die Brennzeit nach der Anzündezeit darf 15 Sekunden nicht überschreiten. Herabfallende Elemente dürfen im Durchschnitt nicht länger als 3 Sekunden brennen (CS-VLR 853).

Um den Anforderungen an eine Anwendung im Flugzeuginnenraum gerecht zu werden muss kann nach den Richtlinien in CS 25.853a, für Sitze, geprüft werden. Dabei werden Brennbarkeit, Rauchgasdichte, Rauchgaskomponenten und Wärmeabstrahlung berücksichtigt, vgl. FAR/ CS 25.853 Anhang F, Kapitel IV, V und VI.

Die Brennbarkeit und Flammausbreitung von Isolationsmaterial im Kabineninneren soll für den kommerziellen Passagiertransport nach CS-25 Book 1, Appendix F, Part VI getestet werden. Dabei wird Beflammung und zusätzliche Hitze auf das Material aufgebracht. Als Testkriterium gilt, dass die Flammausbreitung 51 mm nicht übersteigen darf (links der Mittellinie der Bunsenbrennerflamme), weiterhin darf das Material nicht länger als 3 Sekunden brennen, nachdem die Flamme entfernt wurde.

Die Testverfahren und exemplarische Reports sind unter <http://www.fire.tc.faa.gov/handbook.stm> verfügbar.

### **Rauchgaskomponenten**

Es können toxischen Gase untersucht werden. Die bei Verbrennung entstehenden Gase können mittels Gaschromatographie untersucht werden. Die erlaubten Grenzwerte der verschiedenen Hersteller variieren und müssen je Anwendungsbereich definiert werden, auch ist der Zeitpunkt nicht für alle Grenzwerte derselbe und muss in den entsprechenden Regularien nachgelesen werden, neben den in Tabelle 1 aufgeführten Regularien wird auf die British Aerospace Regulation BAEP 4623 und das Douglas spezifische Dokument DMS 2294 verwiesen. Es wird dasselbe Testverfahren wie zur Ermittlung der Rauchgasdichte angewandt und die Werte nach 4 Minuten werden verglichen. Dieser Test wird speziell bei Materialien für den Kabineninnenraum im kommerziellen Passagierflugzeug verlangt.

Die Prüfung kann nach DIN EN 2826 „Brandgaskomponenten mit und ohne Beflammung“ durchgeführt werden. Kapitel 6 aus DOT/FAA/AR-00/12, Aircraft Materials Handbook beschreibt ebenfalls das Testverfahren für die Rauchgasbildung von Kabinenmaterial.

Tabelle 1: Rauchgaskomponentenlimits nach Hersteller [49]

Limit (ppm)	Regulation	CO	HCl	SO <sub>2</sub> / H <sub>2</sub> S	NO/ NO <sub>2</sub>	HCN	HF
<b>Airbus</b>	ABD 00031 AITM 3.0005	1000	150	100	100	150	100
<b>Boeing</b>	BSS 7239	3500	500	100 (200 for flooring)	100	150	200
<b>Fokker</b>		3500	150	100 (for SO <sub>2</sub> + H <sub>2</sub> S)	100	150	150

### Rauchgasdichte

Das Testverfahren zur Messung der Rauchgasdichte ist verfügbar unter: [http://www.fire.tc.faa.gov/pdf/handbook/00-12\\_ch6-0513.pdf](http://www.fire.tc.faa.gov/pdf/handbook/00-12_ch6-0513.pdf) alternativ kann auch das Verfahren nach ISO 5659 oder FAR /JAR 25.853 Anhang F, Teil V zur Bestimmung der Rauchgasdichte angewandt werden.

Die Durchschnittliche Rauchdichte 4Dm (oder Ds) über vier Minuten gemessen darf 200 nicht überschreiten. Zulässig ist auch eine Prüfung der Rauchdichte mit und ohne Beflammung nach DIN EN 2825.

### Wärmefreisetzung

Die Wärmefreisetzung kann nach DIN EN 3703 geprüft werden. Der Testaufbau und eine detaillierte Beschreibung ist in CS-25 Book 1, Appendix F, Part IV zu finden.

Es sollen mindestens 3 Prüflinge getestet werden, die Wärmefreisetzung soll über die ersten zwei Minuten gemittelt werden und die höchste Wärmefreisetzung je Prüfling soll ermittelt werden. Der Gesamtdurchschnitt soll nicht größer als 65 kW min/m<sup>2</sup> sein, die durchschnittliche höchste Freisetzung soll unter 65 kW/m<sup>2</sup> sein.

### 6.2.7 Systemumfeld und Umwelt

Da es nicht Aufgabe des Vorhabens ist eine vollständige Zulassung durchzuführen ist kein Merkmal mit „muss“ deklariert. Die in der Luftfahrt üblichen Dokumente AECTP 300 und RTCA-DO 160 zur Untersuchung von Umwelteinwirkungen beschreiben die möglichen Versuche.

Tabelle 2: Umwelтанforderungen an das Material

Bezeichnung	Kennung		Kann/ Soll/ Muss
	AECTP 300	RTCA-DO 160	
<b>Hohe Temperatur</b>	302	4.5.2 und 4.5.3	Soll
<b>Niedrige Temperatur</b>	303	4.5.1	Soll
<b>Feuchte</b>		6.0	Soll
<b>Schock und Crash</b>		7.0	Kann
<b>Vibration</b>		8.0	Kann
<b>Thermischer Schock</b>	304		Kann
<b>Sonneneinstrahlung</b>	305		Soll
<b>Feuchte Hitze</b>	306		Soll
<b>Immersion</b>	307		Soll

<b>Schimmel und Pilzbefall</b>	308	13.0	Soll
<b>Salznebel</b>	309	14.0	Kann
<b>Wasserdichtheit</b>	310	10.0	Kann
<b>Eis</b>	311		Kann
<b>Sand und Staub</b>	313	12.0	Kann
<b>Flüssigkeitsresistenz</b>	314	11.0	Soll
<b>Tau/ Frost</b>	315		Kann
<b>Saurer Regen</b>	319		Kann
<b>Magnetischer Effekt</b>		15.0	Kann
<b>Spannungsübersprung</b>		17.0	Kann

Alle mit „Soll“ deklarierten Versuche wurden für die Anwendung von NFK als potenziell kritische Untersuchungen identifiziert und werden daher im Folgenden etwas näher beschrieben. Weiterhin ist hier zu erwähnen, dass die Testverfahren nicht speziell für die Qualifikation von Struktur-Material zusammengestellt wurden, sondern verschiedene Prüfhinweise in Hinblick auf die Eignung von NFKs darstellen. Diese wurden nicht durch eine Luftfahrtzulassungsbehörde erstellt oder korrigiert sondern sind nur als Möglichkeiten und Hinweise zu verstehen.

### Hohe und niedrige Temperatur

Für Prüfungen von Kernmaterialien werden folgende Temperaturbereiche abgedeckt. Dabei sollen die Temperatureinflüsse auf verschiedene mechanische Eigenschaften untersucht werden und die Grenzwerte sind jeweils der Norm selbst zu entnehmen. Weiterhin werden die in der vorhergehenden Tabelle aufgeführten Prüfhinweise AECTP 300 und RTCA-DO 160 empfohlen.

**Tabelle 3: Temperaturkonditionierung - Kernmaterial**

<b>Prüfung</b>	<b>Temp. [°C]</b>	<b>Norm</b>	<b>Kommentar</b>
<b>Druckfestigkeit</b>	-55	DIN EN ISO 844	Je 5 Prüflinge
	+80		
	+135		
<b>Schubfestigkeit</b>	-55	DIN 53 294	Je 5 Prüflinge
	+80		
	+135		
<b>Schubmodul</b>	+80	DIN 53 294	Je 5 Prüflinge
	+135		

### Feuchte, Feuchte Hitze und Immersion

Ziel dieses Testverfahrens ist: Quellen und Degradierung des Materials, sowie der Einfluss von Feuchte und Wärme auf die mechanischen Eigenschaften, zu bewerten.

Die vorgeschlagene Prüfmethode kann in Rücksprache mit TUM-HT variiert werden. Es ist auch eine Prüfung in Anlehnung an EN 2378 vorstellbar, wobei die Konditionierung in Feuchter Luft anstelle eines Wasserbeckens erfolgen kann.

Probe: Laminat, Dicke 1 mm, Gewicht 10 g,

Prüfwerkzeug Waage: Genauigkeit 0,1 mg

Testmethode: Konditionierung nach ASTM D 5229/D 5229M  
(alternativ: Humid Heat - AECTP Method 306)

- Temperatur: 30°C
- Feuchte: 85%
- Dauer: Bis Sättigungsfeuchte erreicht ist (Gewichtszunahme < 0,05%; pro 7 Tage ± 0,5 Tage)
- Dokumentation der Gewichtszunahme über der Zeit, Messwerte alle 12 h

Anschließend, innerhalb von 2 h, Ermittlung der Zugfestigkeit, Druckfestigkeit und des E-Modul, alternativ können die Biegeeigenschaften herangezogen werden.

Das Wasseraufnahmevermögen soll bewertet werden. Dazu kann das Prüfverfahren nach EN 2378 herangezogen werden.

### Sonneneinstrahlung

Verschlechterungen von natürlichen und synthetischen Kunststoffen durch aktinische Effekte sind bekannt, mögliche Effekte auf NFK sollen durch diese Prüfung bewertet werden, sowie die Beeinflussung eines biobasierten Harzes. Alternativ kann die Sonneneinstrahlung auch durch die 360-Tägige Bewitterung abgedeckt werden, mit anschließender Charakterisierung der Biegeeigenschaften am Kernverbund.

Testmethode: Solar Radiation - AECTP Method 305

Spezifikation und Kategorisierung innerhalb der Testmethode:

- Procedure II Steady State
- Temperature level C (Europe is categorized as climatic level A3 (AECTP-230 LEAFLET 2311/2))
- 10 cycles

Hier soll auch Annex A beachtet werden "Detailed guidance on solar radiation testing". Ein anschließendes Schliffbild und Untersuchung nach DIN 65 598 wird empfohlen, die gleiche Charge soll auch unbeeinflusst untersucht werden, zum Vergleich. Eine anschließende Bestimmung der Biegeeigenschaften wird ebenfalls empfohlen.

Informativ: „steam pressure delamination“ – Feuchte im Verbund und Anlagerungen von Wasser, das bei geringem Außendruck und hoher Hitze durch Sonneneinstrahlung verdampft, führt zu Delamination „von innen heraus“. Das könnte durch die starke Hydrophilie von Flachsfaser-verbunden passieren und eine Untersuchung dieses Phänomens wird als zielführend und wissenschaftlich wertvoll einstuf.

### Pilzbefall und Schimmel

Ziel dieses Testverfahrens ist die Durchlässigkeit der Beschichtung zu bewerten und die Einwirkung von Schimmel auf das Material. Es soll ebenso der Einfluss auf die mechanische Festigkeit bewertet werden, da eine Versprödung von Thermoplasten durch diesen Einfluss bekannt ist.

Testmethode: DIN EN 60068-2-10, oder  
Mould Growth - AECTP Method 308, oder  
RTCA-DO 160G - 13.0

Es sollen folgende Prüfpilze nach Prüfvariante 2, Schärfegrad 28 Tage, getestet werden:

**Tabelle 4: Prüfpilze nach ATCC**

Pilz	Identifikationsnummer
<b>Aspergillus niger</b>	ATCC 6275
<b>Aspergillus terreus</b>	ATCC 10690
<b>Chaetomium globosum</b>	ATCC 6205
<b>Paecilomyces variotii</b>	ATCC 18502
<b>Trichoderme virens</b>	ATCC 9645

Anschließend erfolgt eine Einstufung, wie im Testverfahren EN 60068-2-10:2005 beschrieben, bei Einstufung schlechter 0 würde die Anwendbarkeit des Materials in Frage gestellt.

### Flüssigkeitsresistenz

Für Flachs, als stark hydrophiles Material, ist auch die Bewertung der Resistenz gegen Flüssigkeiten, welche in der Luftfahrt angewendet werden, relevant. In der folgenden Tabelle wurden die Prüfflüssigkeiten die in DIN EN 2489 im Sinne der Massenaufnahme von Kernmaterial vorgeschrieben werden aufgeführt, Grenzwerte sind der Norm selbst zu entnehmen. Ähnliche Prüfmittel sind in DIN EN 2379 vorgeschlagen für die Prüfung von Harzsystemen.

**Tabelle 5: Resistenz gegen Luftfahrtflüssigkeiten - Kernmaterial**

Prüfung	Temp. [°C]	Dauer	Zu bestimmende Größen an je 5 Prüflingen
<b>(Destilliertes) Wasser</b>	23 ± 1	1 Tag & 7 Tage & 28 Tage	Masseänderung & Volumenänderung & Volumen-Maßänderung
<b>Flugturbinenkraftstoff</b>	23 ± 1	1 Tag & 7 Tage & 28 Tage	Masseänderung & Volumenänderung & Volumen-Maßänderung
<b>Hydrauliköl</b>	23 ± 1	1 Tag & 7 Tage & 28 Tage	Masseänderung & Volumenänderung & Volumen-Maßänderung
<b>Phosphatester</b>	70 ± 1	1 Tag & 7 Tage & 28 Tage	Masseänderung & Volumenänderung & Volumen-Maßänderung
<b>Enteisungsflüssigkeit</b>	-10 ± 1	1 Tag & 7 Tage & 28 Tage	Masseänderung & Volumenänderung & Volumen-Maßänderung

### 6.2.8 Weitere Untersuchungen

Im Sinne des Projekterfolgs könne weitere Untersuchungen vorgenommen werden. Eine Zusammenfassung besonderer der Untersuchungen im kommerziellen Passagierflugzeug kann AC 20-107B Kapitel 11 entnommen werden, und beinhaltet:

- Crashworthiness (Literaturhinweis: AC 25-17A)
- Blitzeinschlag (Literaturhinweis: AC 20-155A)
- Elektrische Eigenschaften (DIN EN 62 631)

Gute Brucheigenschaften der FKK könnten eine positive „Crashtauglichkeit“ bewirken und somit zum Projekterfolg beitragen. Prüfungen zu den elektrischen Eigenschaften sind in Tabelle 6 aufgeführt, wobei Grenzwerte jeweils den Normen selbst zu entnehmen sind.

**Tabelle 6: Elektrische Eigenschaften, Übersicht bei Glasfaserlaminat**

<b>Eigenschaft</b>	<b>Norm</b>	<b>Anzahl</b>
<b>Elektr. Durchschlagfestigkeit</b>	DIN 53 481/ VDE 0303 Teil 2	3 Prüflinge
<b>Dielektrizitätszahl</b>	DIN 53 483-2	3 Prüflinge
<b>Oberflächenwiderstand</b>	DIN 62 631	3 Prüflinge
<b>Spez. Widerstand</b>	DIN 53 482	3 Prüflinge
<b>Dielektr. Verlustfaktor</b>	DIN 53 483-2	3 Prüflinge

Dabei könnte eine vorteilhafte Anwendung, jegliche Integration von elektrisch leitfähigem Material sein. Diese Eigenschaft kann auch bei Blitzeinschlag als vorteilhaft geprüft werden. Diese Untersuchungen könnten dem Projekterfolg dienen und werden als wissenschaftlich wertvoll identifiziert

### 6.3 Entwurf und Auslegung der repräsentativen Luftfahrtstruktur

Zunächst wurde das Höhenleitwerk ausgelegt, die Auslegung wurde durch eine Studienarbeit bei TUM-HT unterstützt [50]. Diese Auslegung wurde dann mittels Prepreg-Autoklav-Verfahren (PP) an der TUM empirisch untersucht und parallel bei TUC-IST optimiert und dort im Vakuum-Infusions-Verfahren (VARI) untersucht. Für das PP Verfahren wurden im Anschluss an die Auslegung Zugversuche zur Erstellung des Materialmodells, sowie Sandwich- und Holm-Biegeversuche zur Verifikation der Modellierung durchgeführt, dies wurde ebenfalls durch eine studentische Arbeit unterstützt [51]. Zur Bewertung des gesamten Höhenleitwerks wurde dann durch eine experimentelle Modalanalyse (EMA) und statische Belastungstests durchgeführt, die Ergebnisse sind in [52] und [53] beschrieben.

Die Auslegung der Kabinentür wurde ebenfalls durch eine Studienarbeit unterstützt [54], weiterhin wurde eine Studienarbeit zur Fertigung einer Referenztür aus Kohlefaserverbunden und zur Erarbeitung eines Versuchsaufbaus, durch welchen die Lasten und die neuartige Bauweise anschließend verglichen werden können, bearbeitet [55]. Auch hier wurden FEM Simulation sowie die Bauteil-Geometrie und die Lastanforderungen an die Konsortialpartner weitergegeben. Weiterhin wurden auch hier für die Untersuchung mittels PP Verfahren Zugversuche und Kragarm-Biegeversuche durchgeführt, diese wurden im Rahmen einer Studienarbeit durchgeführt [56]. Die Fertigung der PP Kabinentür sowie statische Belastungstests wurden ebenfalls im Rahmen einer studentischen Arbeit untersucht [57], die Ergebnisse der beiden PP Türen im Vergleich sind in [53], [58] beschrieben, sowie im nachfolgenden Kapitel der „Technischen Bewertung“.

Iterativ sind während der Auslegung die mechanischen Kennwerte der VARI Proben eingeflossen, die zeitlich parallel durch den Konsortialpartner HSH ermittelt wurden. Die Berechnungen zum kritischen Lastfall, der Aerodynamik und Versuche mit dem Referenzleitwerk sind im folgenden Text beschrieben. Die Übergabe der Ergebnisse der Vorüberlegungen zu Bauweise und Laminataufbau erfolgte in Form von Studienarbeiten [50], [54]. Weiterhin wurden zum Abschluss des Meilensteins folgende Dateien zu jeweils beiden Bauteilen an den Konsortialpartner TUC übergeben:

- CAD Flächenmodell (\*.CATPart, \*.igs, \*.sdoc)
- Druckbeiwerte aus xflr5 (\*.xfl, \*.csv, \*.xlsx)
- Finite Element Modell (Ansys 17.2)
- Plybook mit Lagenaufbau (\*.pdf)
- Report zu FE Rechnungen (\*.html)

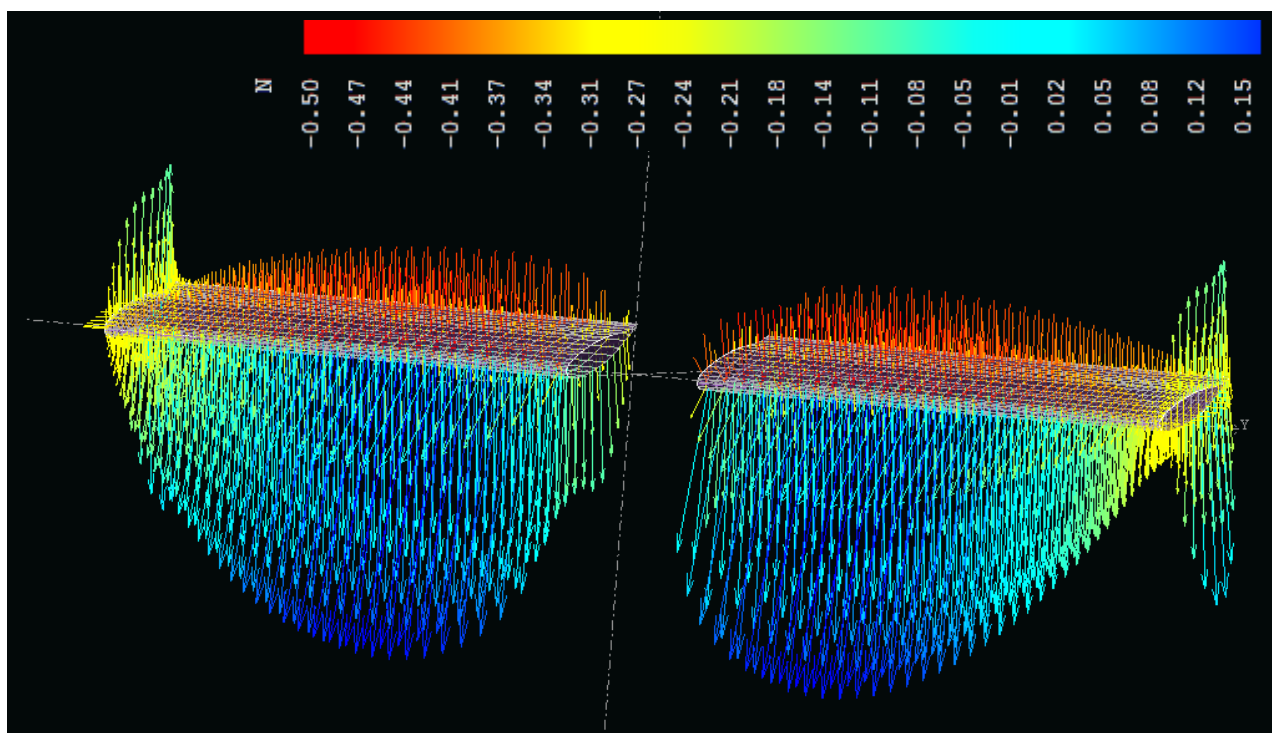
#### 6.3.1 Entwurf und Auslegung des Höhenleitwerks

Sobald die Auswahl der Referenzbauteile abgeschlossen war, wurde mit Überlegungen zur Auslegung begonnen. Hilfreich ist auch die Zusammenarbeit an TUM-HT mit dem parallel laufenden Vorhaben CuROT, in dessen Rahmen der CoAX 2D Flugversuchen zur Modellvalidierung des Gesamtsystems unterzogen wird.

Zur Auslegung des Höhenleitwerks wurde zunächst die Geometrie und Bauweise des derzeit am CoAX 3D verbauten Höhenleitwerks berechnet. Weiterhin wurde das bestehende Höhenleitwerk einer EMA unterzogen um eine Vergleichsbasis zu den Dämpfungseigenschaften zu erhalten. Es ist aber an dieser Stelle zu erwähnen, dass während des Vorhabens die Geometrie und die Anbindung des Höhenleitwerks an den Heckausleger durch die edm aerotec maßgeblich geändert wurden, jedoch die Referenz für dieses Projekt weiterhin die anfangs ausgewählte Version blieb.

Zur Auslegung der aerodynamischen Flächen wurden die Messergebnisse des Vorhabens CuRoT analysiert, daraus ging hervor, dass die aerodynamische Wirksamkeit des Leitwerks bei einer Vergrößerung der Spannweite verbessert wäre. Daher wurde die Spannweite erhöht, auf 1300 mm. Diese wurde für Lastrechnungen der neuen, hybriden Flachsversion, mit einer Profiltiefe von 250 mm, vorausgesetzt. Diese Abmessungen entsprechen nicht der Referenzspannweite des am CoAX verbauten Höhenleitwerks.

Die aerodynamische Wirksamkeit wurde durch ein 3D Panelverfahren mit xflr5 berechnet. Ein Vergleich der Messergebnisse aus CuROT mit der Rechnung in xflr5 wurde gezogen und das Modell als angemessen bewertet. In der Modellierung zur Wirksamkeit wurde der mittlere Teil des Leitwerks ausgelassen, hier ist durch die Anbindung keine aerodynamisch effiziente Umströmung möglich, siehe Abbildung 5 und Abbildung 7. Für die Lastauslegung wiederum wurde der mittlere Teil miteinbezogen, um hier konservativ die maximalen Lasten zu berücksichtigen.



**Abbildung 7: Kraftvektoren auf Höhenleitwerksmodell in xflr5**

Die Auslegung erfolgt weiterhin unter zwei Gesichtspunkten, einerseits der ausreichenden Festigkeit und andererseits der ausreichenden Steifigkeit. Als kritischer Fluglastfall wurde  $v_{NE} = 55,55$  m/s ausgewählt, bei maximalem Anstellwinkel vor dem Strömungsabriss von  $\alpha_{max} = 15,5^\circ$ . Als Kriterium zur ausreichenden Steifigkeit wurde eine maximale Verformung von 10 mm erlaubt, während eine maximale Verdrillung des Profils von  $1^\circ$  erlaubt waren, da der maximal angenommene Anstellwinkel des Leitwerks bereits nah an der Stall-Grenze des Profils lag.

Zusätzlich wurde eine Böenlast von 10 m/s nach Berechnungen aus BM 41 200-21 addiert. Da diese dynamisch auftritt wurde hier konservativ von einer linearen Erhöhung der Lasten ausgegangen.

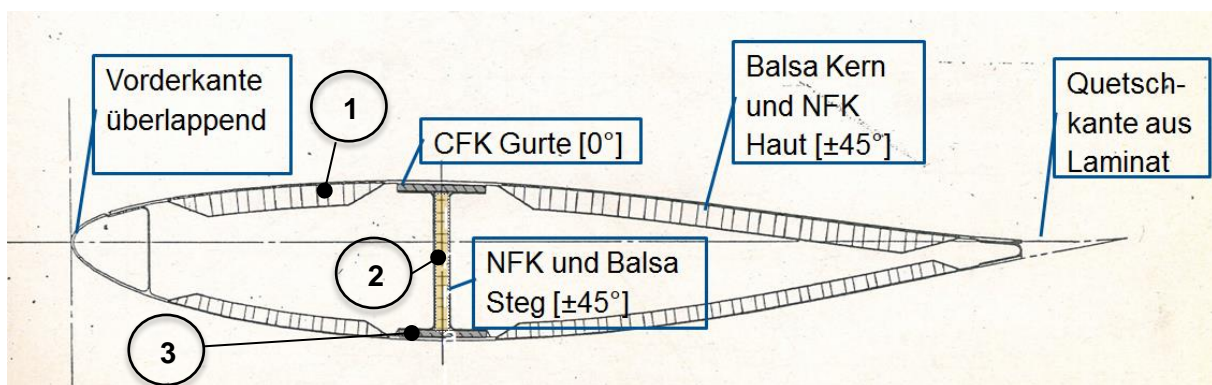
Der maximale Abtrieb den das Leitwerk dann mit der Modellierung erfährt wird nach folgender Formel bestimmt, wobei für  $S_F$  der übliche Sicherheitsfaktor von 1,5 mit einem aus der LTF-ULH festgelegten zusätzlichen Sicherheitsfaktor für Composite Materialien von 1,25 multipliziert wurde, daher gilt  $S_F = 1,875$ .



$$F = c_{L,max} * \frac{\rho}{2} * v_{NE}^2 * A * S_F \quad (1)$$

Die resultierende Druckverteilung aus einem durchgehenden Leitwerk (ohne Aussparung in der Mitte) wurde anschließend in Ansys importiert. Somit konnte das Höhenleitwerk unter Berücksichtigung der maximalen aerodynamischen Last ausgelegt werden.

