

Abschlussbericht

zum Vorhaben

Thema:

**InteReSt - Funktionsintegrative und
ressourcenschonende Leichtbaustruktur für die Luftfahrt**

Zuwendungsempfänger:

Technische Universität Chemnitz

Professur Strukturleichtbau und Kunststoffverarbeitung (SLK)

Förderkennzeichen:

20E1501A

Inhalt:

- **Berichtsblatt – Kurzfassung des Vorhabens**
- **Abschlussbericht**

Erstellt von:

Technische Universität Chemnitz

Professur Strukturleichtbau und Kunststoffverarbeitung

Monat der Erstellung:

12/2019

Im Auftrag und gefördert vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) über den Projektträger Luftfahrtforschung (PT-LF).

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie



Projektträger Luftfahrtforschung
und -technologie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Berichtsblatt - Kurzfassung des Vorhabens

Zuwendungsempfänger: Technische Universität Chemnitz	Förderkennzeichen: 20E1501A
Thema: InteReSt – Funktions <u>integrative</u> <u>ressourcenschonende</u> Leichtbau <u>struktur</u> für die Luftfahrt	
Laufzeit des Vorhabens: 01.01.2016 bis 31.03.2019	

Projektbeschreibung:

Das Verbundvorhaben „InteReSt“ diente innerhalb der Programmlinie „Ökoeffizientes Fliegen“ vor allem dem Förderziel „Umweltfreundlicher Luftverkehr“. Durch den sinnvollen Einsatz ökologischer und nachwachsender Rohstoffe sollten die Vorteile bisher verwendeter synthetischer Faserverbundwerkstoffe aus Glas- und Kohlefasern (insbesondere Steifigkeit, Festigkeit, Leistungsdichte i. S. des Leichtbaus) mit denen der naturfaserverstärkten Kunststoffe (geringe Dichte, erdölnabhängige Rohstoffbasis, ökologische Nachhaltigkeit, Schall- und Wärmeisolation, Schwingungsdämpfung) kombiniert werden. Das Ziel des Teilvorhabens von der TUC-SLK war die Technologieentwicklung zur Herstellung von Halbzeugen aus den o. g. neuartigen Materialien, sowie die Bereitstellung eines durchgängigen Technologiekonzeptes zur Realisierung von semistrukturellen Faserverbund-Luftfahrtbauteilen mit einem topologieoptimierten hybriden biobasierten Laminataufbau. Dieses Technologiekonzept beruhte auf einem interaktiven Lösungsansatz zur simultanen Erarbeitung von vorteilhaften Materialverbunden, Fertigungsverfahren und integrativen Bauweisen. Ein derartiger Lösungsansatz wurde bislang kaum für nachhaltige Luftfahrtstrukturen verfolgt.

Projektergebnisse:

Mit dem durchgeführten Verbundvorhaben wurde der Stand der Wissenschaft in Bezug auf ressourcenschonende Werkstoffe für die Luftfahrtanwendungen, insbesondere für den Bereich Ultraleichtschrauber (ULH), signifikant erweitert und der Einsatz von innovativen biogenen Luftfahrtwerkstoffen stark vorangetrieben. Durch umfassende Grundlagenuntersuchungen sowie Untersuchungen im Bereich der Anwendbarkeit von generischen Algorithmen für die bionische Topologieoptimierung von hybriden Strukturbauteilen, wurde eine solide Wissensgrundlage für weitere Forschungsaktivitäten geschaffen. Durch dieses Knowhow konnten die Konsortialpartner im nationalen und internationalen Vergleich ihre Fachkompetenz auf dem Gebiet der nachhaltigen Verbundwerkstoffe für die Luftfahrt weiter ausbauen und den Wissensstandort Deutschland als Vorreiter auf diesem Gebiet stärken. Durch zahlreiche Veröffentlichungen und Konferenz- bzw. Tagungsteilnahmen konnte zudem das Interesse aus der Industrie und dem wissenschaftlichen Umfeld weiter angeregt werden.