Als gewichtssparende Bauweise mit den festgelegten Abmessungen wurde eine Einholmbauweise identifiziert [50], da die Profiltiefe und –dicke sehr groß ist für eine Vollkernbauweise, wie sie in der CFK Referenz realisiert wurde. Abbildung 8 zeigt die neu gewählte Bauweise, wobei der Holm in Form eines Doppel-T-Trägers ausgeführt werden soll. Um Beulen in den Häuten entgegenzuwirken wird hier ein Balsaholz als Kernmaterial vorgesehen. Dieses bietet die Vorteile, dass Balsaholzarten bereits zugelassen sind und ein zugehöriges Werkstoffleistungsblatt im Werkstoffhandbuch der deutschen Luftfahrt besteht und zum Zweiten, dass dieses Material 100% biobasiert ist, was dem Ziel der Maximierung des biobasierten Materialanteils zuspricht.



**Abbildung 8: Konzeptioneller Aufbau der Holmbauweise, (Hintergrundskizze von Eurocopter Tiger)**

Diese Bauweise ist klassisch für Höhenleitwerke, allerdings ist die Wahl der Fertigungstechnik variabel und die lokal verschiedenen, verwendeten Materialien unterschiedlich zu anderen Höhenleitwerken. Die Bauweise wurde geometrisch durch ein Flächenmodell mit CATIA V5 umgesetzt anschließende Lagendefinitionen wurden im ACP-Pre von ANSYS 17.2 festgelegt. Der Lagenaufbau ist an den drei in Abbildung 8 gekennzeichneten Positionen wie folgt:

- ① + ②  $[^F_{45}/^F_{-45}]_2 - \text{Balsa} - [^F_{-45}/^F_{45}]_2$  mit 2 mm Balsa und 0,14 mm Flachs Lagen
- ③  $[^F_{45}/^F_{-45}]_{2,S} - [^C_0]_6$  mit einer Klebschicht und 0.58 mm Carbon Lagen

Die Auslegung wurde mit unidirektionalem Material berechnet, da hier die höheren mechanischen Kennwerte zu erreichen sind. Durch Ansys wurde dann mithilfe des Lagenaufbaus ein Layered-Shell Modell generiert, auf welches die berechnete, maximale Last aus dem schnellen Vorwärtsflug importiert wurde. Diese wurde anschließend der Sicherheitsfaktor 1,875 multipliziert.

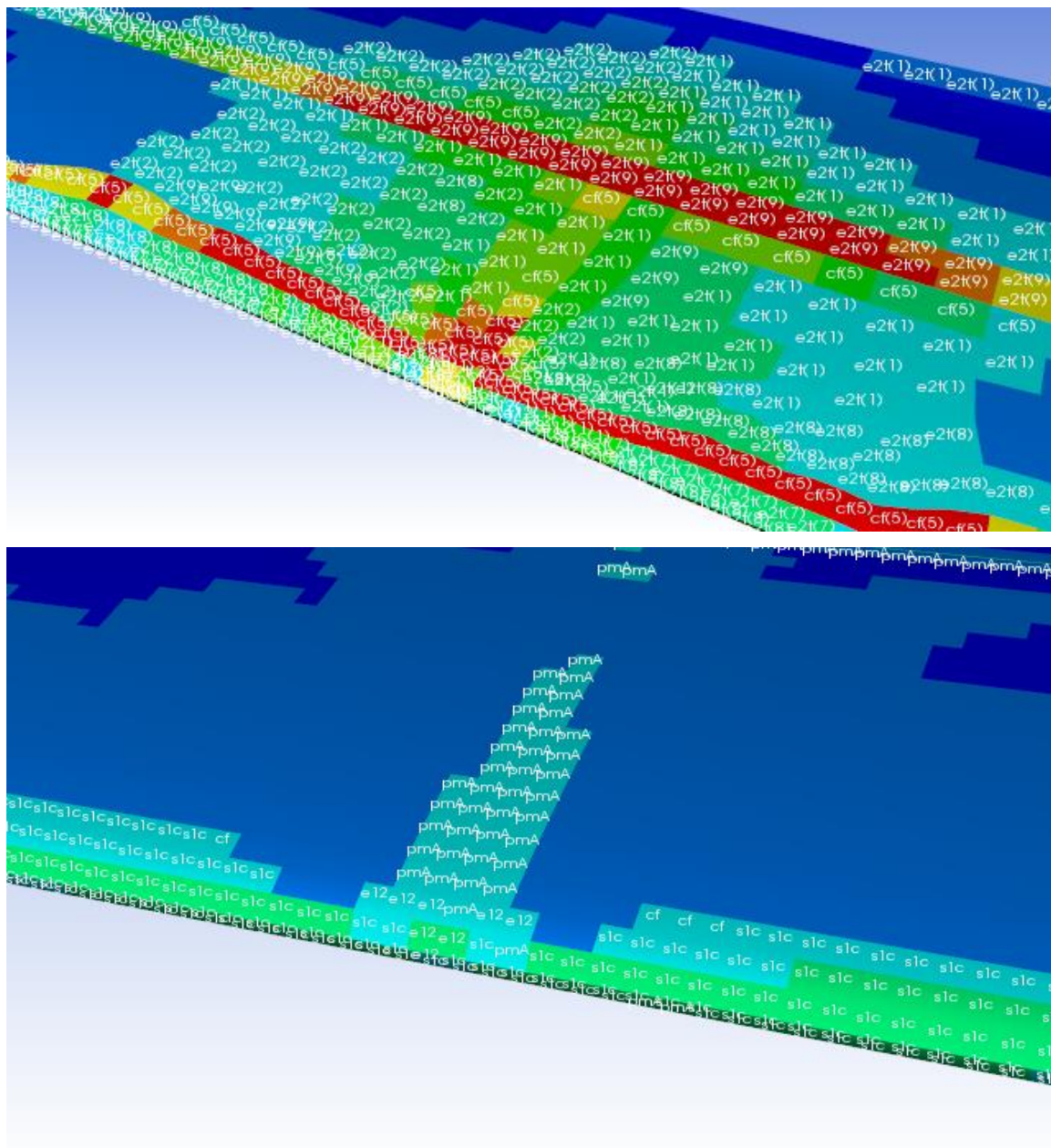
Da die importierte Druckverteilung im Labor schwierig zu realisieren ist, sollte für die technische Bewertung der Bauteile eine einfach zu beaufschlagende Last nachgerechnet werden, welche dann im Versuch validiert werden kann. Dabei wurde auf eine identische Lagerreaktion bezüglich Kraft- und Momentenverteilung in den drei kartesischen Koordinaten geachtet.

Laut dem Lastenheft aus HAP 1 ist das Höhenleitwerk auch noch einer einseitigen Belastung von 75% der maximalen Last zu unterziehen. Da der Aufbau symmetrisch ist, kann die experi-

mentelle Validierung auch durch eine Halbspannweite realisiert werden, wenn Lagerungen unbeachtet bleiben.

Die Auswertung der Belastung ist anschließend mittels bekannter Versagenskriterien: max. Stress, max. Strain, Hashin, Puck und Core Failure durchgeführt worden. Im Anbindungsbe-  
reich und an der Nasenkante des Leitwerks tritt nach der Rechnung als erstes Versagen auf,  
allerdings wurde die detaillierte Konstruktion dem AP 3.2 zugeordnet und muss daher iterativ an  
das finale Design angepasst und ausgewertet werden.

Exemplarisch ist in Abbildung 9 eine Auswertung der Versagenskriterien gezeigt, diese wird je  
Element ausgewertet und zeigt durch  $x_{ij}(j)$  das zuerst auftretende Versagen je Element an, mit  
 $xy$  als das kritischste Versagenskriterium und  $i = 1, 2$  oder  $3$  als Kennzeichnung der kritischen  
Spannungsrichtung und  $j$  als Nummerierung der kritischen Lage. Die Auswertung diente zur  
iterativen Verbesserung des Lagenaufbaus.



**Abbildung 9: Versagenskriterien unter Belastung des aerodynamischen Drucks mit Sicherheitsfaktor 1,875 während des Auslegungsprozesses (oben) und bei der finalen Auslegung (unten)**

Es ist oben eine Auswertung während des Auslegungsprozesses zu sehen, wobei rote Bereiche ein Versagen unter der aufgetragenen Last kennzeichnen. Unten ist das letztendliche Design gezeigt, wobei alle Bereiche mit einem Versagensfaktor größer 0,75 eliminiert werden konnten und kein Versagen unter dem aufgetragenen Lastfall mit Berücksichtigung des Sicherheitsfaktors zu erwarten ist. Es ist ebenfalls zu erkennen, dass das Netz in der Abschlussversion strukturierter und besser geworden ist. Die Konvergenz der Vernetzung wurde überprüft.

Das ausgelegte Höhenleitwerk wies also laut Rechnungen bei der Übergabe eine Gesamtverformung von maximal 12,5 mm auf, unter dem Lastvielfachen von 1,875 mal der maximalen aerodynamischen Druckverteilung (Ultimate Load) unter Anwendung der bisherigen Materialkennwerte von HSH. Weiterhin ergab die Simulation zu diesem Zeitpunkt ein Gewicht von 1,332 kg, was im Vergleich zu einer linearen Gewichtsskalierung durch die Verlängerung des Leitwerks einer Ersparnis von etwa 9% entspricht, hier ist aber anzumerken, dass die Endkappen und die Anbindung nicht ausgestaltet wurden und diese Schritte durch TUC zu einer Erhöhung der Masse führen werden. Der biobasierte Massenanteil beträgt knapp 80%, unter Annahme der Verwendung eines zu 50% biobasierten Harzsystems.

Die weiterführenden Schritte waren eine detaillierte Auslegung des Anbindungsbereichs mit Optimierung durch die TUC und die anschließende Fertigung und experimentelle Charakterisierung des Bauteils. Dafür wurden zwei Ansätze verfolgt, TUM-HT arbeitete an einer Verarbeitung von Prepregs, ohne die Anbindung und Endkappen, die TUC arbeitete an einer Fertigung durch VARI. Alle Versionen werden im Kapitel „Technische Bewertung der Bauteile“ gegenübergestellt und hinsichtlich Massen und Steifigkeit verglichen.

Zur Verarbeitung mittels Prepreg-Autoklav-Verfahren wurde eine Studienarbeit zur Durchführung und Analyse von Zugversuchen, von 4-Punkt-Biegeversuchen mit Flachs-Balsa-Sandwich-Strukturen und einem Drei-Punkt-Biegeversuch des Holms durchgeführt [51]. Weiterhin wurden Zugversuche mit dem verwendeten CFK-Material durchgeführt, um auch hier eine valide Datenbasis zu erhalten [59]. Anschließend wurde das gesamte Höhenleitwerk gefertigt und mittels Modalanalyse und statischen Verformungs- und Bruchlast-Versuchen charakterisiert. Diese Arbeitsanteile sind dienlich für das Projekt, waren aber nicht Bestandteil der definierten APs der TUM, daher wird in diesem Abschlussbericht lediglich darauf hingewiesen und die Referenzen zu der daraus entstandenen Veröffentlichungen (AIAA 2019 [52]) und der entstehenden Dissertation aufgeführt [53].

### 6.3.2 Entwurf und Auslegung der Kabinentür

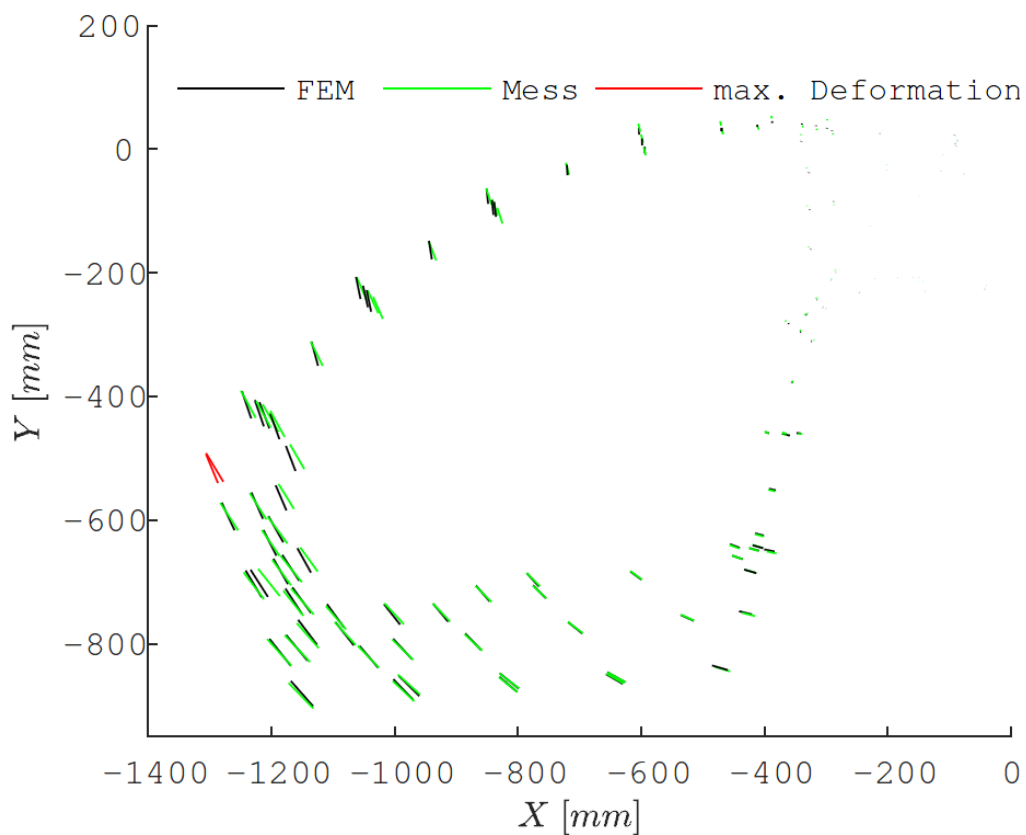
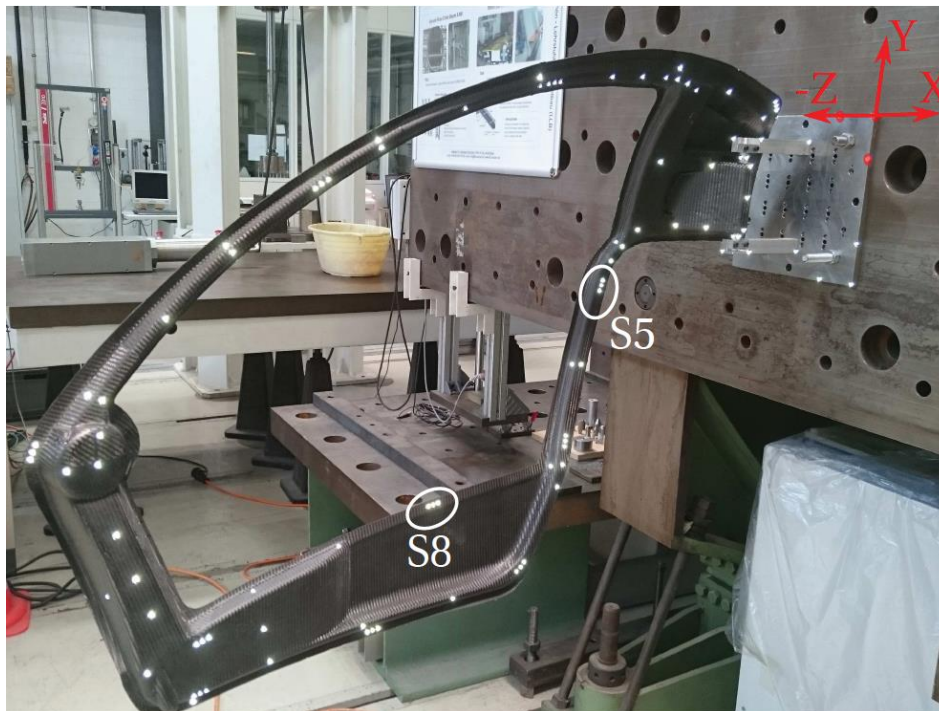
Zunächst wurde eine Referenztür hergestellt, die die Eigenschaften der Tür aus Kohlefaser-Prepreg abbilden soll. Dazu wurde durch eine Masterarbeit bei TUM-HT die Fertigung, der Versuchsaufbau und die Charakterisierung dieser Referenztür durchgeführt [55].

Letztendlich hatte die Tür als reines Strukturgewicht 659 g, was aufgrund der Verwendung eines Materials niedrigeren Flächengewichts unter den Werten des Herstellers lag. Dennoch war die Tür leichter als in vorangegangenen Simulationen erwartet, dies wurde auf das eher trockene Gewebe zurückgeführt. Die verwendeten Formen wurden ursprünglich für Nasslaminat hergestellt und waren nicht ideal für eine Anwendung mit Prepregs. Daher wird das Zielgewicht aus den Lastenheften in HAP 1 weiterhin bei maximal 1000 g gehalten.

Die Geometrie der Tür hatte leichte Abweichungen zur Geometrie des CAD-Modells, welche durch photogrammetrische Messungen (mit dem System AICON 3D) identifiziert werden konnten. Über Referenzpunkte wurden dann Messwerte und Rechenwerte von statischen Belastungen einander zugeordnet und verglichen.

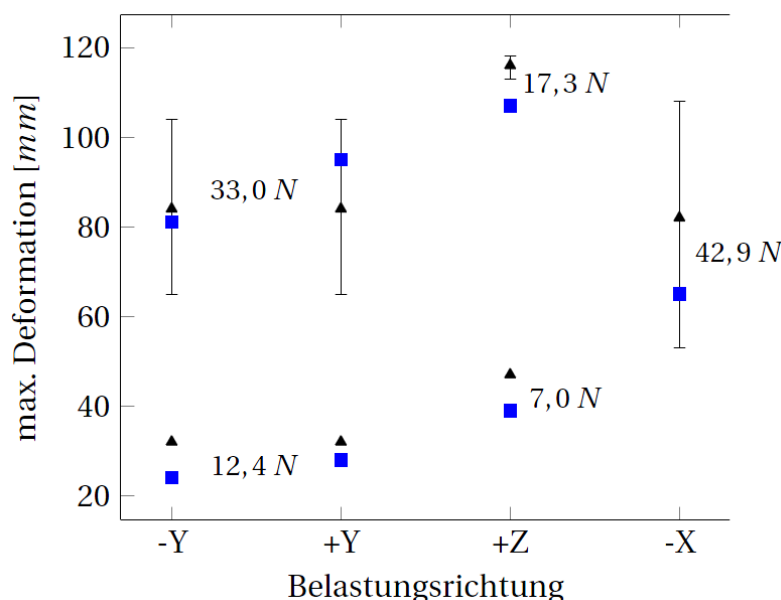
Der Versuchsaufbau sowie die Auswertung ist in Abbildung 10 zu sehen. Dabei sind die Messwerte grün und die Rechenwerte schwarz gekennzeichnet. Man erkennt, dass der Betrag der Verschiebung, also die Länge des Verschiebungsvektors, an den verschiedenen Punkten gut

übereinstimmt, während die Richtung teilweise Abweichungen in Form von Winkelfehlern zeigt. Dieser ist wahrscheinlich auf die Ungenauigkeit der Modellierung in den Materialeigenschaften zurückzuführen.



**Abbildung 10: Fotografie der gefertigten Referenztür im Versuchsaufbau für den statischen Verformungstest (oben) und Auswertung aus statischer Belastung durch Photogrammetrie und FEM (unten) [55]**

Quantitativ wurden die Rechenergebnisse ebenfalls mit den Messergebnissen verglichen, was in Abbildung 11 zu sehen ist. Hierbei liegt die Verformung der Rechnung oft etwas höher als die gemessene Verformung. Das kann ebenfalls auf das vereinfachte Materialmodell der Referenz zurückgeführt werden.



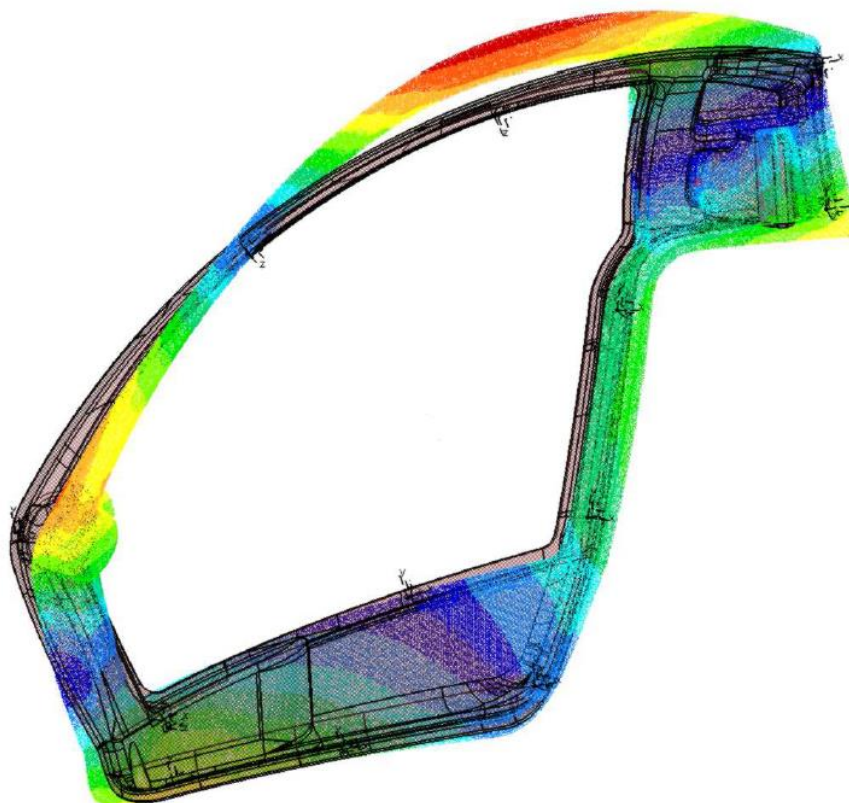
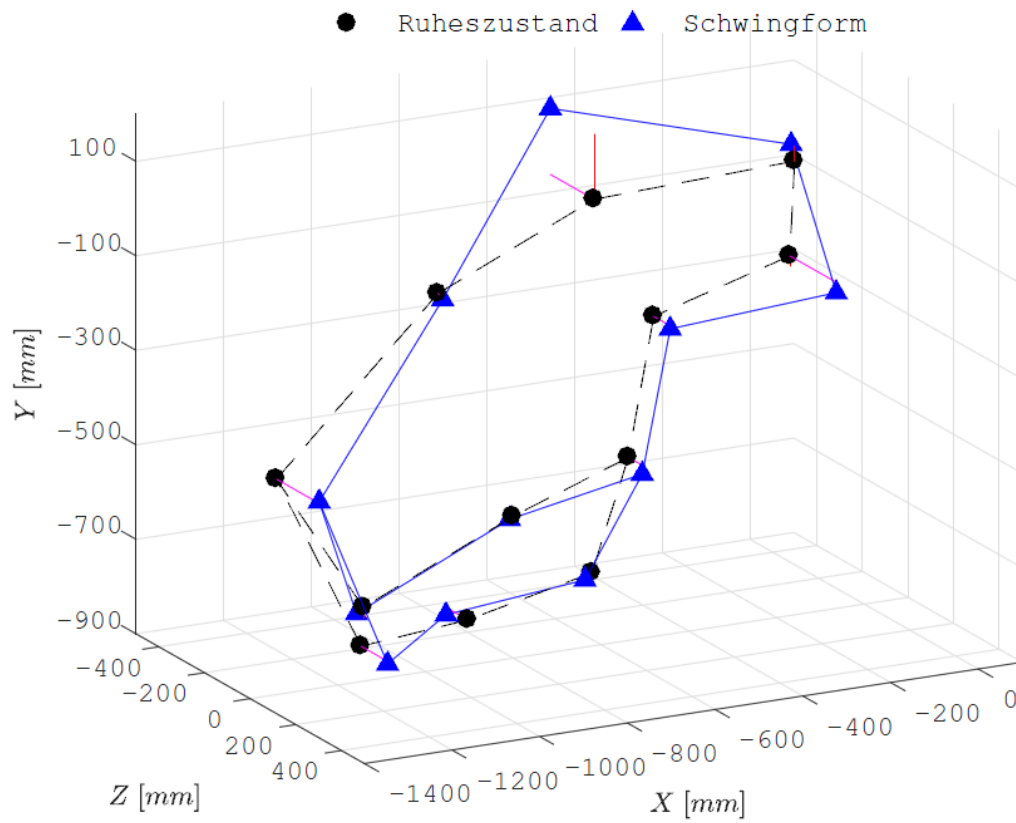
**Abbildung 11: Vergleich der Messung (blau) und der FE-Rechnung (schwarz) [55]**

Weiterhin wurde eine Modalanalyse durchgeführt um die experimentellen Daten mit Rechenergebnissen vergleichen zu können. Dazu wurden 4 Sensoren in drei Konfigurationen an 12 Sensorpositionen befestigt und an verschiedenen Anregungspunkten durch einen Impulshammer angeregt. Die gemessenen Eigenfrequenzen wurden mit den berechneten Eigenfrequenzen verglichen, sowie die Moden, die qualitativ gegenübergestellt wurden. Dabei sind die grob diskretisierten Schwingformen der Messung nicht immer eindeutig den fein diskretisierten Schwingformen der FEM zuzuordnen. Exemplarisch ist das für die Schwingform der zweiten Mode in Abbildung 12 dargestellt.

Daher wurde mithilfe des Modal Assurance Criterion (MAC) eine Übereinstimmung der Moden gezeigt. Dabei ergibt das MAC-Kriterium 1, wenn die Moden genau gleich sind. Von einer guten Übereinstimmung ist ab 0,85 zu sprechen. In Abbildung 13 ist die MAC-Matrix, bei welcher alle berechneten Schwingformen allen gemessenen Schwingformen gegenübergestellt werden, gezeigt. Es ist klar die gewünschte Diagonale zu erkennen, allerdings nimmt die gute Übereinstimmung mit Moden höherer Frequenzen ab.

Die mit dieser Referenztür ermittelten Messdaten wurden auch in Perspektive zur technischen Bewertung der Tür aus neuartigen Materialien in HAP 5 gesammelt. Somit können technische Merkmale wie Steifigkeit, Dämpfung und Gewicht bewertet und verglichen werden, neben der ökologischen Bilanzierung.

Durch eine Studienarbeit bei TUM-HT wurden zusätzlich Untersuchungen mittels CFD zur Betrachtung der Zellenaerodynamik durchgeführt (siehe Abbildung 14). Diese Druckverteilung kann als Last im schnellen Vorwärtsflug in Ansys auf das FE Modell der Kabinentür importiert werden und somit ein aerodynamischer Lastfall berechnet werden. Da dieser Fluglastfall allerdings bei einer sehr hohen Geschwindigkeit gerechnet wurde und auch die CFK Referenz eine sehr starke Verformung unter der aerodynamischen Last zeigte, wurde diese nicht durchgehend berücksichtigt.



**Abbildung 12: Auswertung der Schwingform der zweiten Mode aus der experimentellen Modalanalyse (oben) und der FE Berechnung (unten) [55]**

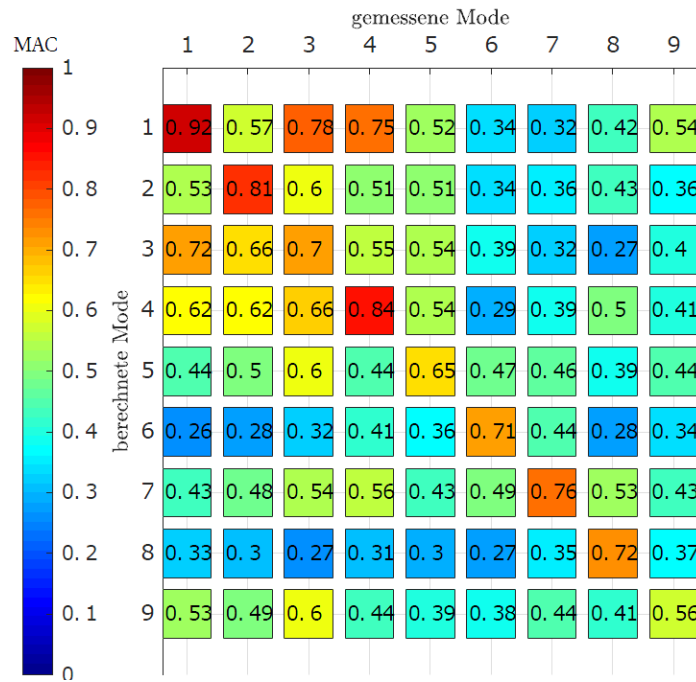


Abbildung 13 Modenvergleich durch MAC-Matrix gemittelt aus 12 Sensorpositionen (rechts) [55]

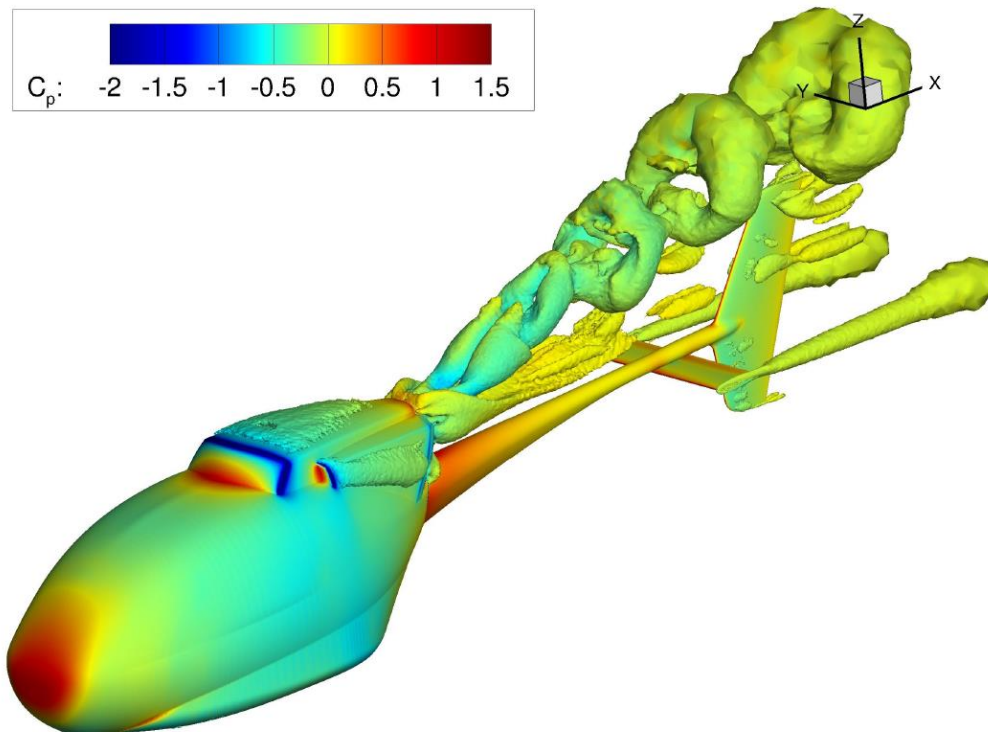
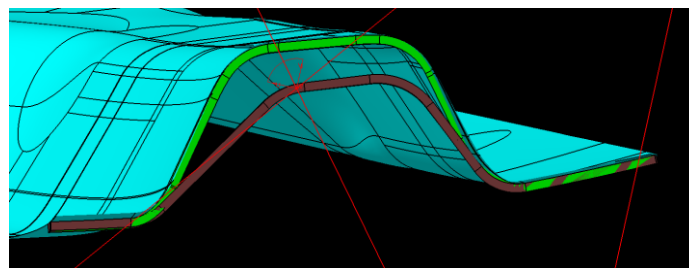


Abbildung 14: Untersuchung der Zellenaerodynamik mit CFD (Q iso Fläche mit Darstellung des Druckbeiwertes  $C_p$ ) [60]

Nachdem die kritischen Lasten als g-Lasten bei Notlandungen (plastische Verformungen erlaubt, Ultimate Load) und g-Lasten bei Manövern (plastische Verformung nicht erlaubt, Limit Load) identifiziert wurden, wurde mit der Auslegung der neuen, hybriden Variante der Kabinentür begonnen. Die Windlasten im schnellen Vorwärtsflug sowie im geöffneten Zustand und Abstützlasten wurden aufgrund großer auftretender Verformungen bei der Referenz nicht durchgehend berücksichtigt. Hingegen wurde die Anforderung der ähnlichen Steifigkeit zur Referenz als Auslegungsmerkmal definiert, da hier im Anschluss auch experimentelle Daten zu Verfügung standen und andere Merkmale wie Masse verglichen werden konnten.

Zunächst wurde die Kabinentür geometrisch bearbeitet um, wenn möglich, das Flächenträgheitsmoment der Querschnitte zu erhöhen, da die geringere Steifigkeit der Flachfaserverbunde sich nachteilig auf das Gewicht oder die mechanischen Eigenschaften der Tür auswirken würde. Exemplarisch für einen Holm ist dies in Abbildung 15 dargestellt, diese Arbeiten wurden durch eine studentische Arbeit unterstützt [54].



**Abbildung 15: Erhöhung der Biegesteifigkeit eines Holmprofils der Kabinentür in Catia V5 [54]**

Sobald die Geometrie an die neuartigen Werkstoffe angepasst wurde, wurden Flachfasermaterialien verschiedener Flächengewichte hinsichtlich Steifigkeit, Festigkeit, Gewicht und biobasierter Massenanteile untersucht. Da aufgrund der komplexen, mehrfach gekrümmten Geometrie der Kabinentür eine Anwendung von UD-Material nicht möglich war, schränkte sich die Untersuchung auf Gewebe ein. Unter den untersuchten Materialien zeigte sich ein Flächengewicht von  $150 \text{ g/m}^2$  als am besten geeignet, was im Vergleich zum in der Referenz verwendeten  $200 \text{ g/m}^2$  schweren CFK Gewebe Gewichtseinsparungen versprach. Weiterhin zeigte das Flachsmaterial eine größere Dicke als das CFK Gewebe, wodurch ein höheres Flächenträgheitsmoment erreicht werden kann, hingegen einen geringeren Faservolumenanteil was Einbußen in der mechanischen Leistungsfähigkeit bewirkt.

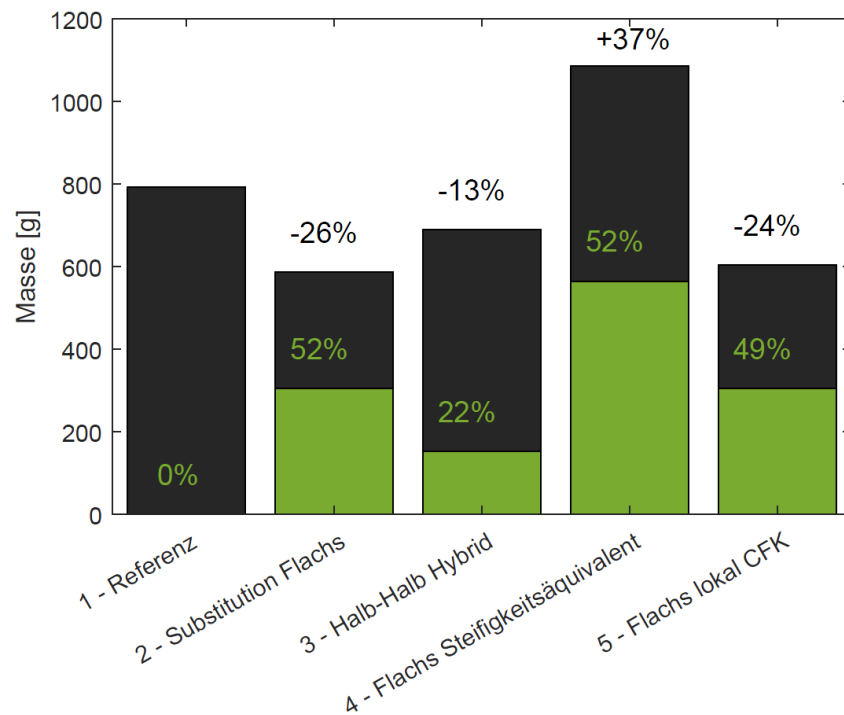
Um eine geeignete Materialauswahl zu treffen wurden verschiedene Versionen der Kabinentür analysiert. Dabei wurde ein möglichst hoher biobasierter Massenanteil bei gleichbleibenden technischen Merkmalen wie Festigkeit, Steifigkeit und Gewicht angestrebt. Es wurden letztendlich fünf verschiedene Konfigurationen für einen Vergleich herangezogen und hinsichtlich der Gewichts-, Verformungs-, Versagenskriterien und biobasierten Masseanteilen ausgewertet [54]. Die fünf Konfigurationen waren:

- Referenz CFK-Gewebe (zwei Lagen)
- Reine Substitution durch Flachs-Gewebe (zwei Lagen)
- Hybrider Aufbau Kohle- und Flachs-Gewebe (eine Lage Flachs, eine Lage CFK)
- Flachs-Gewebe mit gleicher Steifigkeit (zwei Lagen Gewebe mit ein- bis mehrlagigen Flachs Verstärkungen)
- Flachs-Gewebe mit lokalen Versteifungen aus CFK UD (zwei Lagen Gewebe mit ein- bis mehrlagigen CFK Verstärkungen)

Für alle diese Konfigurationen wurden die im Lastenheft beschriebenen Lastfälle verglichen, wobei generell zwischen Notlandelasten, die in Form von g-Lasten berechnet wurden, Fluglas-



ten, wobei der schnelle Vorwärtsflug als am kritischsten identifiziert wurde, und sog. „Abuse-Loads“, wobei der Nutzer selbst eine Last auf die Tür aufbringt, unterschieden werden kann. Weiterhin wurde für diesen Fall kein biobasierter Massenanteil im Harzsystem angenommen.

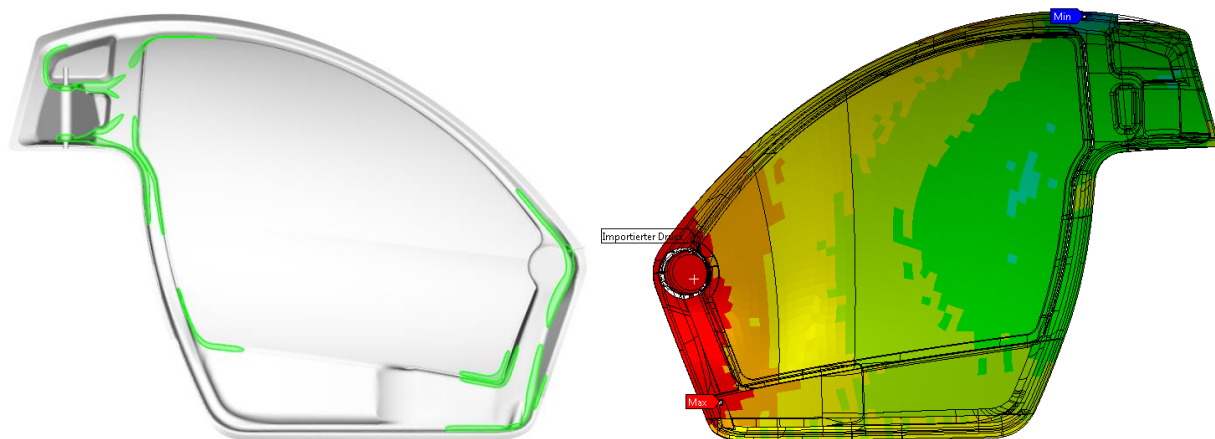


**Abbildung 16: Gegenüberstellung der verschiedenen Konfigurationen hinsichtlich des biobasierten Masseanteils (grün) und des Gesamtgewichts (schwarz), modifiziert aus [54] und [58]**

Die Berechnung der Konfigurationen erfolgte mit dem FEM Programm ANSYS 17.2 unter Einbeziehung der Composite Pre- und Post-Processing-Tools (ACP-Pre, ACP-Post). Durch die Gegenüberstellung der Versionen ergab sich die Auswahl der Version 5 (Flachs Grundmaterial, mit lokalen CFK-Verstärkungen) als zielführend. Hiermit konnte der biobasierte Massenanteil signifikant gesteigert werden und gleichzeitig die Gesamtmasse um 24% reduziert werden. Zu diesem Zeitpunkt lag die gefertigte Referenztür noch nicht vor. Da diese leichter wurde als erwartet, reduzierte sich die mögliche Gewichtseinsparung auf 8,5 %.

In Abbildung 17 ist links die neue Geometrie der Kabinentür gezeigt, in grün sind die als stark beansprucht und als relevant für lokale Versteifungen geltenden Bereiche gekennzeichnet. Die Auswertung hat ergeben, dass gerade durch lokale CFK-Versteifungen Spannungsspitzen stark reduziert werden können. Weiterhin ist damit eine Versteifung der Gesamtstruktur unter geringfügig höherem Gewicht möglich.

Rechts in Abbildung 17 ist die importierte Druckverteilung auf der Tür zu sehen, wie sie aus der CFD Rechnung in Abbildung 14 entnommen wurde. Als Windlast zählte auch die maximale Bodenwindgeschwindigkeit von 30 km/h bei der noch gestartet werden kann. Diese wurde abgeschätzt und auf die geöffnete Tür aufgetragen. Da aber auch die CFK Tür einer solchen Last nicht standhalten würde, wurde diese Belastung als „weiche“ Anforderung eingeordnet.



**Abbildung 17: Modell der Kabinentür in ANSYS 17.2 mit Bereichen lokaler Verstärkungen (grün) (links) und importierte Drucklast bei schnellem Vorwärtsflug (rechts), modifiziert aus [54]**

Weiterhin wurde eine Modalanalyse berechnet um zu vermeiden, dass Eigenfrequenzen der Tür im Bereich der Anregungsfrequenzen aus Motor und Rotor liegen. Dabei wurden die ersten acht Rotorharmonischen und die ersten vier Motorharmonischen berücksichtigt. Es ist aufgefallen, dass die Tür eine Vielzahl von Eigenfrequenzen aufweist, die sehr dicht beieinander liegen und ein Ausschluss von Eigenfrequenzen im Bereich von  $\pm 5\%$  der Anregungen bei keiner der Konfigurationen gewährleistet war.

Durch die lokalen Verstärkungen aus CFK konnte die Gesamt-Biegesteifigkeit der Rahmenkonstruktion trotz geringerem E-Modul des Grundlaminats aus Flachs-Gewebe erhalten bleiben. Die definierten lokalen Verstärkungen und alle FE-Rechnungen, sowie das überarbeitete geometrische Modell wurden zum Abschluss des HAP 3 an die Konsortialpartner TUC übergeben. Im Anschluss sollte nun der Lagenaufbau optimiert und fertigungsgerecht gestaltet, sowie die Formen zur Fertigung der Kabinentür konstruiert werden.

Parallel wurde an der TUM die Fertigung mittels Prepreg Gewebe untersucht. Dabei ergab sich eine unzureichende interlaminare Haftung von zwei PP Gewebelagen, diese Haftung konnte durch Zugabe eines Epoxidfilms in einem Verhältnis von 1:1 pro Gewebelage verbessert werden. Dadurch wurde allerdings der Faservolumengehalt stark reduziert und eine Massenreduktion gegenüber der Referenz war ausgeschlossen.

Dennoch wurde diese Materialkombination mittels Zugversuchen und Subkomponenten Tests bei TUM-HT analysiert [56]. Die Ergebnisse sind teilweise im folgenden Kapitel zur technischen Bewertung beschrieben. Die gesamte hybride Kabinentür wurde ebenfalls im Prepreg-Autoklav-Verfahren gefertigt und mittels statischer Verformungsanalysen und EMA untersucht. Die studentische Arbeit von Dröge trug zur Fertigung und Charakterisierung bei [57]. Weiterhin wurden die Ergebnisse im Rahmen einer Veröffentlichung beim VFS Forum 2019 präsentiert [58] und werden in [53] beschrieben.

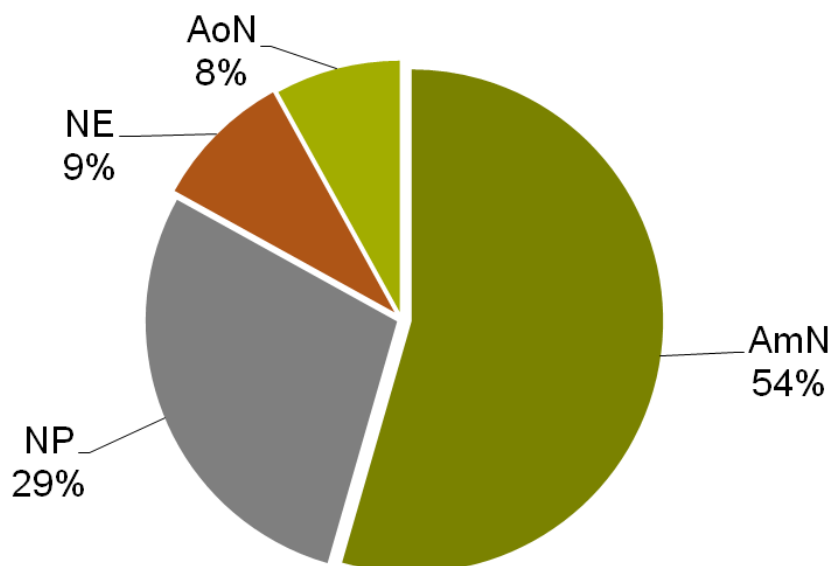
#### 6.4 Technische Bewertung der Anwendbarkeit von ökologischen Werkstoffen in der Luftfahrt

In diesem Kapitel wird auf Erkenntnisse die durch dieses Projekt gewonnen wurden eingegangen. Die Ergebnisse werden Versuchen zugeordnet, die detaillierte Vorgehensweise der Versuche und Analysen wird allerdings nur als Referenz aufgeführt, die Bewertung bezieht sich rein auf die Ergebnisse. Dieses Kapitel ist zu großen Teilen Deckungsgleich zum erstellten Bericht „Technische Bewertung – InteReSt“ [61].

Die Bauteile sollten den im Lastenheft dokumentierten Anforderungen genügen um den Projekterfolg zu gewährleisten. Die folgenden Kürzel wurden verwendet um die Erfüllung der entsprechenden Anforderung zu bewerten, die hier aufgeführte Legende erklärt die Definition.

- NA** – Nicht angefallen, Bewertung durch NA meist da bei der entsprechenden Anforderung kein Unterschied zur Referenztür durch das neuartige Material zu erwarten war.
- NP** – Nicht geprüft, Bewertung meist, da der zeitliche Rahmen des Projekts zu gering war um alle Punkte abzudecken.
- NE** – Nicht erreicht, diese Anforderung wurde geprüft und konnte nicht wie im Lastenheft definiert, erreicht werden
- AoN** – Anforderungen die angewandt wurden aber keinem Nachweis bedürfen
- AmN** – Anforderungen die angewandt wurden mit Nachweis, was dieser umfasst und wo er zu finden ist wurde im anschließenden Text der technischen Bewertung kurz beschrieben.

Im Sinne der Übersichtlichkeit wurden in der technischen Bewertung nur die Anforderungen mit einer Bewertung von NP, NE, AoN und AmN beschrieben. Weiterhin wurde in der Beschreibung zwischen den beiden Bauteilen unterschieden, falls keine Unterscheidung aufgeführt wurde, galt die Bewertung für beide Bauteile gleichermaßen. Eine Zusammenfassung der bewerteten Anforderungen ist in Abbildung 18 zu sehen. Dabei wurden die Bewertungen quantitativ in ihrer Häufigkeit gegenübergestellt. Es ist zu sehen, dass ein Großteil der Anforderungen untersucht und erfüllt werden konnte. Der zweitgrößte Anteil sind Anforderungen die nicht abgedeckt werden konnten, dies unterstützt das Folgevorhaben der Konsortialpartner InteReSt II. Die detaillierte Bewertung je Anforderung befindet sich im technischen Bericht.



**Abbildung 18: Gesamtübersicht der 112 bewerteten Anforderungen der Lastenhefte**

## 6.5 Verwendete Materialien

Generell sind in der Luftfahrt verwendete Materialien im Werkstoffhandbuch der deutschen Luftfahrt aufgeführt. Um ein neues Material zu qualifizieren wird das entsprechende Werkstoffleistungsblatt (WL) herangezogen und die Eigenschaften werden nach den Richtlinien der Technischen Lieferbedingung geprüft. Für Naturfasern besteht derzeit kein WL, jedoch für Reaktionsharze auf Epoxidbasis, Glasfasergewebe/-filamente, Balsaholz und synthetische Schaumkernmaterialien.

Daher wird in diesem Teil nur auf die Eigenschaften die direkt mit der Faser zusammenhängen eingegangen. Für biobasierte Harze auf Epoxidbasis wird auf die entsprechenden bestehenden Regularien verwiesen. Ein großer Bereich der nicht abgedeckt werden konnte betrifft die Einflüsse durch Umwelteinwirkungen auf biobasierte Harze, unter anderem Einflüsse durch Temperatur, Außenbewitterung, Hydrauliköl, Isopropylalkohol, Kraftstoff und andere Luftfahrtflüssigkeiten. Diese sollen in einem Folgevorhaben adressiert werden.

Als Kernmaterial ist Balsaholz sehr geeignet, da es 100% biobasiert ist und bereits durch Erfüllung der Anforderungen nach WL 6.1030 zugelassen ist. Falls biobasierte synthetische Schäume genutzt werden sollen sind auch die Untersuchungen hinsichtlich der Beständigkeit gegen Luftfahrtflüssigkeiten durchzuführen, diese waren aber nicht Teil des Projekts InteReSt.

Zu Flachsfaserverstärkungen wird unterschieden zwischen unidirektionalen Verstärkungen und gewebten Verstärkungen. Die unidirektionalen Fasern werden als Gelege verarbeitet und weisen keinen „twist“ auf, bzw. sind nicht gesponnen. Hingegen das Gewebe wird zunächst zu einem Garn gesponnen und dann verwebt, was den Prozess aufwändiger und die mechanischen Eigenschaften in Faserrichtung schlechter macht, aufgrund der induzierten Faserwinkel. Weiterhin ist bei Geweben aufgefallen, dass die Verarbeitung als Garn eine größere Maschenweite hervorruft als es bei konventionell gewebten CFK-Bündeln der Fall ist. Dadurch entstehen große Volumina die in der Konsolidierung durch Harz gefüllt werden und die mechanischen Eigenschaften ebenfalls herabsetzen.

Zur Verwendung von Filamentgarnen wird auf WL 84565.6 verwiesen. Diese Werkstoffspezifikation bestimmt Anforderungen zu Glasfaserfilamentgarnen und müsste selbstverständlich für Flachs angepasst werden. Hier ist beispielsweise eine maximale Feuchte von 0,2% definiert die Flachs bei normalen Umgebungsbedingungen so nicht erreichen würde.

Als Referenz zur Bewertung von Geweben wird auf die technischen Lieferbedingungen, wie in DIN 65 066, DIN 65 147-1 und DIN 29 965 zu konventionellen Materialien beschrieben, verwiesen, diese sollten durch ein Gewebe erfüllt werden um als luftfahrttaugliches Material zugelassen zu werden. Für Flachsfasergewebe müsste eine Werkstoffspezifikation wie etwa nach Werkstoffleistungsblatt WL 8.4565.6 geschrieben werden um den Werkstoff als luftfahrttauglich zuzulassen. Generell kann ein Gewebe bezüglich der in DIN 65 673 aufgeführten Fehler begutachtet werden. Da verschiedene Gewebe und Materialien verwendet wurden und hier keine inhärenten Risiken der Nichterfüllung erkannt wurden, wurden diese Klassifizierungen nicht durchgeführt.