Short Project Description

Beneficiary: Chemnitz University of Technology (CUT)	Project number: 20E1501A
Project title: "InteReSt" - Functional Integrative Resource-Saving Lightweight Structure for Aviation	
Project : 01.01.2016 till 31.03.2019	

Project objective:

Within the program line "Eco-efficient Flying", the joint project "InteReSt" primarily served the funding objective "Environmentally Friendly Aviation". Through the sensible use of ecological and renewable raw materials, the advantages of previously used synthetic composites made of glass and carbon fibres (especially stiffness, strength, power density in the sense of lightweight construction) were to be combined with those of natural fibre-reinforced plastics (low density, petroleum-independent raw material basis, ecological sustainability, sound and heat insulation, vibration damping). The goal of the subproject of CUT-LSPT was the technology development for the production of semi-finished products from the above-mentioned novel materials, as well as the provision of an integrated technology concept for the realization of semi-structural composite aviation components with a topology-optimized hybrid bio-based laminate structure. This technology concept was based on an interactive solution approach for the simultaneous development of advantageous material composites, manufacturing processes and integrative design. Such an approach has so far hardly been pursued for sustainable aviation structures.

Project results:

The joint project "InteReSt" significantly expanded the state of the art in resource-conserving materials for aviation applications, in particular for ultralight helicopters (ULH), and strongly advanced the use of innovative biogenic aircraft materials. A solid knowledge base for additional research activities was created through comprehensive basic investigations as well as investigations in the area of the applicability of generic algorithms for the bionic optimization of hybrid structural composite parts. This know-how enabled the consortium partners to further expand their expertise in the field of sustainable composite materials for aviation applications in national and international comparisons and to strengthen Germany as a knowledge location as a pioneer in this field. Numerous publications and participation in conferences and conferences have also further stimulated interest from aviation industry and the scientific community.

Abschlussbericht (Januar 2016 – März 2019)

Zuwendungsempfänger:

SLK - Professur Strukturleichtbau und
Kunststoffverarbeitung

Förderkennzeichen:

20E1501A

Vorhabenbezeichnung:

**InteReSt - Funktionsintegrative und
ressourcenschonende Leichtbaustruktur für die Luftfahrt**

Laufzeit des Vorhabens:

01.01.2016 – 31.03.2019

Berichtszeitraum:

01.01.2016 – 31.03.2019

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMWi) über den Projektträger Luftfahrtforschung (PT-LF) innerhalb der Programmlinie „Ökoeffizientes Fliegen“ des fünften Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo V-1) unterstützt. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungsverzeichnis	ii
1 Aufgabenstellung	1
2 Voraussetzungen.....	5
3 Planung und Ablauf.....	6
4 Wissenschaftlicher und technischer Stand	10
5 Zusammenarbeit mit andern Stellen.....	12
6 Erzielte Ergebnisse	13
6.1 HAP 3:	13
6.1.1 AP 3.2: Optimierung des Höhenleitwerkes (HLW).....	13
6.1.2 AP 3.2. Optimierung der Hubschrauberkabine.....	26
6.2 HAP 4: Fertigungsprozess für eine Luftfahrtstruktur aus nachwachsenden Rohstoffen	36
6.2.1 AP 4.1: Herstellung von Verbundhalbzeugen	36
6.2.2 AP 4.2: Fertigung von Verbund-Probekörpern.....	39
6.2.3 AP 4.3: Fertigung des Muster-Verkleidungsbauteils.....	41
6.3 HAP 5: Validierung von Material und Bauweise für Luftfahrtanwendungen	54
6.3.1 AP 5.1: Prüfaufbau und Funktionstest des Musterbauteils	54
6.4 Zusammenfassung der Ergebnisse	64
7 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises.....	67
8 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	68
9 Nutzen und Verwertbarkeit	68
10 Fortschritt bei anderen Stellen.....	70
11 Erfolgte und geplante Veröffentlichungen der Ergebnisse	71
12 Abbildungsverzeichnis	73
13 Tabellenverzeichnis	77
14 Literatur.....	78
15 Studentische Arbeiten und erstellte Dokumentation	81