Zur Qualifikation von Laminaten gibt es zu Material im verarbeiteten Zustand (gehärtet) mit EP-Harz in WL 5.3200 Teil 1 und 2 Anforderungen, wobei der Prüfling aus Laminat nach DIN 65 071, Verfahren A entnommen werden soll. Dazu soll bei Normklima-Bedingungen nach ISO 291– 23/50 – 2 oder – 20/65 – 2 geprüft werden. Die Prüfplatten sollen nach DIN 65 071 hergestellt werden. Diese Versuche wurden mittels Vakuuminfusion und mittels Prepreg Material für jeweils UD und Gewebe durchgeführt. Allerdings wurde nicht auf konkrete Grenzwerte geprüft sondern nur vergleichend.

### 6.5.1 Technische Materialkennwerte der Vorauswahl

Der Projektpartner HSH hat hierzu Zugversuche verschiedener Faser-Matrix Kombinationen durchgeführt. Die nachfolgenden Tabellen führen den E-Modul, die Zugfestigkeit und die maximale Dehnung in Relation zueinander aus. Die Kennwerte beschreiben jeweils den Mittelwert der auswertbaren Datensätze von 6 hergestellten Prüflingen und sind nach Gelegeart UD oder Gewebe aufgeteilt.

**Tabelle 7: Übersicht der experimentell bestimmten Zug-E-Moduln verschiedener Faser-Matrix Kombinationen**

E Modul	Art	Flächengewicht	SuperSap	Araldite	Resoltech	Greenpoxy
Bcomp	UD	120	85%	95%		80%
Time-Out	UD	190	81%	100%		
Lineo	UD	150	98%		83%	
Lineo	Köper	150	95%	92%	75%	
Lineo	Köper	200	93%			
CE	Köper	100		77%	91%	96%
CE	Köper	200	87%	77%	81%	100%
CE	Köper	300/400		86%	98%	
Heger	Leinwand	220	72%		91%	97%
Coex	Leinwand	112	59%			

**Tabelle 8: Übersicht der experimentell bestimmten Zugfestigkeiten verschiedener Faser-Matrix Kombinationen**

Festigkeit	Art	Flächengewicht	SuperSap	Araldite	Resoltech	Greenpoxy
Bcomp	UD	120	83%	67%		90%
Time-Out	UD	190	77%	96%		
Lineo	UD	150	100%		86%	
Lineo	Köper	150	99%	84%	100%	
Lineo	Köper	200	62%			
CE	Köper	100		76%	72%	92%
CE	Köper	200	72%	66%	67%	84%
CE	Köper	300		58%	73%	
Heger	Leinwand	220	65%		72%	71%
Coex	Leinwand	112	34%			

**Tabelle 9: Übersicht der experimentell bestimmten maximaler Dehnungen verschiedener Faser-Matrix Kombinationen**

Dehnung	Art	Flächengewicht	SuperSap	Araldite	Resoltech	Greenpoxy
Bcomp	UD	120	79%	52%		93%
Time-Out	UD	190	83%	86%		
Lineo	UD	150	84%		93%	100%
Lineo	Köper	150	77%	71%	100%	
Lineo	Köper	200	42%			
CE	Köper	100		71%	54%	71%
CE	Köper	200	63%	67%	67%	71%
CE	Köper	300		46%	58%	
Heger	Leinwand	220	75%		58%	50%

Im Vergleich zeigt sich, dass der Faserhersteller Lineo das Halbzeug mit den besten Kennwerten hinsichtlich Festigkeit und maximaler Dehnung fertigt. Die Materialien von Lineo zeigen auch eine hohe Steifigkeit, allerdings nicht die Höchste. Daher wurde das Gelege und Gewebe des Herstellers Lineo für die weiteren Anwendungen gewählt. Weiterhin wurde auch aufgrund von Fertigungseigenschaften wie Fließverhalten und Oberflächenqualität das Harzsystem SuperSap mit einem biobasierten Masseanteil von 19% ausgewählt. Für die Fertigung mit Prepregs wurde ebenfalls auf den Hersteller Lineo zurückgegriffen, der allerdings im Prepregsystem ein Araldite-Aradur Harzsystem von Huntsman einsetzt.

Weiterhin ist zu erkennen, dass sowohl bei Geweben als auch UD Materialien höhere Flächengewichte eher zu schlechteren Eigenschaften führen; vergleicht man beispielsweise Lineo 150 g/m<sup>2</sup> mit Lineo 200 g/m<sup>2</sup>. Daher, und auch im Sinne der vielseitigeren Gestaltbarkeit mit dünneren Laminaten, wurden eher geringere Flächengewichte zur Fertigung ausgewählt.

### 6.5.2 Physikalische Eigenschaften

Die physikalischen Eigenschaften von Flachsfasern die relevant sind für den Einsatz als Verstärkungsfasern in Luftfahrtstrukturen und die Berechnung der Composite-Zusammensetzung werden hier aufgeführt.

#### Dichte

Der Hersteller Lineo gibt eine Dichte von 1,45 g/cm<sup>3</sup> für das Fasermaterial an, während das Harzsystem laut Datenblatt eine Dichte von 1,10 g/cm<sup>3</sup> aufweist. Laut Datenblatt gilt weiterhin eine Dichte von 1,285 g/cm<sup>3</sup> für das Prepreg-Gewebe, sowie 1,33 g/cm<sup>3</sup> für das Prepreg UD Gelege [62].

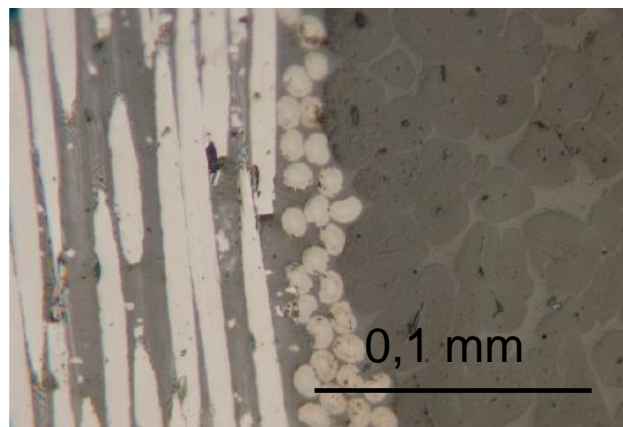
Die experimentell bestimmten Kennwerte lauteten 1,257 g/cm<sup>3</sup> für ein VARI-Gewebe mit 150 g/m<sup>2</sup> Flächengewicht, sowie 1,235 g/cm<sup>3</sup> für ein 200 g/m<sup>2</sup> schweres Flächengewicht. Hier zeigt sich wieder die Erkenntnis, die auch bei den strukturmechanischen Vorversuchen erkennbar war: Die geringere Dichte des schwereren Materials zeigt, dass hier ein geringerer Faservolumenanteil erreicht wird, der rückschließend auch geringere mechanische Eigenschaften hervorruft.

Die Dichtemessung des unidirektionalen Materials ergab 1,263 g/cm<sup>3</sup> für das VARI Material, während das respektive PP Material rechnerisch eine Dichte von 1,18 g/cm<sup>3</sup> zeigte. Gleichzeitig wies das Prepreg Material bessere mechanische Eigenschaften auf. Daher kann hier nicht auf einen geringen Faservolumenanteil geschlossen werden, da auch nicht dasselbe Messverfahren angewandt wurde. Etwaige Lufteinschlüsse könnten zu der geringen Dichte beigetragen haben. Zur Verifikation dieses Verdachts wurde der Faservolumenanteil auf verschiedene Weisen berechnet und ein Anteil an Lufteinschlüssen von 3-4% ermittelt. Durch das VARI Verfahren kommt es in der Regel nicht zu solchen Lufteinschlüssen, da hier das leere Volumen in der Regel mit Harz aufgefüllt wird während in einem Prepreg System nur eine begrenzte Menge an Harz zur Verfügung steht, es liegt nahe, dass die im Prepreg enthaltene Harzmenge etwas zu gering ist oder die Fertigung höheren Drücken bedarf.

Alles in allem lässt sich also festhalten, dass alle gemessenen Dichten geringer waren als die vom Hersteller angegebenen Größen. Wobei die Tendenz zu geringeren Dichten bei der Verwendung von höheren Flächengewichten identifiziert wurde, sowie die Tendenz zu geringeren Dichten bei der Herstellung mit Prepregs, wobei diese wahrscheinlich auf Lufteinschlüsse zurückzuführen ist.

## Faserdurchmesser und -Längen

Für Composites verwendete Flachfasern zeigen einen Durchmesser von 0,019 mm und eine Länge von 25-120 cm laut [63]. Da die Fasern nicht wie konventionelle Fasern endlos synthetisiert werden sondern wachsen, hat jede extrahierte Faser unterschiedliche Durchmesser und Länge. Dies führt dazu, dass die Fasern vor der Verarbeitung als Gewebe zu einem Faden gesponnen werden. Dabei wird ein zusätzlicher Faserwinkel in das Gewebe eingebracht was letztendlich zu geringeren Kennwerten führt als durch klassische Vorgehensweisen angenommen. Könnte hier also ein Verfahren entwickelt werden, bei welchem die Fasern nicht gesponnen werden müssen sondern als ungesponnenes Bündel verwebt werden, wie es bei konventionellen Faserverbunden der Fall ist, würden sehr wahrscheinlich bessere Gewebeeigenschaften erreicht werden.



**Abbildung 19: Flachfaserdurchmesser und Carbonfaserdurchmesser im Schliffbild**

In Abbildung 19 ist links Carbongewebe, quer und längs zur Faser geschnitten, erkennbar und rechts Flachsgewebe, nur quer zur Faser geschnitten. Flachs setzt sich durch die dunkle Farbe weniger deutlich von der Epoxid-Matrix ab als das Carbonmaterial.

Es ist zu sehen, dass die Streuung der Flachsfaserdurchmesser sehr viel größer ist als die der Carbonfasern und die Flachsfasern um ein vielfaches dicker sind als die Carbonfasern. Dadurch können mit Flachsfasern nicht so dünne Laminat hergestellt werden wie mit Carbonfasern und der Gestaltungsspielraum ist etwas eingeschränkter. Hier muss ebenfalls darauf geachtet werden, dass eine ausreichende Laminatdicke gewählt wird um lokal variierende Faserdurchmesser auszugleichen.

## Faservolumen und Fasermassenanteil

In der Fertigung der Prepreg-Materialien wurden generell mit dem Flachsfaserverbund geringere Faservolumen und -massengehälter erreicht als mit den vergleichbaren Kohlefaserwerkstoffen. Bei den unidirektionalen Materialien waren das konkret 53-56% Faservolumenanteil bei Flachslaminaten und 59-62% bei Carbonlaminaten. Bei den gewebten Materialien war der Unterschied noch signifikanter, hier konnte mit Flachsfasergeweben nur ein Faservolumenanteil von 32% erreicht werden während Carbonlaminat bei 53-54% lagen. Dies ist auf zusätzlich verwendete Harzlagen und das grobmaschige Gewebe, wie bereits im vorigen Abschnitt beschrieben, zurückzuführen.

Die Fasermassengehalte zeigen noch größere Unterschiede, da die Kohlefasern eine größere Dichte aufweisen als die Flachsfasern und somit die bestehende Diskrepanz erhöht wird. Dieselben Tendenzen lassen sich bei der Fertigung durch VARI erkennen. Durch die Fertigung mittels VARI wurden Faservolumenanteile von etwa 5-10% geringerer Größe erreicht als durch

die Fertigung mit Prepregs, dies entspricht auch etwa der Diskrepanz bei konventionellen Materialien.

Somit lässt sich zusammenfassen, dass mit Flachfaserverbunden nach heutigem Stand noch nicht so hohe Faservolumenanteile wie in der Carbon Fertigung erreicht werden, allerdings der Unterschied bei der Verarbeitung von Geweben sehr viel größer ist als bei unidirektionalen Laminaten. Dies lässt sich auf Variationen in Geometrie, Länge und Durchmesser der Fasern zurückführen, die lokal nicht so dicht gepackt sind wie Carbonfasern.

### 6.5.3 Strukturmechanische Eigenschaften

Zur Ermittlung der strukturmechanischen Kenndaten wurden Zugversuche durchgeführt. Dabei, und auch durch Literaturrecherche wurde erkannt, dass der Großteil an Naturfasern ein nichtlineares Spannungs-Dehnungsverhalten aufweist. Diese Eigenschaft ist bei rein in Faserrichtung belasteten konventionellen Laminaten nicht zu sehen. Daher soll im Folgenden speziell darauf eingegangen werden.

In der folgenden Tabelle werden die Ergebnisse aus Zugversuchen mittels VARI-Proben und SuperSap Harzsystem gegenüber PP Proben mittels Araldite-Aradur Harzsystem tabellarisch gegenübergestellt. Die Inhalte werden in den folgenden Abschnitten diskutiert. Die Kennwerte der folgenden Tabelle wurden nach DIN Anforderungen erstellt und haben die Nichtlinearitäten nicht berücksichtigt.

**Tabelle 10: Übersicht ausgewählter Kennwerte der verschiedenen Zugversuche**

	Einheit	F-150UD VARI	F-110UD PrePreg	F-200BD VARI	F-150BD VARI	F-150BD PrePreg
Dichte	g cm <sup>-3</sup>	1,26	1,19	1,24	1,26	1,18
Faservolumen	%	49	55	39	45*	35
E-Modul	GPa	22,033	23,447	4,692	8,702	8,733
Zugfest.	MPa	205,7	274,5	77,6	103,8	96,4
Schubmodul	GPa	1,5	1,38	1,203	1,623	1,371
Schubfestigkeit	MPa	32	24	26	24	36
Querkontraktion	-	0,29	0,37	0,12	0,23	0,14

\*korrigierter Wert

### Steifigkeit

Die angesprochene Nichtlinearität äußert sich in einer signifikanten Steifigkeitsreduktion von rund 32 GPa auf 23 GPa (bei UD Prepreg Zugversuchen). Diese geschieht bei einer Dehnung von etwa 0,13 % bzw. einer Spannung von etwa 42 MPa. Dieses Verhalten zeigt sich auch bei Zugversuchen mit reinen Faserbündeln und ist daher sehr wahrscheinlich im Faserverhalten begründet. In der Literatur wird dieses Verhalten aufgegriffen und untersucht, siehe [64]–[66]. Dabei wurden auch zyklische Lasten aufgebracht die zeigten, dass nach einer Überschreitung



dieses Punktes, das Material nicht mehr auf den ursprünglichen Dehnungszustand zurückkehrt [67]–[71], während dies schon der Fall ist für zyklische Lasten unter diesem Punkt.

Da dieses Verhalten noch nicht gänzlich erforscht ist, sollte eine Überschreitung des Punktes in der Auslegung für Luftfahrtstrukturen vermieden werden. Daher wurde dieser Punkt analog zu einer Streckgrenze in metallischen Materialien betrachtet, wobei die Bauteile unter der sicheren Last nur bis zu diesem Punkt belastet werden sollen während für Ultimate Loads, bei welchen in diesem Fall plastische Verformungen erlaubt waren, die eigentliche maximale Spannung bzw. Dehnung verwendet werden kann. Eine detaillierte Beschreibung und ein vereinfachtes Materialmodell für FEM Modelle wurde im Rahmen dieses Projekts veröffentlicht, siehe [72].

Dieses Verhalten zeigt sich auch bei gewebten Materialien, wobei hier die Einteilung in zwei E-Moduls nicht so klar trennbar ist. Hier wurde dennoch ein elastischer Bereich identifiziert werden und der darauf folgende Bereich zeigt eine degressive Krümmung die wahrscheinlich auf die Steifigkeitsreduktion in den unter verschiedenen Winkeln gesponnenen Fasern zurückzuführen ist. Daher wird auch hier empfohlen bei der Auslegung den Beginn der Nichtlinearität in Form einer „Streckgrenze“ zu berücksichtigen.

Das Gewebe zeigte eine weit niedrigere Steifigkeit von etwa 8,7 GPa (Prepreg Zugversuche). Bei konventionellen Laminaten kann durch Anwendung der „Rule of Mixtures“ (ROM) die Steifigkeit in Verhältnis zum Faservolumenanteil gesetzt werden, dies gilt für unidirektional verstärkte Materialien. Dies führte für die untersuchten FFK nicht zu zufriedenstellenden Ergebnissen, hier war die gemessene Steifigkeit nochmals niedriger als die durch den Faservolumenanteil reduzierte. Dies wurde auf den zusätzlichen Verdrillungswinkel der gesponnenen Garne zurückgeführt. Mit einem zusätzlichen Winkel zwischen  $10^\circ$  und  $26^\circ$  und der Anwendung der ROM entsprach die initiale Steifigkeit der Gewebe Proben den Rechnungen.

## **Festigkeit**

Die Festigkeit von reinen Flachfasern schwankt in einem großen Bereich zwischen 343 und 2000 MPa, so auch die Steifigkeit 27.6-103 GPa. Bos et al [64] zeigten, dass dies mit der Einspannlänge der Fasern korreliert. Ist diese gering, ist die Festigkeit und Steifigkeit stark schwankend und teilweise sehr hoch, ab einer Einspannlänge von etwa 25 mm bleibt die Festigkeit auf einem konstanteren Level bei etwa 500 MPa, dies wird begründet durch eine Änderung des Versagensmechanismus von Zwischenzellversagen zu Zellwandversagen. Eine detaillierte Beschreibung dieser Untersuchungen ist in der aufgeführten Quelle nachzulesen.

Daraus folgt, dass die Streuung für den Einsatz in Bauteilen und Laminaten sehr viel geringer ist als die Streuung von einzelnen Fasern, da hier die Länge von 25 mm in jedem Fall überschritten wird. Hier wurde durch Experimente mit UD Prepreg Materialien eine Festigkeit von etwa 275 MPa ermittelt, während die zuvor beschriebene Streckgrenze bei etwa 42 MPa liegt. Je nach Fertigungsverfahren, Faservolumenanteil etc. variieren diese Größen, was aber auch bei konventionellen Materialien der Fall ist.

Das Gewebe zeigte eine weit niedrigere Festigkeit von etwa 100 MPa, auch hier wird dies den zusätzlichen Faserwinkeln durch die Spinn- und Webprozesse zugesprochen. Speziell im Vergleich der Festigkeiten zeichnet sich ab, dass für die Verarbeitung von Gewebe das Vakuuminfusionsverfahren ebenfalls sehr geeignet ist, während bei unidirektional verstärkten Laminaten die Prepreg-Fertigung zu besseren Kennwerten führte.

## **Querkontraktion**

Die Querkontraktion wurde für die VARI Zugproben mit etwa 0,23 für das  $150 \text{ g/m}^2$  Gewebe, 0,12 für das  $200 \text{ g/m}^2$  Gewebe und 0,29 für das UD Gelege längs zur Faser gemessen. Bei der Prepreg Fertigung zeigte sich ebenfalls eine größere Querkontraktion für die unidirektional verstärkten Lamine. Dies erklärt sich durch die Parallelverschiebung der Fasern in Zugrich-

tung wobei die Fasern in UD Lagen sich parallel zueinander verschieben können, bei Geweben wird das durch die Verwebung selbst verhindert.

Die Querkontraktion wird also maßgeblich von der Faserbindung beeinflusst aber auch vom Harzsystem. Es wurden ansonsten keine signifikanten Unterschiede zwischen den Fertigungsverfahren festgestellt.

### Schubmodul

Während bei den Kennwerten in Zugrichtung ein starker Abfall der Kennwerte für Gewebe festgestellt wurde, ist der Schubmodul für beide Arten etwa gleich. Für das  $150 \text{ g/m}^2$  Gewebe des VARI Prozesses ist der Schubmodul am Höchsten mit 1,6 GPa. Ein geringerer Faservolumenanteil scheint hier nicht so einen großen Einfluss zu haben wie auf charakteristische Kennwerte in Zugrichtung.

Weiterhin ist der Schubmodul ein wichtiges Merkmal in dünnwandigen Luftfahrtstrukturen bei welchen oftmals (Torsions-)Steifigkeit das limitierende Kriterium ist. Vergleicht man nun CFK und FFK-Gewebe ist der Schubmodul des Flachsgewebes mit etwa dem 0,3-0,5-fachen des CFK Werkstoffs nicht so viel schlechter wie im Vergleich die Eigenschaften in Faserorientierung, wo FFK nur auf ein 0,1-0,25 faches kommt. Schlussfolgernd kann man sagen, dass die Substitution von CFK durch FFK eher bei Bauteilen kritischer Schubbelastungen sinnvoll ist anstelle von Bauteilen die auf Zug belastet werden, speziell für gewebte Lamine.

### Dämpfung und Absorption

Im allgemeinen gelten naturfaserverstärkte Kunststoffe als gut dämpfend, schwingungsabsorbierend und auch die akustische Absorption wird in verschiedenen Quellen hervorgehoben [23], [73]–[76]. Die Eigenschaften zur Dämpfung und akustischen Absorption wurden an Hybridverbunden untersucht, die Ergebnisse wurden im Rahmen einer gemeinsamen Veröffentlichung mit der TUC auf dem DLRK 2016 präsentiert [77].

Diese Eigenschaft wurde mit den Referenzstrukturen aus CFK verglichen. Laut technischem Datenblatt liegt die Dämpfung von Carbon und Glas im Bereich von 0,15-0,8% während FFK auf Werte zwischen 1,1% und 1,75% kommt.

Die Messwerte aus experimentellen Modalanalysen ergaben für die eher steife und dickwandige Struktur des Höhenleitwerks höhere Dämpfungswerte. Wobei die CFK-Gewebe, Vollkern-Bauweise als Höhenleitwerks Referenz Kennwerte von 0,3-0,6% zeigte und das FFK-Holm-Sandwich Leitwerk aus Prepreg-Materialien 1-1,8%. Diese Kennwerte stimmten sehr gut mit den Angaben im Datenblatt überein und ein signifikanter Zugewinn an Dämpfungseigenschaften konnte erzielt werden. Eine detaillierte Beschreibung der Ergebnisse und Auswertungen ist in der Veröffentlichung [52] zu finden.

Bei der Kabinentür hingegen handelte es sich um eher weiche, sehr dünnwandige Strukturen. Hier dämpfte auch die Carbon Referenz besser und ein Unterschied konnte nur im Frequenzbereich  $f > 350 \text{ Hz}$  erkannt werden wobei der Unterschied nur bei etwa 0,3% lag und sich die Werte beider Versionen im Bereich von 1% bewegten. Eine detaillierte Beschreibung der Ergebnisse und Auswertung ist in der Veröffentlichung [58] zu finden.

Eine Studienarbeit zur Dämpfung wurde an der TUC durchgeführt, siehe [78]. Dabei wurden UD und BD Flachs und Kohlefaserverbunde hinsichtlich ihres Dämpfungsverhaltens untersucht. Es zeigten sich Kennwerte des Lehr'schen Dämpfungsmaßes zwischen 0,005 und 0,01 für Flachsfaserverbunde, wobei die Dämpfung mit Zunahme des Faserwinkels von 0-90° für beide Verbunde zunahm. Dieses Verhalten wurde ebenfalls bei CFK und GFK Proben festgestellt, die Kennwerte im Bereich zwischen 0,001 und 0,007 aufwiesen. Weiterhin zeigten sich der Verlauf der Biegesteifigkeit über den Faserwinkel als genau gegenläufig zur Dämpfung, das heißt grö-

ßere Faserwinkel (bis 90°) zeigten eine geringere Steifigkeit mit größerer Dämpfung. Für hybride Verbunde zeigte sich eine Proportionalität der Dämpfung mit dem Anteil Flachs im Hybrid, wobei ebenfalls Steifigkeit und Dämpfung gegenläufig waren.

Im Allgemeinen konnte die bedeutend größere Dämpfung von Flachsfaserverbunden gegenüber Kohlefaserverbunden also bestätigt werden.

Im Rahmen der aufgeführten Studienarbeit [78] wurden ebenfalls Untersuchungen zur Luftschalldämmung durchgeführt. Hier zeigten alle untersuchten Verbunde (GFK, CFK und FFK) etwa dieselben Schalldämmeigenschaften und es konnte keine klare Tendenz ermittelt werden. Eine leichte Steigerung der Schalldämmung bei Verwendung von Flachs und Kohlefaser im Hybrid war allerdings zu erkennen, sollte aber für eine handfeste Aussage nochmals überprüft werden.

### Crash und Impact

Laut Lastenheft konnte eine Zusammenfassung besonderer Untersuchungen in kommerziellen Passagierflugzeugen dem Standard AC 20-107B Kapitel 11 entnommen werden, und beinhaltet unter anderem Crashworthiness mit dem Literaturhinweis: AC 25-17A.

Zu Impact Beurteilung führt das Lastenheft den Literaturhinweis auf: LTH FL 53 900-02 - Der Impact und der Impactschaden an CFK. Zur Beurteilung soll Eindringtiefe des Schadens, Delamination der Deckschicht sowie Kernschädigung bewertet werden. Dies kann durch einen anschließenden Druckversuch geschehen, hierzu wird auf die DIN 65 561 zur Untersuchung des Einflusses von Impactschäden verwiesen. Weiterhin kann die Dauerschwingfestigkeit sowie die Druckfestigkeit nach Einbringung eines BVID (Barely visible impact damage; Eindringtiefe  $\leq 0,3$  mm), untersucht werden.

Crash und Impact wurde an generischen Proben untersucht und die gewonnenen Ergebnisse wurden veröffentlicht, siehe [32], [79]. Es wurden keine strukturmechanischen Folgeversuche mit den Impact-geschädigten Proben durchgeführt, da diese sich am Laminataufbau der Kabinentür orientierten und diese nicht zur Primärstruktur des ULH gehört. Mit Verweis auf die Veröffentlichungen werden hier also nur die gewonnenen Erkenntnisse zusammengefasst.

Bei den Impact Versuchen wurden zweilagige reine FFK und CFK Platten untersucht, sowie die Kombination aus einer Lage CFK und einer Lage FFK, alle Proben wurden durch VARI gefertigt. Hier zeigten die hybriden Lamine mit 150 g/m<sup>2</sup> Flachs eine vergleichbare Resistenz gegenüber Schlagbeanspruchung und vergleichbares Gewicht zu Carbon, gleichzeitig konnte der biobasierte Massenanteil von über 30% hervorgehoben werden. Weiterhin zeigte sich die Anordnung der hybriden Lamine als wichtiger Einflussfaktor, hier wiesen hybride Lamine mit [C/F]-Anordnung eine höhere Beständigkeit gegen Schlägebeanspruchung auf als entsprechende Lamine mit einer [F/C]-Anordnung.

Bezüglich Crash Tauglichkeit wurden zylindrische Probekörper untersucht die mittels PP-Verfahren gefertigt wurden. Es wurden Proben aus rein CFK, rein FFK und hybridem Aufbau untersucht, mit jeweils den äußeren und inneren Lagen desselben und mittleren Lagen des anderen Werkstoffs. Eine Übersicht der gefertigten Proben und der geplanten Versuchsumfänge wurde als Poster auf dem Turkey-Japan Workshop (TJW) 2017 in Kyoto gezeigt. Dabei zeigten die hybriden Proben trotz „Halb-Halb“ Zusammensetzung eine bessere Beständigkeit gegen Crash als der Mittelwert der beiden Messungen. Die [C<sub>2</sub>/F<sub>4</sub>/C<sub>2</sub>] Proben zeigten eine gute spezifische Energieabsorption von etwa 53 J/g, was nur 15% weniger war als die Kennwerte des reinen CFK Prüflings. Weiterhin zeigten sich die hybriden und rein FFK Proben weniger sensibel hinsichtlich der Aufprallgeschwindigkeit, im Vergleich zu reinen CFK Proben. Flachs zeigte auch ein weniger sprödes Versagensverhalten und versagte eher in einer Delamination als in einer Zersplitterung, wie die CFK Proben. Bei den hybriden Proben waren die äußeren Lagen dominierend bezüglich des Versagensverhaltens, der Masse und der Energieabsorption. Alles in allem konnte das Potenzial der Hybridisierung durch den Einsatz von FFK hervorgeho-

ben werden, allerdings waren die Stückzahlen gering und die Fertigungsqualität variierte somit müssten die aufgeführten Ansätze weitergehend verifiziert werden.

### Immersion durch destilliertes Wasser

Im Rahmen einer Semesterarbeit [80] wurde das Wasseraufnahmevermögen des Materials durch Immersion in destilliertes Wasser bewertet. Dabei lag die Gewichtszunahme im UD Prepreg je nach Dicke des Materials zwischen 17 und 40%. Da hier dickere Laminat eine geringere relative Massenaufnahme zeigten, wurde auf eine Proportionalität zwischen der Oberfläche und der Massezunahme geschlossen. Das Erreichen der Sättigungsfeuchte zeigte sich ebenfalls proportional zur Laminatdicke, wobei das sechslagige Laminat die Sättigungsfeuchte erst nach rund 200 min erreichte und das zweilagige Laminat bereits nach 15 min.

Weiterhin wurden die Messungen je dreimal wiederholt. Hier zeigte sich eine degressive Abnahme der Sättigungsfeuchte, siehe Abbildung 20 für das vierlagige Laminat.

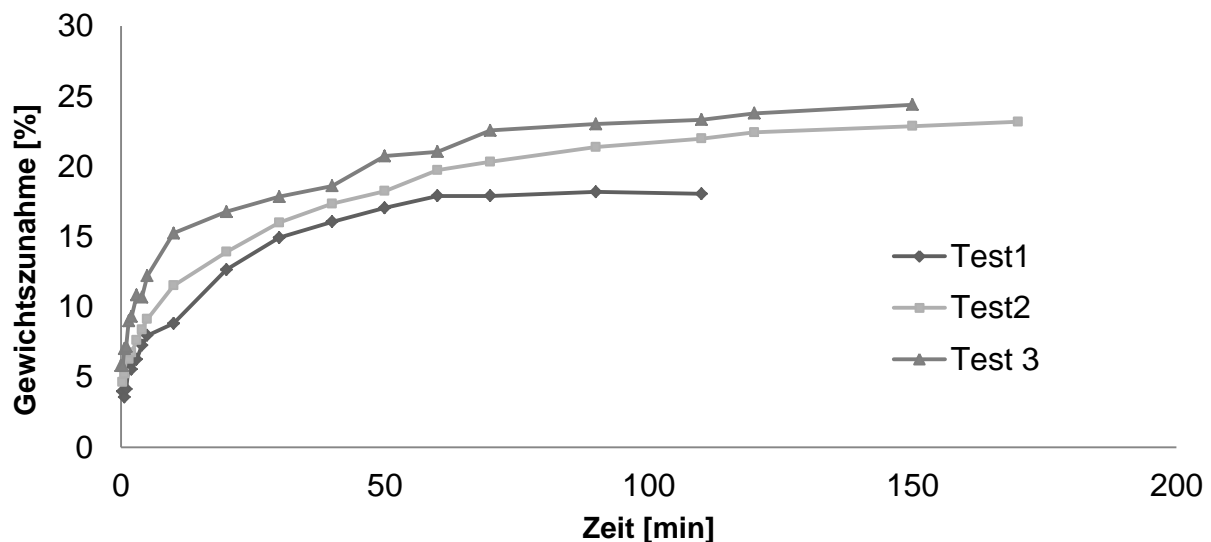
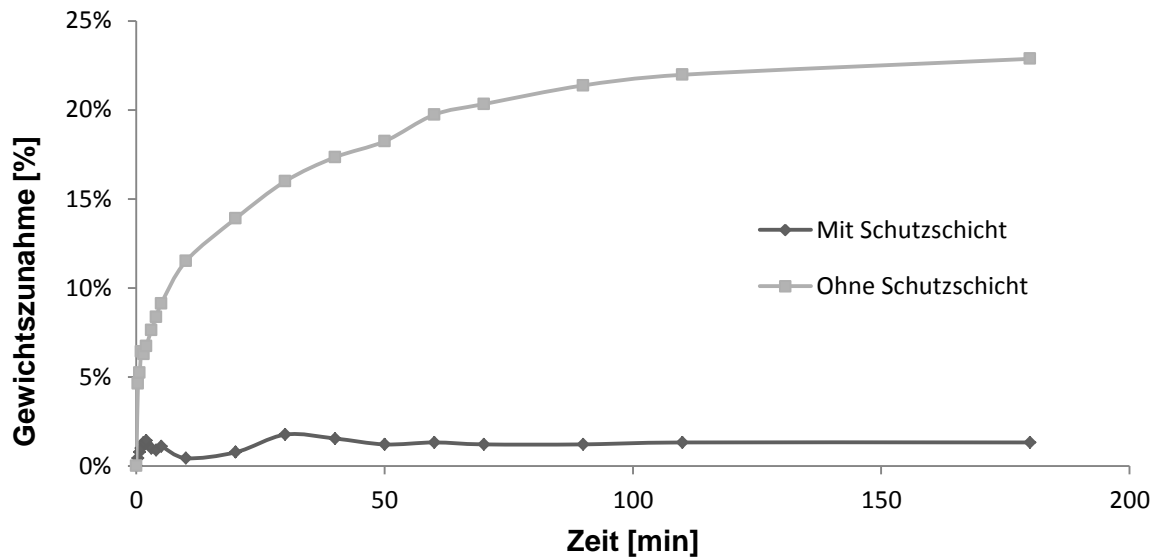


Abbildung 20: Massezunahme durch Immersion in destilliertes Wasser für  $[0_{F,2}/90_{F,2}]$

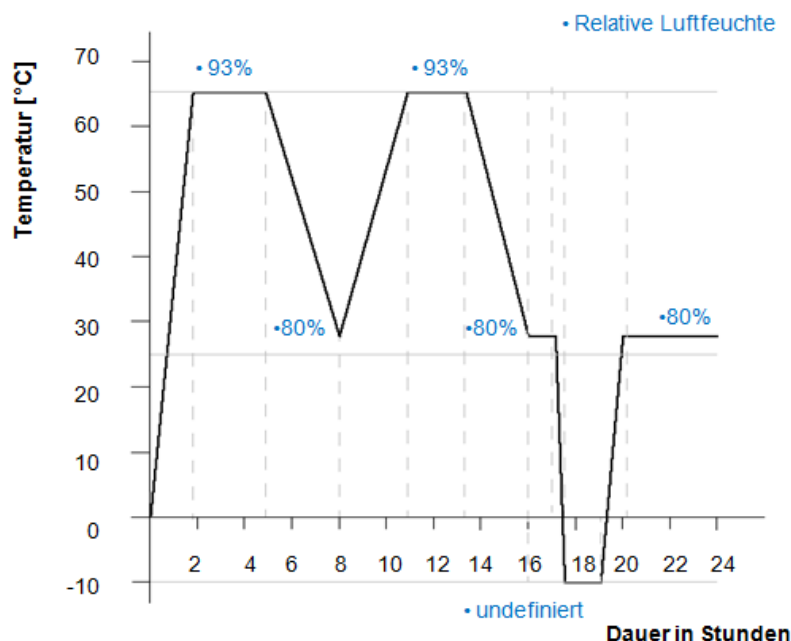
Nun wurde versucht dieses Verhalten zu begrenzen. Dazu wurden zusätzliche Harzfilmlagen auf beiden Oberflächen laminiert. An den Schnittkanten der Proben waren weiterhin offene Faserenden. Dennoch konnte eine signifikante Verringerung der Massezunahme bei Immersion in destilliertes Wasser erreicht werden, siehe Abbildung 21. Um eine zuverlässige, leichte Beschichtung zum Schutz vor Wasseraufnahme zu entwickeln wird das als brauchbarer Ansatz bewertet. Dennoch sollte im Sinne des Leichtbauaspekts eine Synergie mit der Lackierung und sonstigen nötigen Beschichtungen angestrebt werden. Weiterhin müssen Langzeitstudien und zyklische Immersion untersucht werden.



**Abbildung 21: Massezunahme durch Immersion in destilliertes Wasser mit und ohne Harzfilm-Schutzschichten**

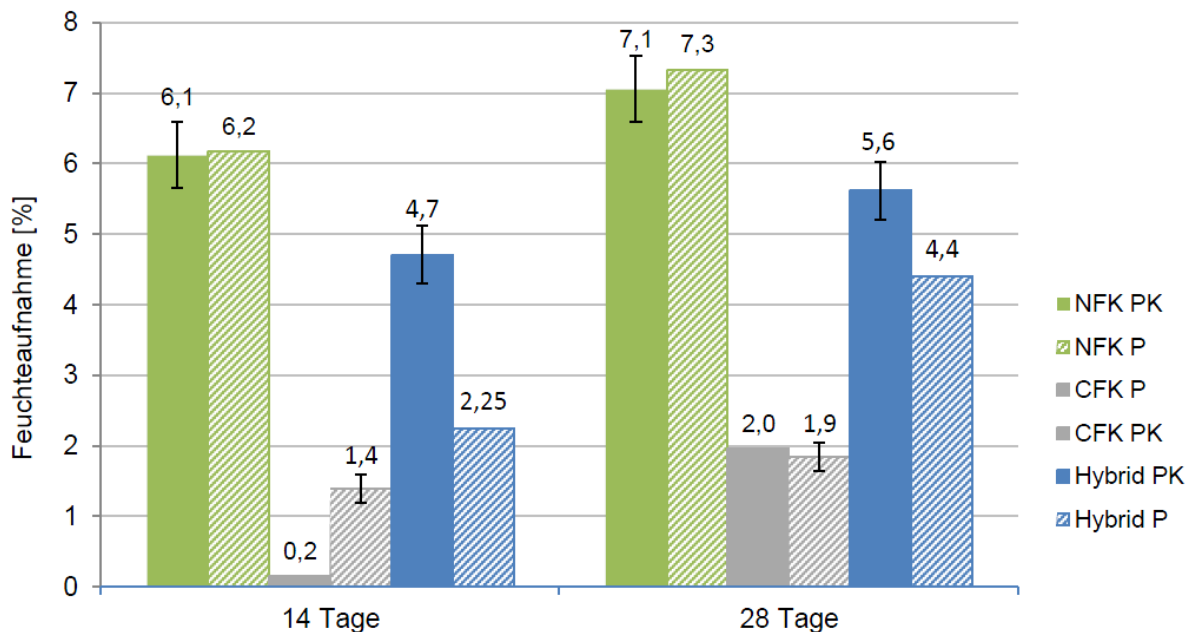
### Temperatur und Feuchte

Der Konsortialpartner HSH führte Untersuchungen zur Klimawechselbeanspruchung im Rahmen einer Semesterarbeit durch [81]. Dabei wurden jeweils zwei sechslagige Platten aus Flachs, Carbon und Hybridverbundmaterial hergestellt, die durch gravimetrische Analyse, mechanische Charakterisierung und Untersuchungen der Mikrostruktur und Bruchflächen analysiert wurden. Die Proben wurden jeweils mit und ohne Bewitterung durch einen Klimaschrank getestet. Die Bewitterung erfolgte durch ein Klimaprofil nach DIN EN 60068-2-38, welches Temperatur und Feuchte zyklisch variiert. Der schematische Verlauf ist in Abbildung 22 gezeigt. Insgesamt wurden die Proben über einen Zeitraum von 10 Zyklen mit je 24 h konditioniert.



**Abbildung 22: Klimaprofil nach DIN EN 60068-2-38 [81]**

Die gravimetrische Analyse der Platten zeigte eine starke Massenzunahme durch die Bewitterung bei Flachsfaserverbunden. Carbon hingegen zeigte ebenfalls eine Massenzunahme, allerdings mit weniger als einem Drittel der Massenzunahme von Flachs. Die hybriden Platten ordneten sich dazwischen ein, mit einer Tendenz zu den reinen Flachsproben. Weiterhin scheinen offene Schnittkanten die Wasseraufnahme zu begünstigen.



**NFK:** Naturfaserverbund; **CFK:** Carbonfaserverbund; **Hybrid:** Naturfaser-/Carbonfaserverbund  
**P:** Bewitterte Platten (Prüfkörperzuschnitt nach Bewitterung)  
**Pk:** Bewitterte Prüfkörper (Zuschnitt vor Bewitterung)  
**14 Tage** Bewitterung; **28 Tage** Bewitterung

**Abbildung 23: Feuchteaufnahme nach 14 und 28 Tagen Bewitterung [81]**

Im Vergleich zu den zuvor beschriebenen Versuchen mit Immersion, zeigen die Flachsfasern bei der zyklischen Bewitterung eine deutlich niedrigere Massenzunahme. Hingegen die Epoxidfilm Lagen der Immersion konnten Massenzunahmen im Bereich der CFK Bewitterung durch Feuchte erzielen.

Die mechanischen Untersuchungen ergaben, dass die feuchten Flachs und Hybrid Proben in der Tendenz größere Biegedehnungen bei geringeren Biegefestigkeiten zeigen, was rückschließend auch mit den geringeren Biegemodulen zusammenpasst. Auch bei der Schlagzähigkeit zeigte sich ein Anstieg durch die Feuchteaufnahme, allerdings nicht so markant wie bei den Biegeversuchen. Für die CFK Proben konnte unter Berücksichtigung der Standardabweichung, keine signifikante Beeinflussung entdeckt werden [81].

Die Materialanalyse zeigte, dass sich Hohlräume im Laminat, bzw. Luftporen durch die Feuchteaufnahme geschlossen haben und die Wandstärke in etwa entsprechend der Massezunahme verhalten hat. REM Aufnahmen zeigten, dass die Bewitterung zu einer Delamination zwischen Faser und Matrix geführt hat [81].

#### 6.5.4 Brandtechnische Eigenschaften

Das Brandverhalten wurde durch den Konsortialpartner HSH untersucht, eine detaillierte Beschreibung der Vorgehensweise und Ergebnisse ist im Projektbericht des Fraunhofer WKIs zu finden, siehe [82]. In den folgenden Abschnitten werden die erzielten Ergebnisse und gewonnenen Erkenntnisse zusammengefasst. Weiterhin wird auf die anfangs beschriebenen Anforderungen der Lastenhefte verwiesen, siehe Kapitel 6.2.6 und Tabelle 11.

**Tabelle 11: Übersicht möglicher Prüfungen zur Bewertung des Brandverhaltens hinsichtlich Luftfahrttauglichkeit**

Prüfung	Norm	Umfang
<b>Brandverhaltensklasse</b>	DIN EN 2310	1 mm Probendicke, 3 Prüflinge
<b>Brandverhalten</b>	LTV 1500-850 FAR Part 25 DIN EN 2825	oder oder 6 Proben gleichen Aufbaus und gleicher Dicke wie Bauteil
<b>Rauchdichte</b>	DIN EN 2825	Bei Verschwelung und bei Verschwelung und Beflammung, 4 min, 6 Proben
<b>Rauchgaskomponenten</b>	DIN EN 2826	Bei Verschwelung und Beflammung, 4 min, 6 Proben
<b>Wärmefreisetzung</b>	DIN EN 3703	6 Proben gleichen Aufbaus und gleicher Dicke wie Bauteil
<b>Entflammbarkeit</b>	DIN EN 3844-1 ; -2 und -3	6 Proben gleichen Aufbaus und gleicher Dicke wie Bauteil

Die beschriebenen Anforderungen wurde durch vier verschiedene Tests nachgewiesen, der vertikalen und horizontalen Prüfung nach DOT/FAA/AR-00/12, sowie der vertikalen und horizontalen Prüfung nach UL 94, die zur ersten Einschätzung der Flammwidrigkeit von Kunststoffen angewandt wurde. In allen Prüfverfahren wurden die Brenndauer und die Brandrate in mm/min bewertet.

Diese Versuche wurden mit verschiedenen Materialkombinationen durchgeführt wobei verschiedene Faser und Matrix-Additive eingesetzt wurden und auch deren Einfluss auf die mechanischen Eigenschaften bewertet wurde. Hier wurde eine DMA, Zugversuche, 3-Punkt Biegeversuche und Charpy Schlagzähigkeitsversuche durchgeführt und bewertet.

Zunächst sind tabellarisch die Vor- und Nachteile von bestehenden Flammenschutzmitteln dargestellt. Die in den Versuchen verwendeten Flammenschutzmittel sind phosphorhaltig und eines davon ist halogeniert.

Tabelle 12: Vor und Nachteile der verwendeten Flammschutzmittel aus [82]

Flammschutzmittel	Vorteile	Nachteile
<b>Halogenierte Flammschutzmittel</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• sehr wirkungsvoll</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• persistent in der Umwelt</li> <li>• akkumulierend im Organismus</li> </ul>
<b>Metallhydroxide</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• kein negativer Einfluss auf die Rauchgasdichte oder die Toxizität bei der Verbrennung geringe Wirkung, hohe Füllgrade, hohe Viskosität</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• geringe Wirkung</li> <li>• hohe Füllgrade</li> <li>• hohe Viskosität</li> </ul>
<b>Phosphorhaltige Flammschutzmittel</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Wirkungsvoll, wirkt in Fest- und Gasphase</li> <li>• Geringe Viskosität</li> <li>• löslich, geringe Füllgrade</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Wirkt als Weichmacher</li> <li>• Relativ teuer</li> </ul>

Insgesamt wurden durch die Versuche drei verschiedene Harzsysteme, zwei Flachsfasergewebe und ein Kohlefasergewebe mit vier verschiedenen Brandadditiven kombiniert. Es wurde ein zweistufiges Testverfahren durchgeführt im Sinne einer „Vorauswahl“ und einer „Optimierung“.

Generell haben die Flammschutzmittel der Vorauswahl die Glasübergangstemperatur bis zu 30% verringert. Die Zugfestigkeit wurde ebenfalls um bis zu 40% gegenüber der Referenz verringert, der E-Modul um bis zu 50%. In zwei von drei Untersuchungen wurde allerdings auch der Faservolumenanteil durch die Zugabe des Flammschutzmittels verringert. Ähnliche Ergebnisse brachte die Betrachtung der Biegeeigenschaften, wobei sie hier die Verschlechterung noch größer ausgewirkt hatte. Hingegen bei der Charpy-Schlagzähigkeit konnte eine Kombination identifiziert werden die keinen Abfall der Schlagzähigkeit zeigte, die Zugabe des Flammschutzmittels Luvogard FC-2750 [82].

Die Vorversuche der Brandprüfung zeigten, dass sowohl die Kohlefaserverbunde als auch die Flachsfaserverbunde keine durchgehende Anforderungserfüllung erreichten. Allerdings konnte die höchste Klassifizierung der UL 94 für die Kombination Flachs, Resoltech und Ecogard, von V0, erreicht werden. Es konnte auch festgestellt werden, dass die Probendicke einen Einfluss auf die selbstlöschenden Eigenschaften hat und mit größerer Materialdicke eher ein Selbstlöschchen erreicht wird als mit geringer Materialdicke [82].

In der zweiten Stufe der Untersuchungen, der Optimierung, wurde das Flammschutzmittel Luvogard FC-2050 mit dem SuperSap Harzsystem weitergehend unter Anwendung der DOT/FAA/AR-00/12 am hybriden Proben untersucht. Hier wurde der Anteil des Flammschutzmittels variiert und mit einem Anteil von 30 mass.-% wurden alle Brandversuche bestanden, mit 20 mass.-% konnte der vertikale Bunsenbrennertest nicht bestanden werden. Daher wurden anschließend mit den 30% Flammschutzmittel Proben Untersuchungen zum Einfluss auf die mechanischen Kennwerte gemacht. Diese wurden durch die Zugabe des Flammschutzmittels nicht beeinflusst [82].

Alles in allem lässt sich zusammenfassen, dass ein flüssiges Flammschutzmittel einem pulverigen vorzuziehen ist, da hier eine Verarbeitung mittels Vakuuminfusionsverfahren weiterhin



möglich war. Weiterhin war eine Modifikation der Faser nicht zielführend und es wird zu einer Modifikation der Matrix geraten um die Brandanforderungen zu erfüllen. Ein Anteil von 20-30% Flammschutzmittel Luvogard FC-2050 in hybriden Proben mit SuperSap Matrix führt zu einer Erfüllung der Brandanforderungen ohne Abminderung der mechanischen Eigenschaften, wobei der Masseanteil des Flammschutzmittels dem Anforderungsbereich anzupassen ist [82].

### 6.5.5 Zerstörungsfreie Prüfmethoden

Im Rahmen einer Semesterarbeit wurden im Anschluss an die beschriebenen Impact Versuche zwei zerstörungsfreie Prüfmethoden angewandt. Die detaillierte Beschreibung der Versuche ist in [83] beschrieben, sowie die Veröffentlichung der Ergebnisse in [79]. Bei den angewandten ZfP handelt es sich einerseits um Ultraschalluntersuchungen und andererseits um ultraschallinduzierte Thermographie.

Dabei zeigte sich, dass Ultraschalluntersuchungen bei reinen Flachs und bei hybriden Kohle-Flachs Laminaten anwendbar ist und zu zufriedenstellenden Ergebnissen führt. Hingegen die ultraschallinduzierte Thermographie war bei reinen Flachslaminaten nicht auswertbar, das heißt die Schädigung war nicht zu lokalisieren. Bei hybriden Laminaten konnte eine Auswertung erfolgen, mit der Tendenz der besseren Auswertung wenn die Ultraschallinduktion auf der Kohleseite des zweilagigen Laminats erfolgte. Dies wurde darin begründet, dass bei dem Flachsmaterial aufgrund der großen inhärenten Dämpfung und der möglichen Lufteinschlüsse innerhalb der gesponnenen Fasern die eingebrachte Energie bereits absorbiert und dadurch nicht bis hin zur geschädigten Stelle gebracht wird. Durch das Einbringen auf der Kohleseite konnte dies verbessert werden.

### 6.5.6 Technischer Vergleich neuartiger Leitwerksversionen mit der Referenz

Es wurde ein Höhenleitwerk mit der Profiltiefe 250 mm und der Spannweite 1300 mm als einer der Versuchsträger definiert. Dieses wurde in verschiedenen Versionen ausgelegt, gebaut und getestet. Zunächst werden die Versionen vorgestellt und die Unterschiede verdeutlicht, anschließend werden die Versuchsergebnisse verglichen und eine technische Bewertung der verschiedenen Fertigungstechniken und Designs durchgeführt.

Als Referenz diente eine ältere Version des Höhenleitwerks der edm aerotec GmbH, mit einer geringeren Spannweite und einer Vollkern-Bauweise mit Schaumkern. Da sich durch die größere Spannweite auch das ertragbare Moment erhöht ist ein konsekutiver Vergleich nicht möglich. Zum Vergleich werden also die Massen skaliert und der Kohlefaseranteil der Masse nochmals für das erhöhte Moment mit der Spannweitenproportion skaliert. Somit ist das Referenzgewicht des Leitwerks nur eine Abschätzung und entspricht nicht dem am CoAX 2D verbauten Gewicht des Leitwerks. Die verschiedenen Versionen werden wie folgt bezeichnet und referenziert:

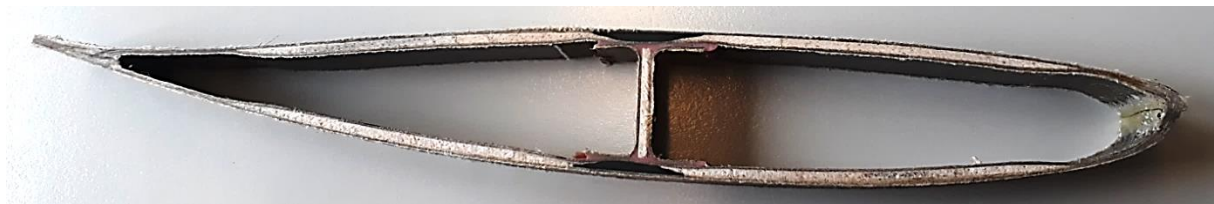
**Tabelle 13: Höhenleitwerksversionen die gefertigt wurden und bewertet werden**

	<b>Bezeichnung</b>	<b>Bauweise</b>	<b>Fertigungsverfahren</b>	<b>Fertigungsform</b>
<b>1</b>	Referenz	Vollkern	Prepreg	Geschlossene Formen
<b>2</b>	Flachs Holm PP	Holm	Prepreg	Schlauchbauweise
<b>3</b>	Flachs Holm VI	Holm	Vakuum-Infusion	Halbschalen
<b>4</b>	Flachs Kern VI	Topologieoptimierter Kern	Vakuum-Infusion	Halbschalen

Alle Leitwerksversionen sind in den folgenden Grafiken dargestellt.



a) Referenz



b) Flachs Holm PP



c) Flachs VI



d) Flachs Kern VI

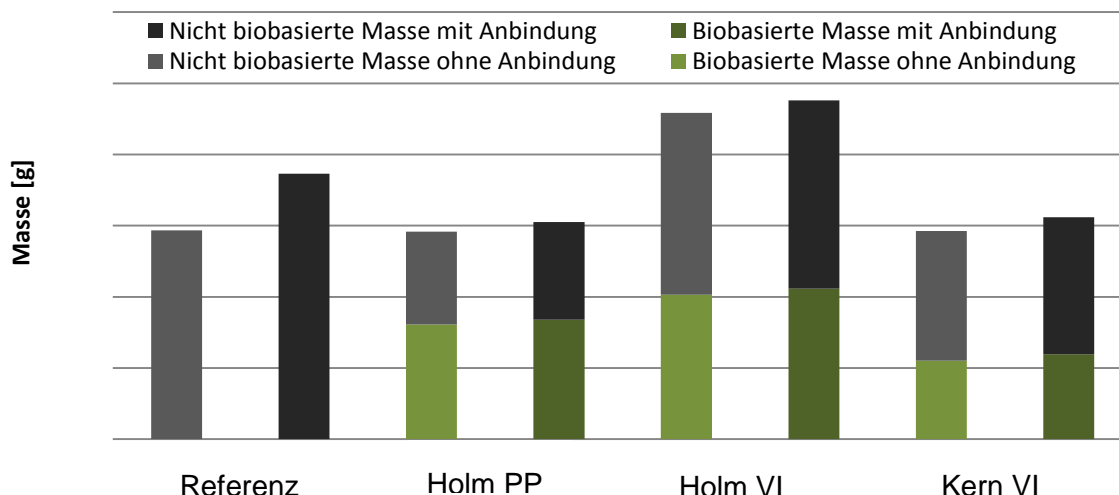
**Abbildung 24: Fotografische Darstellung aller verglichenen Höhenleitwerksversionen**

Da für die PP-Version keine Endkappen angefertigt wurden und der Anbindungsbereich nicht ausgestaltet wurde, werden in der folgenden Tabelle die Massen mit und ohne diese beiden Teile verglichen, wobei rechnerisch die Massen skaliert und entsprechende Anteile addiert bzw. subtrahiert wurden. Weiterhin wurden die Massen detailliert aufgeschlüsselt in biobasierte und nicht-biobasierte Massenanteile.

**Tabelle 14: Massenbilanz der verschiedenen Leitwerksversionen**

	Referenz	Holm PP	Holm VI	Kern VI
ohne Anbindungsbereiche und Endkappen auf 1300 mm skaliert				
	[%]	[%]	[%]	[%]
Carbon Faser	43%	7%	1%	2%
Flachsfaser	0%	49%	29%	29%
Epoxidharz nicht Bio	23%	34%	50%	39%
Epoxidharz Bio	0%	0%	12%	9%
Balsa	0%	6%	3%	0%
Schaumkern	33%	0%	0%	13%
Klebstoff	0%	4%	4%	8%
<b>Gesamt</b>	<b>100%</b>	<b>100%</b>	<b>100%</b>	<b>100%</b>
<b>Biobasierte Masse</b>	<b>0%</b>	<b>55%</b>	<b>44%</b>	<b>38%</b>
<b>Masse im Vergleich zur Referenz</b>	<b>0%</b>	<b>-0,6%</b>	<b>+56%</b>	<b>-0,3%</b>
mit Anbindungsbereichen und Endkappen auf 1300 mm skaliert				
Carbon Faser	61%	7%	1%	2%
Flachsfaser	0%	49%	30%	29%
Epoxidharz nicht Bio	33%	34%	50%	40%
Epoxidharz Bio	0%	0%	12%	9%
Balsa	0%	6%	3%	0%
Schaumkern	33%	0%	0%	12%
Klebstoff	0%	4%	4%	8%
<b>Gesamt</b>	<b>127%</b>	<b>100%</b>	<b>100%</b>	<b>100%</b>
<b>Biobasierte Masse</b>	<b>0%</b>	<b>55%</b>	<b>44%</b>	<b>38%</b>
<b>Masse im Vergleich zur Referenz</b>	<b>0%</b>	<b>-18%</b>	<b>+28%</b>	<b>-16%</b>

Eine Übersicht der Gesamtmassen und deren biobasierter Massenanteile ist im folgenden Diagramm dargestellt. Es zeigt sich, dass speziell die Ausgestaltung der Anbindung und der Seitenteile für die Massenreduktion relevant sind. Hierbei ist darauf hinzuweisen, dass die Version Holm PP mit Anbindung und Endkappen nur rechnerisch ermittelt wurde, hingegen Holm VI und Kern VI in der Version ohne Endkappen und Anbindung nur rechnerisch bestimmt wurden. Die Referenz ist in beiden Versionen skaliert.



### **Abbildung 25: Massenvergleich der Leitwerksversionen bzgl Gesamtmasse und biobasierter Masse**

Alles in allem lässt sich sagen, dass alle Versionen einen sehr viel höheren biobasierten Masseanteil aufweisen als die Referenz, was schließlich das Ziel dieses Vorhabens war. Weiterhin sind die Gesamtmassen der Versionen Holm PP und Kern VI 16-17 % geringer als die skalierte Gesamtmasse der Referenz. Speziell der Anbindungsbereich und die Endkappen tragen zu diesem Unterschied bei, während eine Betrachtung ohne diese zu etwa demselben Gewicht führt. An dieser Stelle muss allerdings darauf hingewiesen werden, dass das Referenzleitwerk mittlerweile auch in einer neuen, leichteren Version gefertigt wird, hier aber mit der zu Projektanfang bestehenden Konfiguration verglichen wurde.

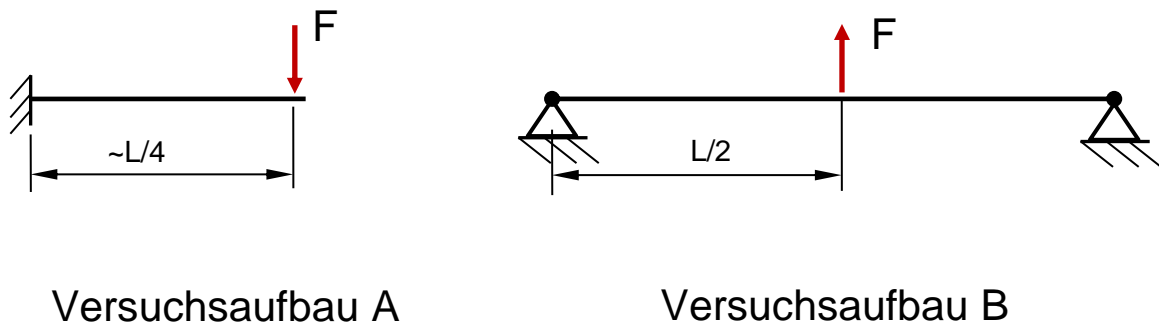
Da die Masse ein sehr kritischer Aspekt in der Luftfahrt ist, kann die Entwicklung eines Prototyps als erfolgreich angesehen werden. Der Zugewinn von 40-55% biobasiertem Masseanteil ist ein weiterer sehr positiver Aspekt, der den Projekterfolg unterstreicht.

Im Vergleich der beiden Fertigungsverfahren zeigt sich, dass sich bei einem Sandwich-Laminat in der Haut, so wie es in den Versionen Holm PP und Holm VI der Fall war, ein Prepreg-Autoklav-Verfahren anbietet, da hier der Balsakern in den Häuten im VARI Verfahren Harz ansammelt und somit das Gewicht signifikant erhöht.

Weiterhin konnte im VARI Verfahren ohne Sandwichhaut ein hoher Faservolumengehalt von über 50% erreicht werden, unter Verwendung eines 19% biobasierten Harzes (SUPERSAP INR INF). Damit ist der biobasierte Massenanteil in diesem Laminat bei knapp 62%. Damit ist der biobasierte Massenanteil genauso hoch wie im Prepreg Laminat, wobei hier kein biobasiertes Harz verwendet wurde aber der Fasermassenanteil selbst bereits bei 62% liegt. Daraus lässt sich schließen, dass die Fasermassenanteile im Prepreg leicht höher sind, dieser Unterschied aber durch ein teilweise biobasiertes Harzsystem hinsichtlich des gesamten biobasierten Masseanteils ausgeglichen kann. Hier zeigt das VARI mehr Potenzial durch andere Harzsysteme auf einen noch höheren biobasierten Masseanteil zu kommen. Andererseits könnten auch Prepregs mit teilweise biobasiertem Masseanteil auf den Markt kommen. Zusätzlich führt ein höherer Faservolumengehalt üblicherweise zu besseren strukturmechanischen Eigenschaften.

Weiterhin sollen die verschiedenen Versionen auf Steifigkeit und Ultimate Load getestet werden. Die für die berechnete, aerodynamische Ultimate Load wurde die resultierende Kraft an der Lagerung berechnet, die resultierende Prüflast greift also etwa im Schwerpunkt der Querkraftverteilung an. Die folgende Tabelle zeigt die getesteten Lasten und die zugehörige Verformung.

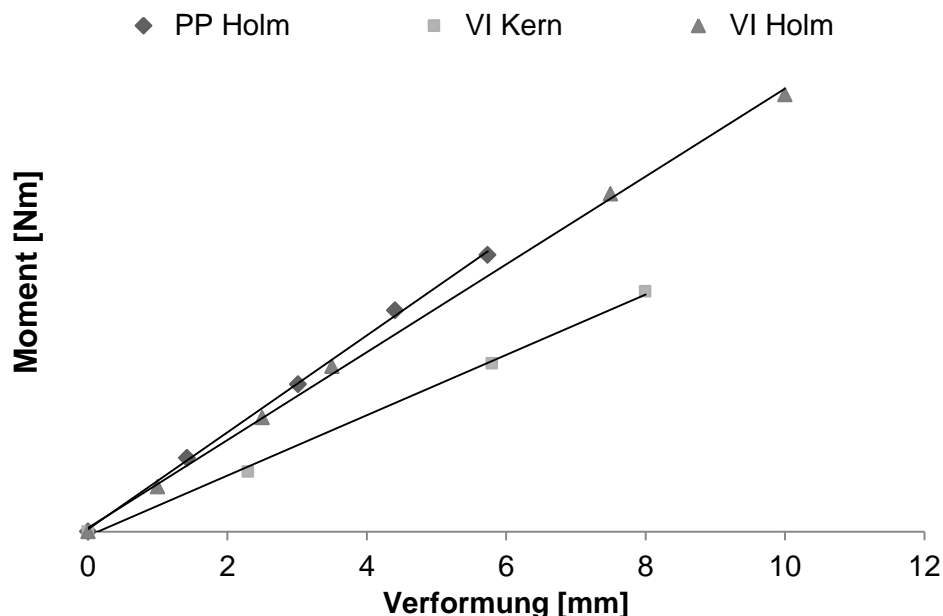
Aufgrund der unterschiedlichen Versuchskonzepte wie in Abbildung 26 dargestellt, wurde die Steifigkeit in Form der maximalen Verformung am Querschnitt  $x = L/4$  gegenüber des aufgetragenen Moments dargestellt. Es wurde die Holm PP Version mittels Versuchsaufbau A und beide VI Versionen mittels Versuchsaufbau B geprüft. Hier ist anzumerken, dass der VI-Versuchsaufbau durch eine statisch überbestimmte Lagerung wahrscheinlich eine zu hohe Steifigkeit induziert, speziell bei großen Verformungen.



**Abbildung 26: Schematischer Versuchsaufbau zur Bewertung der Steifigkeit der Leitwerksversionen A - Versuch für Holm PP B - Versuch für Holm und Kern VI**

Die „Kraft-Weg“ Verläufe der drei verschiedenen Leitwerksversionen sind in Abbildung 27 dargestellt. Die beiden Holm Versionen zeigen eine nahezu identische Steifigkeit, während die Kern VI Version eine deutlich geringere Steifigkeit aufweist.

Da die Lastanforderung der Limit Load bei einfachem Sicherheitsfaktor erreicht ist, haben alle Versionen diese Anforderung erfüllt. Die Ultimate Load, mit einem einkalkulierten Sicherheitsfaktor von 1,875 konnte nicht eindeutig von der VI Kern Version nachgewiesen werden, da hier die maximale Verformung durch den Versuchsaufbau begrenzt war. Da allerdings der Last von 85% der Ultimate Load ohne Schaden standgehalten wurde ist eine ausreichende Festigkeit wahrscheinlich. Dennoch zeichnete sich bereits bei dieser Last eine Beule im Hautfeld ab, ein Stabilitätsversagen bei ansteigenden Lasten ist also auch erkennbar.



**Abbildung 27: Steifigkeitsvergleich der drei Flachversionen, maximale Verformung im Bereich  $x \approx 285$  mm**

Da das Referenzleitwerk nicht mit der Spannweite und entsprechend auch nicht für diese Lasten ausgelegt war, stehen hier keine Vergleichswerte zur Verfügung. Der quantitativen Steifigkeitsanforderung (maximale Auslenkung von 10 mm bei sicherer Last) konnten die Leitwerke Holm PP und Holm VI genügen. Ebendiese Versionen konnten auch dem Ultimate Load Versuch standhalten. Alles in allem konnte gezeigt werden, dass es möglich ist ein Leitwerk ver-

gleichbarer Qualität aus einem hohen Anteil biobasierter Werkstoffe zu Fertigen. In Kombination der Bewertung von Masse und Strukturmechanik konnte allerdings nur das Leitwerk Holm PP konkurrenzfähige Eigenschaften erzielen.

### 6.5.7 Technischer Vergleich neuartiger Kabinentür mit der Referenz

Eine Kabinentür des Ultraleichtschraubers CoAX 2D wurde ebenfalls in diesem Projekt hinsichtlich eines höheren ressourcenschonenden Materialanteils neu ausgelegt. Dabei wurden verschiedene Versionen im Designprozess betrachtet und letztendlich wurde ein hybrides Design mit flächendeckendem Flachfaserverbund und lokalen Versteifungen mit Kohlefaserverbundwerkstoff als zielführend bestimmt. Dieses wurde anschließend mittels Prepreg Verfahren gefertigt und weiterhin optimiert für eine Version mittels Vakuuminfusionsverfahren.

Zu diesem Zeitpunkt sind lediglich die Versuche der Prepreg Version abgeschlossen, die Charakterisierung und Versuche der weiteren Version stehen noch aus. Zum Vergleich wurde eine Referenztür aus 200 g/m<sup>2</sup> CFK Gewebe gefertigt, welche hinsichtlich Masse und Steifigkeit mit der neuartigen Prepregversion verglichen wird. Eine fotografische Darstellung der Außenseiten beider Versionen ist in Abbildung 28 zu sehen.



**Abbildung 28: Fotos von der Außenseite der Kabinentürversionen Referenz und Hybrid PP**

Hier ist zu erwähnen, dass die Qualität der Außenschale zufriedenstellend, der Innenschale allerdings als unzureichend zu bewerten ist. Die komplexe Geometrie und die hohen erforderlichen Temperaturen haben sich für die Fertigung der neuen Version als hinderlich erwiesen, wodurch die hybride Version an einigen Stellen repariert werden musste und auch Harzsammlungen und Fehlstellen auftraten.

Die folgende Tabelle schlüsselt analog zur Bewertung der Leitwerke die Massenanteile der Kabinentüren auf. Hier konnte durch die Hybridisierung der biobasierte Massenanteil um 34% erhöht werden, allerdings ist auch die Gesamtmasse der hybriden Version um 34% höher. Dies lässt sich durch das grobmaschige Gewebe erklären, durch welches es notwendig war zusätzliche Harzfilmlagen zu dem Prepreg hinzuzufügen. Dadurch ist der Faservolumenanteil und resultierende biobasierte Massenanteil verhältnismäßig gering. Um hier ein besseres Ergebnis zu erzielen ist es notwendig ein dichteres Gewebe herzustellen.

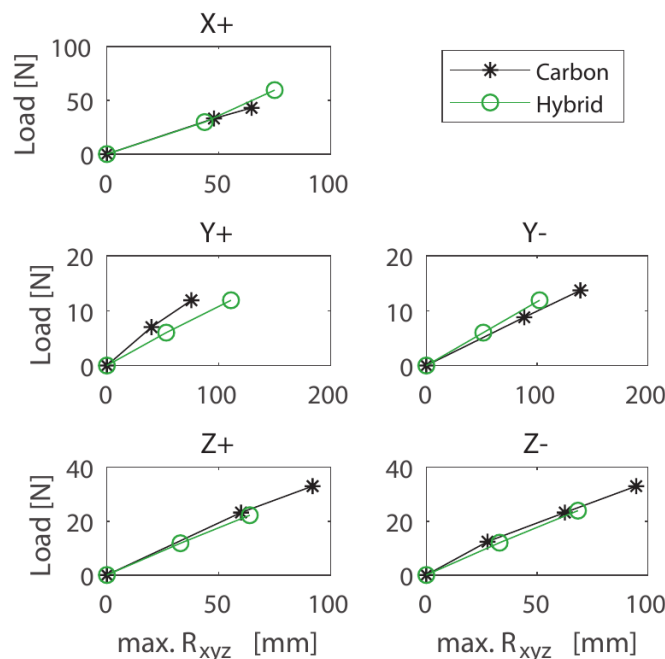
Um das Potenzial der Hybridisierung aufzuzeigen wurde dem Vergleich eine „Hybrid Ideal“ Version zugefügt. Die Werte basieren auf einem 45% Faservolumenanteil wie er nach Herstellerangaben für das Gewebe zu erreichen ist. Durch diese Verbesserung wäre eine Gewichtersparnis von 8,3% möglich, während der biobasierte Massenanteil auf 49% erhöht werden könnte.

**Tabelle 15: Gesamt- und biobasierte Massenanteile beider Kabinentürversionen**

	Referenz	Hybrid PP Real	Hybrid PP Ideal
	[%]	[%]	[%]
Kohlefaser	58%	4%	3%
Flachsfaser	0%	34%	49%
Epoxid	31%	54%	36%
Klebstoff	9%	7%	9%
Schaum	3%	2%	3%
<b>Gesamt</b>	<b>100%</b>	<b>100%</b>	<b>100%</b>
<b>Biobasierte Masse</b>	<b>0%</b>	<b>34%</b>	<b>49%</b>
<b>Masse im Vergleich zur Referenz</b>	<b>0%</b>	<b>+34%</b>	<b>-8,3%</b>

Zur Validierung der Auslegung wird nun die gefertigte Kabinentür hinsichtlich Steifigkeit bewertet. Da die erforderlichen Lasten aus dem Lastenheft nur im vielfachen g Bereich liegen und alle weiteren Anforderungen als „soll“ oder „kann“ definiert waren, wurde die hybride Version hinsichtlich dieser ausgelegt und getestet. Bei den weiteren Anforderungen wies auch die Referenztür große Verformungen auf, sodass hier die Anforderung derselben Steifigkeit wie die der Referenz gewählt wurde.

Die beiden Versionen wurden also mittels derselben Versuche bezüglich ihrer maximalen Auslenkungen verglichen, welche wiederum verwendet wurden um die Simulationen zu validieren die zur Verifikation der g-Lasten herangezogen wurden. Die folgende Darstellung zeigt die maximale Verformung beider Türen bei verschiedenen Belastungsrichtungen, Abbildung 29.



**Abbildung 29: Steifigkeitsvergleich zwischen Referenz (Carbon) und Hybrid PP Tür [58]**

Es zeigt sich, dass im Allgemeinen die Auslegung hinsichtlich derselben Steifigkeit erreicht wurde. In zwei Fällen (Y- und X+) war sogar die hybride Version steifer als die Referenz, in Z-Richtung waren beide Türen sehr ähnlich steif, lediglich in Y+ Richtung konnte die neue Version die Steifigkeit der Referenz nicht erreichen.

Die Verformungen konnten rechnerisch gut abgebildet werden und somit konnten die rechnerisch nachgewiesenen Anforderungen validiert werden. Weiterhin wurde auch hier eine Modalanalyse durchgeführt die hinsichtlich Dämpfung bewertet wurde. Die Ergebnisse werden [58] und in [53] genauer beschrieben.

## 6.6 Erarbeitung von Vorschlägen für weitere Einsatzmöglichkeiten

Für zukünftige Verwendungen werden die folgenden Empfehlungen getroffen. Unidirektional verstärkte Materialien sind Geweben vorzuziehen, hier wurden speziell in der Prepreg Fertigung überproportional bessere strukturmechanische Eigenschaften erreicht. Für die fertigungstechnisch unabdingbare Verwendung von Geweben wird das Vakuuminfusionsverfahren gleichermaßen empfohlen. Weiterhin ist eine vorteilige Anwendung nur in Kombination mit einem anwendungs- und naturfasergerechten Design möglich.

Die Hybridisierung mit lokalen Versteifungen wird als zielführend und bei belasteten Strukturen als unabdingbar gesehen. Nur so kann eine Gewichtserhöhung vermieden werden, da die gewichtsspezifischen Eigenschaften sich zu stark von denen der CFK Lamine unterscheiden. Weiterhin kann bei geringen Gewichtszunahmen im Bereich der Sport- und Freizeitfliegerei dennoch eine Steigerung der Ökoeffizienz erreicht werden. Bei kommerziell genutzten Fluggeräten allerdings, mit sehr hohen Auslastungsgraden, geht eine Gewichtssteigerung mit einer signifikanten Erhöhung von Emissionen im operationellen Leben einher, wodurch die Einsparungen in der Herstellung bereits nach wenigen Jahren übertroffen werden.

Somit ist die Empfehlung für Verwendungen in naher Zukunft im Bereich der Sport- und Freizeitfliegerei anzusiedeln. Da auch hier die Kostenersparnis in der Herstellung in einer anderen Relation zu den operationellen Kosten steht. Weiterhin wird die Dämpfung als eine sehr positive Eigenschaft gesehen, wodurch das Anwendungsgebiet im Bereich von propeller- und rotorgetriebenen Maschinen als vorteilig eingestuft wird.

Das heißt zukünftige Verwendungen bei welchen der Einsatz von Naturfaserverbunden mit großem Potenzial zu bewerten ist weisen eine Kombination folgender Eigenschaften auf:

- Vibrationsbeanspruchte Bauteile
- Bauteile hoher Materialkosten
- Bauteile ebener oder einfach gekrümmter Geometrien (die den Einsatz von UD Material ermöglichen)
- Gering belastete Bauteile
- Witterungstechnisch geschützte Bauteile

Eine Liste beispielhafter Einsatzbereiche am CoAX 2D mit aktualisierter Bewertungsmatrix ist auf der nächsten Seite abgebildet. Im Vergleich der beiden Bauteile Kabinentür und Höhenleitwerk, konnten mit dem Höhenleitwerk bessere Ergebnisse erzielt werden als mit der Kabinentür.

Für zukünftige Zusammenarbeiten in diesem Bereich wird eine Anwendung in einem weiteren Höhenleitwerk mit einem Industriepartner angestrebt. Für die Kabinentür ist noch aufbauende Forschung nötig, hier wird eine weitere Zusammenarbeit im bestehenden Konsortium angestrebt.








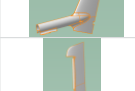



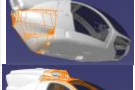





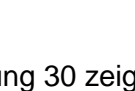
Bauteile	Kriterien	Übertragung von Lasten	benötigte thermische Isolierung	benötigte akustische Isolierung	benötigte mechanische Dämpfung	Beitrag zum Leergewicht	Materialvolumen / Kosten	Flächiges Bauteil	Komplexität der Krümmungen	Witterungseinflüsse	Sum.
Bewertung vorteilig wenn		Gering	Hoch	Hoch	Hoch	Gering	Hoch	Hoch	Gering	Gering	
	Gewichtung	5	3	4	6	3	3	3	7	2	
Rotorblatt		1	1	1	5	1	5	1	4	0	91
Rahmen-gestell		1	1	1	5	1	5	0	1	5	77
Landewerk		2	0	0	4	3	3	0	2	0	66
Heck-ausleger		2	0	0	5	3	3	5	5	1	110
Höhen-leitwerk		3	0	0	5	4	2	5	5	1	115
Heck-verbinding		3	0	0	5	4	2	5	5	1	115
Seiten-leitwerk		3	0	0	4	5	1	5	5	1	109
Instrumenten-pilz		4	1	2	4	3	3	5	2	5	112
Türen		4	4	4	4	2	4	4	1	1	111
Zellen-verkleidung oben hinten		5	2	3	2	4	2	5	3	0	109
Zellen-verkleidung unten hinten		5	2	3	2	4	2	5	3	1	111
Zellenfront		2	4	4	5	5	1	4	1	1	107
Zellenboden		5	2	3	2	3	3	5	3	1	111
Sitze		1	2	3	4	4	1	5	5	5	122
runde Abdeckung		5	0	0	0	5	1	4	4	1	85
setiliche Verkleidung Armatur		5	0	1	1	5	1	5	5	5	113

Abbildung 30: Bewertungsmatrix anhand gewonnener Ergebnisse

In Abbildung 30 zeigt sich neben der guten Bewertung von aerodynamischen Flächen auch die Hervorhebung der Sitzplatten als geeignet für die Anwendung von FFK. Hier ist speziell die Dämpfungsanforderung in Zusammenspiel mit der geringen Komplexität vorteilig. Weiterhin können die Kabinenstrukturen hohe Punktzahlen erreichen. Das Kriterium „Witterungseinflüsse“ wird derzeit noch als kritisch bewertet, kann aber in naher Zukunft gelöst werden wodurch die geringen Bewertungen vieler Bauteile sich ändern würden.

Diese Bewertungsmatrix wird auch für die Bewertung von Bauteilen anderer Fluggeräte empfohlen, die Ergebnisse werden wahrscheinlich ähnlich ausfallen, innenliegende, einfache Bauteile mit Dämpfungsanforderung werden hier als geeignet für die Substitution durch Flachsfasern bewertet.

## 6.7 Zusammenfassung der Ergebnisse

Im Rahmen des Verbundvorhabens wurden zwei Hubschrauberstrukturen ausgewählt, eine Verkleidungsstruktur und eine aerodynamische Fläche. Diese sollten als repräsentative Musterbauteile zur Demonstration und zur Evaluierung des Technologiekonzepts dienen, wobei zunächst nur ein Demonstrator für dieses Vorhaben angedacht war. Die beiden geeignetsten Bauteile wurden mithilfe einer Bewertungsmatrix ausgewählt, wobei alle Bauteile des Ultraleichtschraubers CoAX 2D in Betracht gezogen wurden. Dieser Hubschrauber wurde als Versuchsträger ausgewählt, da dieser mit dem Kontext der weniger umfangreichen Zulassungsanforderung und Betriebsstunden pro Jahr, sowie der guten Kontakte zum Hersteller als geeignet identifiziert wurden. Daraus wurden die Bauteile Kabinentür und Höhenleitwerk ausgewählt.

Ziel des Teilvorhabens der TUM ist es die Technologie, bestehende NFK, mit in der Luftfahrt etablierten Materialien in Verbundbauweise, durch Nutzung der jeweiligen Vor- und Nachteile, anforderungsspezifisch auszulegen und einzusetzen. Die TUM erarbeitete die luftfahrtspezifischen Anforderungen an die Werkstoffe, sowie repräsentativen Hubschrauberbauteile, die für den Einsatz von Bio-Materialien in Betracht kommen. Dabei wurden bekannte Zulassungskriterien zur Qualifikation von konventionellen Faserverbundwerkstoffen berücksichtigt, sowie Prüfhinweise welche die spezifischen Eigenschaften von Naturfaserverbunden berücksichtigen, gegeben. Weiterhin werden Prüfungen vorgeschlagen, die eine vorteilige Leistungsfähigkeit der Strukturen aus NFK aufzeigen könnten.

Die Definition der Lasten und Lastszenarien wurde auf Basis der Anforderungen an die Bauteile in der entsprechenden Zulassung LTF-ULH ausgewählt. Weiterhin wurden unter Rücksprache mit der Industrie und Experten weitere mögliche Lastszenarien ausgewählt. Wobei diese nicht unbedingt zu erfüllen waren, sondern lediglich der Bewertung der Bauteile dienen. Für das Höhenleitwerk wurde der maximale Vorwärtsflug mit zusätzlicher Böe von 10 m/s als Auslegungslastfall definiert, hierzu sollten Limit Load und Ultimate Load Nachweise durchgeführt werden. Die Kabinentür musste den Manöver- und Notlandelasten standhalten, die beide in Form von mehrfachen g-Belastungen auftreten. Diese stellten sich als nicht kritisch heraus, daraufhin wurde die Steifigkeit der Referenztür als Auslegungskriterium gewählt.

Für die Auslegung mit Flachsfaserverbund und anderen Naturfaserwerkstoffen ist eine Berücksichtigung des nichtlinearen Spannungs-Dehnungs-Verhaltens notwendig. Die Werkstoffe zeigen eine signifikante Steifigkeitsreduktion, die wahrscheinlich durch ein Zellversagen der Fasern selbst induziert wird. Die Steifigkeitsreduktion kann in Form einer Streckgrenze bei der Auslegung berücksichtigt werden.

Der Entwurf der beiden Luftfahrtstrukturen geschah auf Basis der bisher verwendeten Referenz. Dabei wurden diese zunächst modelliert und untersucht. Anschließend wurden die Geometrien bezüglich der Verwendung von NFK neu gestaltet, wobei neue Bauweisen in hybrider Ausführung gewählt wurden. Für das Höhenleitwerk bedeutete dies eine Holmbauweise anstelle einer Vollkernbauweise. Dabei wurde CFK verwendet um die Biegelasten aufzunehmen, die Häute und der Schubsteg konnten mit Flachsbalsa Sandwich realisiert werden. Bei der Kabinentür wurde die Außengeometrie identisch gelassen, die innere, versteifende Geometrie wurde hinsichtlich eines höheren Flächenträgheitsmoments angepasst. Weiterhin wurden stark belastete Bereiche identifiziert und mit dem Einsatz lokaler CFK Lagen versteift. Beide Auslegungen wurden dem Konsortialpartner für eine weiterführende Optimierung in Form des CAD Flächenmodells und des FEM Rechenmodells weitergegeben.

Die letztendlich gefertigten und getesteten Strukturen, die jeweils eine Referenz und eine oder mehrere neuartige Versionen umfassten, wurden hinsichtlich Massen, Steifigkeit und Festigkeit gegenübergestellt. Dabei zeigte sich, dass für beide Bauteile die Anforderungen an die Festigkeit und Steifigkeit von mindestens einer Version erfüllt werden konnten, bei gleichzeitig signifikanter Steigerung des biobasierten Massenanteils. Massentechnisch waren zwei von drei Leitwerksversionen konkurrenzfähig, während die Kabinentür eine weit höhere Masse aufwies, die sich auf das Fertigungsverfahren der Flachfasergewebe zurückführen ließ. Dies müsste verbessert werden um einen höheren Faservolumengehalt zu erreichen und konkurrenzfähig zu werden. Die Bewertung einer VARI Tür steht noch aus und wird durch den Konsortialpartner TUC-IST durchgeführt.

Neben der Bewertung der gefertigten Strukturen konnte noch gezeigt werden, dass die starke Hydrophilie von Flachfasern und wahrscheinlich auch von anderen Naturfasern weitergehend untersucht werden muss. Weitere Untersuchungen bezüglich des Versagensverhaltens von Hybriden und der Berücksichtigung der Nichtlinearitäten stehen ebenfalls noch aus. Auch das Verhalten hinsichtlich Systemumfeld und Umwelt konnte nur in sehr geringem Umfang abgedeckt werden. Bezüglich des Brandverhaltens hingegen wurden Additive gefunden, die eine luftfahrttaugliche Einstufung des hybriden Materials ermöglichen und gleichzeitig die mechanischen Eigenschaften nicht signifikant beeinflussen

Für die Bewertung von weiteren Einsatzmöglichkeiten wurden Empfehlungen zusammengestellt. Dabei konnte die Anwendung von UD Material als strukturmechanisch überlegen gegenüber Geweben gezeigt werden. Daher wurde zunächst für weitere Einsatzmöglichkeiten das Kriterium der maximal eindimensionalen Krümmung eingeführt. Weiterhin konnte die bessere Dämpfung im Vergleich zu konventionellem Material nachgewiesen werden und wird als vorteilig eingestuft. Eine signifikante Verringerung des Gewichts konnte nicht erreicht werden, es ist eher möglich ein vergleichbares Gewicht durch eine gezielte Auslegung zu erreichen. Da aber auch die geringeren Kosten einen Vorteil bringen, werden hier gering belastete Bauteile hohen Materialeinsatzes empfohlen. Weiterhin wird die Anwendung zu derzeitigem Stand eher für die Freizeit- und Sportfliegerei empfohlen als für kommerziell genutzte Fluggeräte. Hier spielt die hohe Anzahl an jährlichen Betriebsstunden eine große Rolle und die Energieeinsparnisse in der Herstellung werden bei höherem Gewicht schnell durch den erhöhten Verbrauch in der Nutzungsphase zu Nichte gemacht.

## 7 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Die beantragten Mittel wurden gemäß der Planung erfolgreich eingesetzt und für die entsprechenden eingeplanten Positionen verwendet. Der Gesamtbedarf wurde mit 98% an Personalkosten und 2% Reisekosten geplant. Der tatsächliche Gesamtbedarf lag über der geplanten Summe. Zusätzliche Kosten an Material, Personal und Reisekosten entstanden allerdings nur in geringem Umfang und konnten durch eigene Mittel ausgeglichen werden. Es waren weder Umwidmungen nötig, noch wurden Unteraufträge geplant oder vergeben. Die Abrechnung der Kosten erfolgte durch den Lehrstuhl selbst und wurde abschließend durch die kaufmännische Abteilung der TUM geprüft. Die Einzelpositionen und genauen Beträge sind im Erfolgskontrollbericht enthalten, der nicht öffentlich zugänglich ist.

## 8 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die Untersuchung der Anwendung von naturfaserverstärkten Kunststoffen in (Ultraleicht-)Hubschraubern ist zu diesem Zeitpunkt noch Pionierarbeit. Der generelle Trend zur „grüneren“ Herstellung und der Berücksichtigung von ökologischen Einflüssen jeglicher Technologien auf die Umwelt ist auch in der Luftfahrt zu spüren. Allerdings ist die Luftfahrtbranche aufgrund der hohen Sicherheitsanforderungen, bei welchen jegliche Prozesse und Entwicklungen einer strengen Qualitätsüberwachung unterliegen, eher träge im Vergleich zu anderen Transportmittel-Branchen.

Daher konnten die in diesem Rahmen durchgeführten Arbeiten auf wenig vorangegangenes aufbauen und das TRL der Anwendung von naturfaserverstärkten Kunststoffen in der Luftfahrt ist noch sehr gering. Somit war die Abschätzung und Zusammenfassung der wichtigsten Prüfhinweise zur Anwendung in der Luftfahrt, die von TUM-HT in diesem Projekt durchgeführt wurden, in jedem Fall notwendig. Der Umfang für eine vollständige Qualifikation des Materials wäre sehr groß gewesen, wodurch eine Zusammenfassung von Empfehlungen und luftfahrtrelevanten Richtlinien als Angemessen gesehen wurde. Weiterhin verfügt TUM-HT als wissenschaftliches Institut nicht über die Rechte einer Zulassungsbehörde, die für eine Materialqualifikation entsprechend der Anwendung in jedem Fall und hinzuzuziehen ist.

Das nächste Arbeitspaket, die Auslegung und Dimensionierung der Bauteile, fokussierte sich ebenfalls auf eine zielorientierte Arbeitsweise. Somit wurden hier bekannte konventionelle Konzepte auf die Anwendbarkeit des neuartigen Werkstoffs untersucht. Dabei wurde versucht bei Materialien die neben Flachfaserverbunden verwendet wurden, wie Balsa und CFK, Werkstoffe zu verwenden die bereits Anwendung in der Luftfahrt finden. Somit konnte das Risiko des an sich sehr risikoreichen Forschungsvorhabens etwas reduziert werden, was als notwendig und angemessen eingestuft wurde.

Im letzten Arbeitsanteil von TUM-HT, der technischen Bewertung, wurden die erlangten Erkenntnisse zusammengefasst und im Sinne der anfangs festgehaltenen Luftfahrtanforderungen bewertet. Hierbei wurde festgestellt, dass die Anwendung von Naturfaserverbunden noch weiterer Forschungsarbeit bedarf, da nicht alle vorgeschlagenen und nicht alle notwendigen Prüfungen abgedeckt werden konnten. Als Vorschläge für weitere Anwendungen wurden Hinweise gegeben, die auch anderen Forschungseinrichtungen dienlich sein können.

Neben den geplanten Arbeitspaketen wurde auch eine Vielzahl an Untersuchungen mit Naturfaserverstärktem Prepreg-Material bei TUM-HT durchgeführt. Diese Arbeiten werden ebenfalls als projektdienlich gesehen, da der Umfang um eine Fertigungstechnik erweitert werden konnte. Dadurch konnte ein größerer Teil der luftfahrtrelevanten Anforderungen untersucht und analysiert werden. Da diese Arbeiten in verschiedener Form veröffentlicht wurden und somit auch der Verwertung des Projektes dienten, wurde die Durchführung nicht als unbedingt notwendig aber dennoch als angemessen gesehen um das übergeordnete Vorhabenziel zu erreichen.

## 9 Nutzen und Verwertbarkeit

Bereits während des Vorhabens konnten das erlangte Wissen und die Erkenntnisse der durchgeführten Arbeiten in die Lehre und somit Aus- und Weiterbildung von Studierenden einfließen. Dies geschah sowohl im Rahmen der Vorlesung, Übung und des Praktikums „Leichtbau“ als auch durch eine Vielzahl an Studienarbeiten. Weiterhin ist das Thema Naturfaser-Composites auch für den TUM internen Lehrstuhl für Carbon Composites interessant und soll in den kommenden Vorlesungen „Faser, Matrix- und Verbundwerkstoffe mit ihren Eigenschaften“ beinhaltet sein, dazu wurden nun erlangte Kenntnisse weitergegeben. Auch mit dem Lehrstuhl für Leichtbau und Produktentwicklung der TUM wurde ein reger Austausch gepflegt und es wurden Naturfaser-Prepreg Werkstoffe neben konventionellen Werkstoffen im Praktikum „Faserverbundwerkstoffe“ den Studierenden nahegebracht.

Neben der Verwertung in der Lehre konnten die Ergebnisse auch mit der Fachöffentlichkeit ausgetauscht werden. Die entstandenen Veröffentlichungen sind in Kapitel 11 aufgelistet, wobei ein Großteil der Ergebnisse auf Fachtagungen vorgestellt wurde, dadurch konnte ein gewinnbringender Austausch gewährleistet werden.

In 2017 wurden im Rahmen des Projektes Crashversuche in Zusammenarbeit mit dem Institute for Advanced Fibro Science des Kyoto Institute of Technology durchgeführt. Hierbei konnte auf das Fachwissen des Instituts im Bereich Faserverbundwerkstoffe zurückgegriffen werden, sowie ein Grundstein für zukünftige Kooperationen gelegt werden. Weiterhin wurde die Projektidee als solche, die Nachhaltigkeit von Faserverbundstrukturen zu stärken, international vertreten, unter anderem bei der Fachkonferenz „3rd Joint Turkey-Japan Workshop on Polymeric Composites“.

Weiterhin wurden in 2018 Versuche in Kooperation mit dem Institut für Verbundwerkstoffe GmbH Kaiserslautern durchgeführt. Diese führten ebenfalls zu einer gemeinsamen Veröffentlichung auf der ECCM 2018. Das IVW bekundete auch Interesse an weiteren Zusammenarbeiten mit TUM-HT in diesem Bereich, wodurch die zukünftige Verwertung und Nutzbarkeit ermöglicht werden könnte.

Da eine Vielzahl an Interessensbekundungen zur Zusammenarbeit auf diesem Gebiet entstanden sind, konnte nicht mit jedem einzelnen eine direkte und verbindliche Verwertung und weitere Zusammenarbeit vereinbart werden. Dennoch konnte ein Forschungsvorhaben in Korrelation zu InteReSt in 2018 unter LUFO-V3 begonnen werden: Eco-Draft. Dieses Vorhaben befasst sich mit der Modellierung der Nachhaltigkeit verschiedener Drehflügler, teilweise unter Berücksichtigung der in der Herstellung verwendeten Materialien. Hier wurde ein gemeinsames Paper beim VFS Forum 2019 publiziert.

Die Ergebnisse des Vorhabens wurden 2019 auf der AERO-Expo in Friedrichshafen im Rahmen eines Vortrags vorgestellt. Hier nehmen eine Vielzahl nationaler und internationaler Luftfahrtunternehmen teil. Speziell kleinere Fluggeräte werden hier häufig präsentiert, für die die Anwendung von FFK von besonderem Interesse ist.

Weiterhin konnte die Eigenschaft des stark dämpfenden Leitwerks ebenfalls das Interesse von AHD wecken. Hier wurde ein gemeinsames Vorhaben für den LUFO-VI 1 Call eingereicht, was mit Beginn in 2020 umgesetzt werden soll. Dabei sollen verschiedene Methoden zur Schwingungsreduktion in einem Höhenleitwerk untersucht werden.

Ebenfalls in der LUFO-VI 1 Runde wurde das Folgevorhaben InteReSt II in derselben Konstellation angestoßen. Hier soll speziell auf die Versagensmechanismen von Flachs-Kohle-Hybriden eingegangen werden, sowie auf die umweltbedingten Einflüsse auf Flachs-Composites, wozu auch ein Konzept zum wirksamen Schutz vor solchen Witterungseinflüssen erarbeitet werden soll. Hier ist der Beginn ebenfalls für 2020 avisiert.

## 10 Fortschritt bei anderen Stellen

Zu Flachsfaserverbunden wird derzeit viel geforscht und veröffentlicht, meist auf eher grundlegender Ebene, etwa zu Faser-Matrix Kombinationen und der Faser selbst. Somit konnte im Rahmen des Vorhabens gut auf Erkenntnisse anderer Stellen aufgebaut werden. Die konkrete Anwendung in Hubschraubern wird nur selten aufgegriffen.

So zeigten auch andere Stellen, dass Flachs- und andere Naturfasern einen nichtlinearen Spannungs-Dehnungs-Verlauf aufweisen [28], [71], [84], [85]. Dabei wurden auch die Ursachen dieses Verhaltens untersucht. Dieses Verhalten sollte vollumfänglich verstanden und kontrolliert werden können bevor eine Anwendung in der Luftfahrt möglich ist.

Kurz vor Beginn der Vorhabenslaufzeit veröffentlichte der Hersteller der Flachsfasergelege Lineo einen Artikel indem beschrieben wurde, dass das Prepreg T-UD mit zusätzlichem feuerhemmenden Mittel als „self-extinguishing“ nach (FAR25-853a) getestet werden konnte [86]. Da dabei aber keine Details zur Art des feuerhemmenden Mittels und dessen Umwelteinflüssen gegeben wurde, wurden die in InteReSt geplanten Versuche weiterhin wie geplant durchgeführt.

Flachs Composites werden auch vielseitig auf deren naturfaserspezifischen hygrophilen Eigenschaften geprüft. Hier hat bspw. Herr Antoine Le Duigou mehrere Veröffentlichungen zu hygro-morphen Strukturen in welchen das Quellverhalten von Naturfasern vorteilig eingesetzt werden soll [41], [42], [87], [88]. Im Vorhaben InteReSt wurde eher versucht Methoden zu finden dieses Verhalten zu unterbinden.

Die Idee Flachsfaserverbunde durch den Einsatz von CFK Versteifungen zu hybridisieren, verbessern und weiterzuentwickeln wird ebenfalls von anderen Forschern aufgegriffen [44], [66], [89], [90]. Dabei werden Untersuchungen zu strukturmechanischen Eigenschaften aber auch zu Impact und Dämpfung durchgeführt.

Diese Zusammenstellung umfasst nur einen kleinen Bereich der derzeit aktiven Forschungen im Bereich Naturfaserverbunde, speziell Flachsfaserverbunde. Daher wird hier auf einschlägige Review-Paper verwiesen, die wiederum Forschungen in verschiedenen Bereichen zitieren [36], [46], [48], [63], [91], [92]. Hingegen die Betrachtung für den Einsatz von Flachs für die aktuellen Anwendungsbereiche in der Luftfahrt wurden nur in geringem Maße bis gar nicht untersucht [11], [93]–[95]. Daher wird der spezielle Einsatzbereich der Ultraleicht-hubschrauber als Teildisziplin der Luftfahrt für die Anwendung von Flachsfaserverbunden immer noch nahezu einzigartig eingestuft. Weiterhin wird auch das Forschungsgebiet als so neuartig eingestuft, dass ähnliche Forschungsarbeiten die Durchführung und den Gewinn neuer Erkenntnisse kaum beeinflussen würden.

Weiterhin ist die Publikation des Buches „Sustainable composites for aerospace applications“, von Mohammad Jawaid Ende 2018 erfolgt, welches konkret den Forschungsinhalt aufgreift und hier diverse Forschungsarbeiten referenziert.

## 11 Erfolgte und geplante Veröffentlichungen der Ergebnisse

Ein Großteil der Ergebnisse wurde auf verschiedenen Konferenzen und durch Paper veröffentlicht und vorgestellt. Generell wurde das Thema von der Luftfahrtindustrie sehr interessiert aufgenommen, da hier noch wenig Kenntnis über das neuartige Material besteht. Auf Composite-Fachtagungen ordneten sich die Ergebnisse in eine Vielzahl an Vorträgen zu Flachs- und anderen Naturfaserverbunden ein. Was aber die hohe Aktualität des Themas und das große Forschungsinteresse und sowie den bestehenden Bedarf aufzeigt.

Die Veröffentlichungen die im Rahmen des Vorhabens entstanden sind und TUM-HT als Autor mitaufgeführt wurde sind im Folgenden aufgelistet. Es entsteht auch eine Dissertation aus dem Forschungsprojekt die voraussichtlich in 2020 veröffentlicht wird.

### Veröffentlichungen

- DLRK2016 R. Rinberg, R. Svidler, M. Klaerner, L. Kroll, K. Strohrmann, M. Hajek, H.J. Endres, Anwendungspotenzial von naturbasierten hybriden Leichtbaustrukturen in der Luftfahrt, DLRK 2016, 2016
- TJW2017 K. Strohrmann, H. Hamada, M. Hajek, Crashworthiness of hybrid carbon and flax tubes for aerospace applications, 3rd Joint Turkey-Japan Workshop on Polymeric Composite Materials, Kyoto Institute of Technology, Japan, 2017
- DLRK2017 K. Strohrmann, J. Blaut, C. Panescu, H.-J. Endres, R. Svidler, M. Hajek, "Impact Damage Behavior and Non-Destructive Inspection Methods of Thin Hybrid Carbon-Flax Laminates", Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2017, Munich, 2017
- ECCM2018 K. Strohrmann, S. Schmeer, G. Fortin, H. Hamada, M. Hajek, "Crashworthiness Characteristics of Carbon-Flax Composite Tubes for Aerospace Applications", ECCM18 - 18th European Conference on Composite Materials, 2018
- JMSC2018 K. Strohrmann and M. Hajek, "Bilinear Approach to Tensile Properties of Flax Composites in Finite Element Analyses," *J. Mater. Sci.*, vol. 54, pp. 1409–1421, 2019. DOI: 10.1007/s10853-018-2912-1
- STB2018 K. Strohrmann, "Insight on Flax Fiber and Hybrid Composites in Helicopter Structures", NATO STB Meeting, September 2018, Edinburgh, Scotland
- AIAA2019 K. Strohrmann, Hajek, M., "An Eco-Efficient Helicopter Tailplane Hybridized from Flax, Balsa and Carbon", AIAA SciTech 2019, San Diego, California, USA, 2019
- AHS2019 K. Strohrmann, N. André, M. Hajek, "Hybrid Natural Fiber Composites in a Helicopter Cabin Door – Mechanical Properties and Ecological Efficiency", VFS Forum 2019, Philadelphia, USA, 2019
- THESIS2020 K. Strohrmann, "Biocomposites in Helicopter Structures on the Example of Flax and its Hybrids", PhD Thesis, Technical University of Munich, Stand 31.05.2019: geplante veröffentlichung in 2020.

## 12 Abbildungs- und Tabellenverzeichnis

### Abbildungen

Abbildung 1: Strukturplan aus Vorhabensbeschreibung .....	11
Abbildung 2: Netzplan aus Vorhabensbeschreibung .....	12
Abbildung 3: Zeitplan aus Vorhabensbeschreibung.....	13
Abbildung 4: Bewertungsmatrix des Konzeptdemonstrators.....	18
Abbildung 5: Ausgewählte repräsentative Bauteile des CoAX 2D, Höhenleitwerk (links) und Kabinentür (rechts) .....	19
Abbildung 6: Legende zur Anforderungsformulierung.....	21
Abbildung 7: Kraftvektoren auf Höhenleitwerksmodell in xflr5.....	31
Abbildung 8: Konzeptioneller Aufbau der Holmbauweise, (Hintergrundskizze von Eurocopter Tiger).....	32
Abbildung 9: Versagenskriterien unter Belastung des aerodynamischen Drucks mit Sicherheitsfaktor 1,875 während des Auslegungsprozesses (oben) und bei der finalen Auslegung (unten) .....	33
Abbildung 10: Fotografie der gefertigten Referenztür im Versuchsaufbau für den statischen Verformungstest (oben) und Auswertung aus statischer Belastung durch Photogrammetrie und FEM (unten) [55].....	35
Abbildung 11: Vergleich der Messung (blau) und der FE-Rechnung (schwarz) [55] .....	36
Abbildung 12: Auswertung der Schwingform der zweiten Mode aus der experimentellen Modalanalyse (oben) und der FE Berechnung (unten) [55].....	37
Abbildung 13 Modenvergleich durch MAC-Matrix gemittelt aus 12 Sensorpositionen (rechts) [55] .....	38
Abbildung 14: Untersuchung der Zellenaerodynamik mit CFD (Q iso Fläche mit Darstellung des Druckbeiwertes $C_p$ ) [60].....	38
Abbildung 15: Erhöhung der Biegesteifigkeit eines Holmprofils der Kabinentür in Catia V5 [54]	39
Abbildung 16: Gegenüberstellung der verschiedenen Konfigurationen hinsichtlich des biobasierten Masseanteils (grün) und des Gesamtgewichts (schwarz), modifiziert aus [54] und [58] .....	40
Abbildung 17: Modell der Kabinentür in ANSYS 17.2 mit Bereichen lokaler Versteifungen (grün) (links) und importierte Drucklast bei schnellem Vorwärtsflug (rechts), modifiziert aus [54]	41
Abbildung 18: Gesamtübersicht der 112 bewerteten Anforderungen der Lastenhefte .....	42
Abbildung 19: Flachsfaserdurchmesser und Carbonfaserdurchmesser im Schliffbild .....	46
Abbildung 20: Massezunahme durch Immersion in destilliertes Wasser für $[0_{F,2}/90_{F,2}]$ .....	51
Abbildung 21: Massezunahme durch Immersion in destilliertes Wasser mit und ohne Harzfilm-Schutzschichten .....	52
Abbildung 22: Klimaprofil nach DIN EN 60068-2-38 [81] .....	52
Abbildung 23: Feuchteaufnahme nach 14 und 28 Tagen Bewitterung [81] .....	53
Abbildung 24: Fotografische Darstellung aller verglichenen Höhenleitwerksversionen .....	57
Abbildung 25: Massenvergleich der Leitwerksversionen bzgl Gesamtmasse und biobasierter Masse.....	59



Abbildung 26: Schematischer Versuchsaufbau zur Bewertung der Steifigkeit der Leitwerksversionen A - Versuch für Holm PP B - Versuch für Holm und Kern VI .....	60
Abbildung 27: Steifigkeitsvergleich der drei Flachsversionen, maximale Verformung im Bereich $x \approx 285$ mm .....	60
Abbildung 28: Fotos von der Außenseite der Kabinentürversionen Referenz und Hybrid PP .....	61
Abbildung 29: Steifigkeitsvergleich zwischen Referenz (Carbon) und Hybrid PP Tür .....	62
Abbildung 30: Bewertungsmatrix anhand gewonnener Ergebnisse .....	64

## Tabellen

Tabelle 1: Rauchgaskomponentenlimits nach Hersteller [49] .....	25
Tabelle 2: Umwelanforderungen an das Material .....	25
Tabelle 3: Temperaturkonditionierung - Kernmaterial .....	26
Tabelle 4: Prüfpilze nach ATCC .....	28
Tabelle 5: Resistenz gegen Luftfahrtflüssigkeiten - Kernmaterial .....	28
Tabelle 6: Elektrische Eigenschaften, Übersicht bei Glasfaserlaminat .....	29
Tabelle 7: Übersicht der experimentell bestimmten Zug-E-Moduln verschiedener Faser-Matrix Kombinationen .....	44
Tabelle 8: Übersicht der experimentell bestimmten Zugfestigkeiten verschiedener Faser-Matrix Kombinationen .....	44
Tabelle 9: Übersicht der experimentell bestimmten maximaler Dehnungen verschiedener Faser-Matrix Kombinationen .....	44
Tabelle 10: Übersicht ausgewählter Kennwerte der verschiedenen Zugversuche .....	47
Tabelle 11: Übersicht möglicher Prüfungen zur Bewertung des Brandverhaltens hinsichtlich Luftfahrttauglichkeit .....	54
Tabelle 12: Vor und Nachteile der verwendeten Flammschutzmittel aus [82] .....	55
Tabelle 13: Höhenleitwerksversionen die gefertigt wurden und bewertet werden .....	56
Tabelle 14: Massenbilanz der verschiedenen Leitwerksversionen .....	58
Tabelle 15: Gesamt- und biobasierte Massenanteile beider Kabinentürversionen .....	62

### 13 Literatur

- [1] Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, "Vorhabenbeschreibung TUM Partnerantrag - Funktionsintegrative und ressourcenschonende Leichtbaustruktur für die Luftfahrt - InteReSt – Spezifikation und Bauteilgestaltung." Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, Technische Universität München, Garching, 2016.
- [2] A. Barth, R. Feil, K. Kondak, and M. Hajek, "Conceptual study for an autonomous rotorcraft for extreme altitudes," in *40th European Rotorcraft Forum*, 2014.
- [3] T. Pflumm, A. Barth, K. Kondak, and M. Hajek, "Auslegung und Konstruktion eines Hauptrotorblattes für ein in extremen Flughöhen operierendes Drehflügel-UAV," in *DLRK 2015*, 2015.
- [4] A. Barth, C. Spieß, K. Kondak, and M. Hajek, "Design , Analysis and Flight Testing of a High Altitude Synchropter UAV," *AHS Int. 74th Annu. Forum Technol. Disp.*, 2018.
- [5] R. Feil, J. Rauleder, C. G. Cameron, and J. Sirohi, "Aeromechanics Analysis of a High-Advance-Ratio Lift-Offset Coaxial Rotor System," *J. Aircr.*, vol. 56, no. 1, pp. 166–178, 2018.
- [6] R. Feil, J. Rauleder, and M. Hajek, "Aeromechanics Analysis of a Coaxial Rotor System in Hover and High-Advance-Ratio Forward Flight," in *European Rotorcraft Forum 2016*, 2016.
- [7] R. Feil, M. Rinker, and M. Hajek, "Flight Testing of a Coaxial Ultralight Rotorcraft," in *AHS International 73rd Annual Forum Proceedings*, 2017.
- [8] R. Feil, D. Eble, and M. Hajek, "Comprehensive Analysis of a Coaxial Ultralight Rotorcraft and Validation with Full-Scale Flight-Test Data," *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 63, 2018.
- [9] S. Suesse and M. Hajek, "Dynamic Rotor Blade Displacement Tracking with Fiber-Optical Sensors for a Health and Usage Monitoring System," in *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, 2017.
- [10] M. Hajek, S. Manner, and S. Süße, "Blade Root Integrated Optical Fiber Bragg Grating Sensors – A Highly Redundant Data Source For Future HUMS," in *AHS International 71st Annual Forum Proceedings*, 2015, pp. 1598–1605.
- [11] A. Morasch, J. Prievizter, and H. Baier, "Zur ganzheitlichen Bewertung von Werkstoffen am Beispiel von naturfaserverstärkten und glasfaserverstärkten Kunststoffen," in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011*, 2011.
- [12] G. W. Ehrenstein, *Faserverbund-Kunststoffe: Werkstoffe - Verarbeitung - Eigenschaften*, Vollständi. Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2006.
- [13] B. S. Institution, *Specification for light and medium duty linen (flax) sewing thread for aerospace purposes*. 1984.
- [14] B. S. Institution, *Specification for heavy duty linen (flax) sewing thread for aerospace purposes*. 1985.
- [15] B. S. Institution, *Specification for braided linen (flax) lacing cord for aerospace purposes*. 1985.
- [16] M. Karus, "Naturfaserverstärkte Kunststoffe (NFK) - Wir stellen Ihnen eine neue Werkstoffklasse vor," *Broschüre zur Präsentation*, 2006.
- [17] S. V. Joshi, L. T. Drzal, A. K. Mohanty, and S. Arora, "Are natural fiber composites environmentally superior to glass fiber reinforced composites?," *Compos. Part A*, vol. 35, no. 3, pp. 371–376, 2004.
- [18] H. Schürmann, *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*, 2. Auflage. Springer-

- Verlag Berlin Heidelberg, 2007.
- [19] C. Cherif, Ed., *Textile Werkstoffe für den Leichtbau - Techniken - Verfahren - Materialien - Eigenschaften*, 1st ed. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2011.
- [20] M. Neitzel, P. Mitschang, and U. Breuer, *Handbuch Verbundwerkstoffe Werkstoffe, Verarbeitung, Anwendung*, 2. Auflage. Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2014.
- [21] S. Beucker, F. Marscheider-Weidemann, and M. Carus, "Zukunftsmarkt Biokunststoffe - Fallstudie im Auftrag des Umweltbundesamtes." Borderstep Institut im Auftrag des Fraunhofer-Instituts für System- und Innovationsforschung (Fh-ISI), Karlsruhe, 2007.
- [22] H.-J. Endres and A. Siebert-Raths, *Technische Biopolymere -Rahmenbedingungen, Marktsituation, Herstellung, Aufbau und Eigenschaften*, 1st ed. Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2009.
- [23] M. Rueppel, J. Rion, C. Dransfeld, and K. Masania, "DAMPING OF CARBON FIBRE AND FLAX FIBRE REINFORCED ANGLE PLY POLYMERS," in *ECCM 17 - 17th European Conference on Composite Materials*, 2016.
- [24] F. Duc, P. E. Bourban, and J. A. E. Månson, "The role of twist and crimp on the vibration behaviour of flax fibre composites," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 102, pp. 94–99, 2014.
- [25] M. Wedekind, C. Salmon, and E. Ahci-Ezgi, "FATIGUE SUBSTANTIATION AND DAMAGE TOLERANCE EVALUATION OF H145 FIBER COMPOSITE COMPONENTS," in *ECCM17 - 17th European Conference on Composite Materials*.
- [26] T. Jeannin, X. Gabrion, E. Ramasso, and V. Placet, "About the fatigue endurance of unidirectional flax-epoxy composite laminates," *Compos. Part B*, vol. 165, pp. 690–701, 2019.
- [27] M. Kersani, S. V Lomov, A. Willem, V. Vuure, A. Ne Bouabdallah, and I. Verpoest, "Damage in flax/epoxy quasi-unidirectional woven laminates under quasi-static tension," *J. Compos. Mater.*, vol. 49, no. 4, pp. 403–413, 2015.
- [28] D. U. Shah, P. J. Schubel, M. J. Clifford, and P. Licence, "The tensile behavior of off-axis loaded plant fiber composites: An insight on the nonlinear stress-strain response," *Polym. Compos.*, vol. 33, no. 9, pp. 1494–1504, Sep. 2012.
- [29] K. Strohrmann, "Zwischenbericht InteReSt (Januar 2016 – Dezember 2016)." Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, Technische Universität München, Garching, 2017.
- [30] K. Strohrmann, "Zwischenbericht InteReSt (Januar 2017 – Dezember 2017)." Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, Technische Universität München, Garching, 2018.
- [31] K. Strohrmann, "Zwischenbericht InteReSt (Januar 2018 – Dezember 2018)." Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, Technische Universität München, Garching, 2019.
- [32] K. Strohrmann, S. Schmeer, G. Fortin, H. Hamada, and M. Hajek, "Crashworthiness Characteristics of Carbon-Flax Composite Tubes for Aerospace Applications," in *ECCM18 - 18th European Conference on Composite Materials*, 2018.
- [33] Verein Deutscher Ingenieure, "VDI 2225 Blatt 3 - Technisch-wirtschaftliches Konstruieren: Technisch-wirtschaftliche Bewertung," in *VDI-Handbuch Konstruktion VDI/VDE-Handbuch Mikro- und Feinwerktechnik VDI-Handbuch Betriebstechnik, Teil 1*, no. November, VDI-Gesellschaft Entwicklung Konstruktion Vertrieb - Ausschuß Technisch-wirtschaftliches Konstruieren, Verein Deutscher Ingenieure, Düsseldorf 1998, 1998, pp. 1–24.
- [34] K. Strohrmann, "InteReSt - Lastenheft Kabinentür." Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, Technische Universität München, Garching, 2016.
- [35] K. Strohrmann, "InteReSt - Lastenheft Höhenleitwerk." Lehrstuhl für

- Hubschraubertechnologie, Technische Universität München, Garching, 2016.
- [36] D. B. Dittenber and H. V. S. Gangarao, "Critical review of recent publications on use of natural composites in infrastructure," *Compos. Part A*, vol. 43, pp. 1419–1429, 2012.
- [37] S. Rao, A. Bhardwaj, A. Beehag, and D. Bhattacharyya, "Fire performance of flax laminates and their hybrids," *Adv. Mater. Res.*, vol. 410, pp. 114–117, 2012.
- [38] K. Haag, J. Rg, and M. Ssig, "Scatter in tensile properties of flax fibre bundles: influence of determination and calculation of the cross-sectional area," *J. Mater. Sci.*, vol. 51, pp. 7907–7917, 2016.
- [39] K. Charlet, J.-P. Jernot, J. Breard, and M. Gomina, "Scattering of morphological and mechanical properties of flax fibres," *Ind. Crop. Prod.*, vol. 32, pp. 220–224, 2010.
- [40] M. Bergès *et al.*, "Effect of moisture uptake on flax fiber-reinforced composite laminates: Influence on dynamic and quasi-static properties," in *ECCM17 - 17th European Conference on Composite Materials*, 2016.
- [41] A. le Duigou, J. Merotte, A. Bourmaud, P. Davies, K. Belhouli, and C. Baley, "Hygroscopic expansion: A key point to describe natural fibre/polymer matrix interface bond strength," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 151, pp. 228–233, Oct. 2017.
- [42] S. Requile, A. Le Duigou, A. Bourmaud, and C. Baley, "Moisture induced hygroscopic and mechanical properties of hemp reinforced biocomposite .," in *ECCM18 -18th European Conference on Composite Materials*, 2018.
- [43] M. H. Shirangi and B. Michel, "Mechanism of Moisture Diffusion, Hygroscopic Swelling, and Adhesion Degradation in Epoxy Molding Compounds," in *Moisture Sensitivity of Plastic Packages of IC Devices, Micro- and Opto-Electronic Materials, Structures, and Systems*, X. J. Fan and E. Suhir, Eds. Boston, MA: Springer, 2010, pp. 29–69.
- [44] M. Assarar, W. Zouari, H. Sabhi, R. Ayad, and J. M. Berthelot, "Evaluation of the damping of hybrid carbon-flax reinforced composites," *Compos. Struct.*, vol. 132, pp. 148–154, 2015.
- [45] D. U. Shah, "Damage in biocomposites: Stiffness evolution of aligned plant fibre composites during monotonic and cyclic fatigue loading," *Compos. Part A*, vol. 83, pp. 160–168, 2016.
- [46] M. F. M. Alkbir, S. M. Sapuan, A. A. Nuraini, and M. R. Ishak, "Fibre properties and crashworthiness parameters of natural fibre-reinforced composite structure: A literature review," *Compos. Struct.*, vol. 148, pp. 59–73, 2016.
- [47] B. Madsen and H. Lilholt, "Guidelines for mechanical design with biocomposites: properties, weight and cost," *JEC Mag.*, vol. 37, 2007.
- [48] K. L. Pickering, M. G. A. Efendy, and T. M. Le, "A review of recent developments in natural fibre composites and their mechanical performance," *Compos. Part A*, vol. 83, pp. 98–112, 2016.
- [49] P. Briggs *et al.*, "Medium scale Collaborative project TRANSFEU Transport Fire Safety Engineering in the European Union FP7 Contract Number : 233786." TRANSFEU, pp. 1–31, 2009.
- [50] D. Kobus, "Auslegung und Dimensionierung eines Höhenleitwerks aus Naturfaserverbundwerkstoffen," Technical University of Munich, 2016.
- [51] J. Steigenberger, "Fertigung, Charakterisierung und Validierung von Subkomponenten eines Höhenleitwerks aus flachsfaserverstärkten Kunststoffen," Technical University of Munich, 2018.
- [52] K. Strohrmann and M. Hajek, "An Eco-Efficient Helicopter Tailplane Hybridized from Flax

- , Balsa and Carbon,” in *AIAA SciTech 2019 Forum, San Diego, CA, USA*, 2019.
- [53] K. Strohrmann, “Biocomposites in Helicopter Structures on the Example of Flax and its Hybrids,” Technical University of Munich, publication planned for 2020 (2019).
- [54] M. Bösl, “Dimensionierung und Auslegung einer Kabinentür aus Naturfaserverbundwerkstoffen,” Technical University of Munich, 2017.
- [55] M. Braun, “Berechnung, Fertigung und experimentelle Validierung einer Cockpittür aus Kohlefaser-verbundwerkstoff,” Technical University of Munich, 2017.
- [56] T. Huber, “Strukturmechanik hybrider Flach-Kohlefaserlamine in Omega-Profil Balken und im Zugversuch,” Technical University of Munich, 2018.
- [57] C. Dröge, “Fertigung und experimentelle Charakterisierung einer Hubschraubertür aus hybriden Flachs-Kohlefaser- Verbundwerkstoffen,” Technical University of Munich, 2019.
- [58] K. Strohrmann, N. André, and M. Hajek, “Hybrid Natural Fiber Composites in a Helicopter Cabin Door – Mechanical Properties and Ecological Efficiency,” in *VFS International 75th Annual Forum & Technology Display*, 2019.
- [59] E. Piet, “Structural Evaluation and Optimization of the AREA Rotor Blade,” Technical University of Munich, 2018.
- [60] M. Feller, “Numerical Investigation of the Airframe Aerodynamics of an Ultralight Helicopter using CFD,” Technical University of Munich, 2016.
- [61] K. Strohrmann, “InteReSt - Technische Bewertung von Höhenleitwerk & Kabinentür.” Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, Technische Universität München, Garching, 2019.
- [62] F. Vanfleteren, “Technical Data Sheet - FLAXPREG T-UD.” LINEO SAS, 2015.
- [63] L. Yan, N. Chouw, and K. Jayaraman, “Flax fibre and its composites - A review,” *Compos. Part B*, vol. 56, pp. 296–317, 2014.
- [64] H. L. Bos, M. J. A. Van Den Oever, and O. C. J. J. Peters, “Tensile and compressive properties of flax fibres for natural fibre reinforced composites,” *J. Mater. Sci.*, vol. 37, pp. 1683–1692, 2002.
- [65] K. Hendrickx, D. Depuydt, A. W. Van Vuure, and J. Ivens, “The relationship between the tensile properties of natural fibers and their UD composites,” in *ECCM 17 - 17th European Conference on Composite Materials*, 2016.
- [66] V. Fiore, A. Valenza, and G. Di Bella, “Mechanical behavior of carbon/flax hybrid composites for structural applications,” *J. Compos. Mater.*, vol. 46, no. 17, pp. 2089–2096, 2012.
- [67] Z. Mahboob, Y. Chemisky, F. Meraghni, and H. Bougherara, “Mesoscale modelling of tensile response and damage evolution in natural fibre reinforced laminates,” *Compos. Part B*, vol. 119, pp. 168–183, 2017.
- [68] Z. Mahboob, I. El Sawi, R. Zdero, Z. Fawaz, and H. Bougherara, “Tensile and compressive damaged response in Flax fibre reinforced epoxy composites,” *Compos. Part A*, vol. 92, pp. 118–13, 2017.
- [69] M. Hughes, J. Carpenter, and C. Hill, “Deformation and fracture behaviour of flax fibre reinforced thermosetting polymer matrix composites,” *J. Mater. Sci.*, vol. 42, pp. 2499–2511, 2007.
- [70] A. Chilali, W. Zouari, M. Assarar, H. Kebir, and R. Ayad, “Effect of water ageing on the load-unload cyclic behaviour of flax fibre-reinforced thermoplastic and thermosetting composites,” *Compos. Struct.*, vol. 183, no. 1, pp. 309–319, 2017.

- [71] V. Placet, F. Trivaudey, O. Cissé, and M. L. Boubakar, "What are the possible origins of the nonlinear tensile behaviour of hemp fibres?," *Int. Conf. Compos. Mater.*, 2014.
- [72] K. Strohrmann and M. Hajek, "Bilinear Approach to Tensile Properties of Flax Composites in Finite Element Analyses," *J. Mater. Sci.*, vol. 54, pp. 1409–1421, 2019.
- [73] W. Woigk, A. Heusi, K. Masania, and A. R. Studart, "Damping behaviour of hierarchical natural fibre composites," in *ECCM18 -18th European Conference on Composite Materials*, 2017.
- [74] M. J. Le Guen, R. H. Newman, A. Fernyhough, and M. P. Staiger, "Tailoring the vibration damping behaviour of flax fibre-reinforced epoxy composite laminates via polyol additions," *Compos. Part A*, vol. 67, pp. 37–43, 2014.
- [75] S. Prabhakaran, V. Krishnaraj, M. Senthil Kumar, and R. Zitoune, "Sound and vibration damping properties of flax fiber reinforced composites," *Procedia Eng.*, vol. 97, pp. 573–581, 2014.
- [76] L. Quan, N. Tran, K. Huang, A. V. Rammohan, W. S. Teo, and H. P. Lee, "Investigation of sound absorption and vibration damping of flax fibre composites," in *ECCM 17 - 17th European Conference on Composite Materials*, 2016.
- [77] R. Rinberg *et al.*, "Anwendungspotenzial von naturbasierten hybriden Leichtbaustrukturen in der Luftfahrt," in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016*, 2016, p. ID: 420092.
- [78] M. Hausmann, "Vibro-akustische Analyse von Naturfaser- Kohlenstofffaser-Verbunden," Technische Universität Chemnitz, 2017.
- [79] K. Strohrmann, J. Blaut, C. Panescu, H.-J. Endres, R. Svidler, and M. Hajek, "Impact Damage Behavior and Non-Destructive Inspection Methods of Thin Hybrid Carbon-Flax Laminates," in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2017*, 2017, p. ID: 450143.
- [80] M. Tröndle, "Untersuchung von bistabilen Flachslaminaten mittels Feuchtigkeitstrigger," Technical University of Munich, 2018.
- [81] O. Lau, "Untersuchung des Einflusses von Klimawechselbelastungen auf die Mikrostruktur und die mechanischen Eigenschaften eines duroplastischen Hybrid-Faserverbundkunststoffes," Technische Universität Braunschweig, 2017.
- [82] H.-J. Endres, "InteReSt - Arbeitsbericht - Arbeitspaket 2 . 3 Untersuchung des Brandverhalten." Fraunhofer Institut für Biokunststoffe und Bioverbundkunststoffe Hannover, 2016.
- [83] J. Blaut, "Bewertung der Widerstandsfähigkeit von hybriden Kohle-Flachs Faserverbundlaminaten gegen Schlagbeanspruchung," Technical University of Munich, 2017.
- [84] D. Betts, P. Sadeghian, and A. Fam, "Tensile Properties of Flax FRP Composites," in *APFIS2017 - 6th Asia-Pacific Conference on FRP in Structures*, 2017.
- [85] J. Andersons, J. Modniks, and E. Sparnins, "Modeling the nonlinear deformation of flax-fiber-reinforced polymer matrix laminates in active loading," *J. Reinf. Plast. Compos.*, vol. 34(3), pp. 248–256, 2015.
- [86] SAS LINEO, "SAS LINEO developed a flax prepreg satisfying the self-extinguishing constraints of Aeronautics," Saint Martin Du Tilleul, France, 2015.
- [87] A. Le Duigou, P. Davies, and C. Baley, "Environmental Impact Analysis of the Production of Flax Fibres to be Used as Composite Material Reinforcement," *J. Biobased Mater. Bioenergy*, vol. 5, no. 1, pp. 153–165, 2011.
- [88] A. Le Duigou, V. Keryvin, J. Beaugrand, M. Pernes, F. Scarpa, and M. Castro, "Humidity

- responsive actuation of bioinspired hygromorph biocomposites (HBC) for adaptive structures,” *Compos. Part A*, vol. 116, pp. 36–45, Jan. 2019.
- [89] F. Sarasini *et al.*, “Damage tolerance of carbon/flax hybrid composites subjected to low velocity impact,” *Compos. Part B*, vol. 91, pp. 144–153, 2016.
- [90] H. N. Dhakal, Z. Y. Zhang, R. Guthrie, J. MacMullen, and N. Bennett, “Development of flax/carbon fibre hybrid composites for enhanced properties,” *Carbohydr. Polym.*, vol. 96, no. 1, pp. 1–8, 2013.
- [91] H. Ku, H. Wang, N. Pattarachaiyakoop, and M. Trada, “A review on the tensile properties of natural fiber reinforced polymer composites,” *Compos. Part B*, vol. 42, no. 4, pp. 856–873, 2011.
- [92] K. Rohit and S. Dixit, “A review - future aspect of natural fiber reinforced composite,” *Polym. from Renew. Resour.*, vol. 7, no. 2, pp. 43–60, 2016.
- [93] O. Boegler, A. Roth, L. Lorenz, and A. Sizmann, “Assessment framework for sustainable lightweight materials in aviation,” in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2013*, 2013.
- [94] F. Bauer, M. Kempf, C. Wellhausen, and P. Middendorf, “Application potential of basalt fibers in aeronautics,” in *ECCM 17 - 17th European Conference on Composite Materials*, 2016.
- [95] U. Kling, D. Empl, O. Boegler, and A. T. Isikveren, “Future Aircraft Wing Structures Using Renewable Materials,” in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015*, 2015.

## 14 Studentische Arbeiten und erstellte Dokumentation

### Studentische Arbeiten bei TUM-HT deren Ergebnisse in das Vorhaben eingeflossen sind

- D. Kobus, “Auslegung und Dimensionierung eines Höhenleitwerks aus Naturfaserverbundwerkstoffen,” Technical University of Munich, 2016.
- M. Feller, “Numerical Investigation of the Airframe Aerodynamics of an Ultralight Helicopter using CFD,” Technical University of Munich, 2016.
- M. Bösl, “Dimensionierung und Auslegung einer Kabinentür aus Naturfaserverbundwerkstoffen,” Technical University of Munich, 2017.
- M. Braun, “Berechnung, Fertigung und experimentelle Validierung einer Cockpittür aus Kohlefaserverbundwerkstoff,” Technical University of Munich, 2017.
- J. Blaut, “Bewertung der Widerstandsfähigkeit von hybriden Kohle-Flachs Faserverbundlaminaten gegen Schlagbeanspruchung,” Technical University of Munich, 2017.
- M. Tröndle, “Untersuchung von bistabilen Flachslaminaten mittels Feuchtigkeitstrigger,” Technical University of Munich, 2018.
- J. Steigenberger, “Fertigung, Charakterisierung und Validierung von Subkomponenten eines Höhenleitwerks aus flachfaserverstärkten Kunststoffen,” Technical University of Munich, 2018.
- E. Piet, “Structural Evaluation and Optimization of the AREA Rotor Blade,” Technical University of Munich, 2018.
- T. Huber, “Strukturmechanik hybrider Flach-Kohlefaserlaminaten in Omega-Profil Balken und im Zugversuch,” Technical University of Munich, 2018.
- C. Dröge, “Fertigung und experimentelle Charakterisierung einer Hubschraubertür aus hybriden Flachs-Kohlefaser- Verbundwerkstoffen,” Technical University of Munich, 2019.

### Im Rahmen von InteReSt erstellte Dokumentation

Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, "Vorhabenbeschreibung TUM Partnerantrag - Funktionsintegrative und ressourcenschonende Leichtbaustruktur für die Luftfahrt - InteReSt – Spezifikation und Bauteilgestaltung," Institute of Helicopter Technology, Technical University of Munich, Garching, 2016.

K. Strohrmann, "InteReSt - Lastenheft Kabinentür," Institute of Helicopter Technology, Technical University of Munich, Garching 2016.

K. Strohrmann, "InteReSt - Lastenheft Höhenleitwerk," Institute of Helicopter Technology, Technical University of Munich, Garching 2016.

K. Strohrmann, "Zwischenbericht InteReSt (Januar 2016 – Dezember 2016)," Institute of Helicopter Technology, Technical University of Munich, Garching 2017.

K. Strohrmann, "Zwischenbericht InteReSt (Januar 2017 – Dezember 2017)," Institute of Helicopter Technology, Technical University of Munich, Garching 2019.

K. Strohrmann, "InteReSt – Technische Bewertung von Höhenleitwerk und Kabinentür," Institute of Helicopter Technology, Technical University of Munich, Garching 2019.

K. Strohrmann, "Zwischenbericht InteReSt (Januar 2018 – Dezember 2018)," Institute of Helicopter Technology, Technical University of Munich, Garching 2019.

K. Strohrmann, "Zwischenbericht InteReSt, 2. Version (Januar 2018 – März 2019)," Institute of Helicopter Technology, Technical University of Munich, Garching 2019.