Abkürzungsverzeichnis

AP	Arbeitspaket
BMWi	Bundesministerium für Wirtschaft und Energie
FF	Flachsfaser
FVK	Faserverbundkunststoffe
G-/CFK	Glasfaser-/Kohlenstofffaserverbundkunststoff
HAP	Hauptarbeitspaket
EP	Epoxidharz
ULH	Ultraleichtschrauber
UD	Unidirektional
VARI	Vacuum Assisted Resin Injection
BMWi	Bundesministerium für Wirtschaft und Energie
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
EP	Epoxidharz
FEM	Finite Elemente Methode
FKV	Faserkunststoffverbund
G-/CFK	Glasfaser-/Kohlenstofffaserverbundkunststoff
HLW	Höhenleitwerk
HsH-IfBB	Hochschule Hannover, Institut für Biokunststoffe und Biowerkstoffverbunde
InteReSt	Projektkronym: Funktions <u>int</u> egrative und <u>ressourcenscho</u> nende Leichtbau <u>str</u> uktur für die Luftfahrt
KT	Kabinentür
NFK	Naturfaserverbundkunststoff
PM	Personalmonate
RTM	Resin Transfer Moulding
sDSM	kapazitive Stickdehnungssensoren
SHM	Structural Health Monitoring
TFP	Tailored Fiber Placement
TUC-SLK	Technische Universität Chemnitz, Professur für Strukturleichtbau und Kunststoffverarbeitung

TUM-HT	Technische Universität München, Lehrstuhl für Hubschrauber- technologie
ULH	Ultraleichtschrauber
UD	Unidirektional
VARI	Vacuum Assisted Resin Injection

Dieser Abschlussbericht beschreibt die von der TUC-SLK, 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 „ Funktionsintegrative ressourceschonende Leichtbaustruktur für die Luftfahrt“ und ist ein über das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) gefördertes Vorhaben zwischen der Professur für Strukturleichtbau und Kunststoffverarbeitung (SLK) 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 der TUC-SLK durchgeführten Arbeiten.

1 Aufgabenstellung

Das Verbundvorhaben „IntReSt“ diene innerhalb der Programmlinie „Ökoeffizientes Fliegen“ vor allem dem Förderziel „Umweltfreundlicher Luftverkehr“. Durch den sinnvollen Einsatz ökologischer Rohstoffe (z. B. Pflanzenfasern, Biokunststoffe) sollten die Vorteile bisher verwendeter erdölbasierter Faserverbunde aus glas- und/oder besonders aus kohlefaserverstärkter Kunststoffverbunde (Steifigkeit, Festigkeit, Leistungsdichte i. S. des Leichtbaus) mit denen der naturfaserverstärkten Kunststoffe (geringe Dichte, erdölunabhängige Rohstoffbasis, ökologische Nachhaltigkeit, Schall- und Wärmeisolation, Schwingungsdämpfung) kombiniert werden. Daher wurde im Rahmen des Verbundvorhabens das Hauptaugenmerk auf die Entwicklung hybrider Strukturbauteile aus einem Materialmix von Biowerkstoffen und erdölbasierten FKV gelegt.

Die wesentliche Aufgabenstellung des Teilvorhabens von TUC-SLK waren die Technologieentwicklung zur Herstellung von Halbzeugen aus den o. g. neuartigen Materialien, sowie Technologieentwicklung zur Herstellung von großflächigen semistrukturellen Hubschrauberbauteilen aus den erzeugten biogenen hybriden Halbzeugen. Die Fertigungstechniken waren dahingehend zu validieren und zu optimieren, dass sie in der Luftfahrzeugindustrie zur Anwendung hätten kommen können. Um dies sicherzustellen stand das kooperierende Unternehmen Airbus Helicopters dem Forschungsverbund beratend zur Seite.

Die Auflistung der zu bearbeitenden Haupt- (HAP) und Arbeitspakete (AP) ist in der Tabelle 1 zusammengefasst. Im Weiteren wird kurz auf die einzelnen Arbeitspakete eingegangen und die genaue Aufgabenstellung dieser APs näher erläutert.

Tabelle 1: Die von TUC-SLK bearbeiteten Arbeitspakete

Arbeitspakete	Zeitraum
HAP 0: Projektmanagement	01.01.2016 – 31.03.2019
HAP 1: Spezifikation von Anforderungen	01.01.2016 – 30.04.2016
AP 1.1: Auswahl einer repräsentativen Luftfahrtstruktur	01.01.2016 – 29.03.2016
AP 1.2: Definition der luftfahrtspezifischen Anforderungen	01.03.2016 – 30.04.2016
HAP 2 Komposition und Charakterisierung ressourcenschonender Luftfahrtwerkstoffe	01.04.2016 – 31.05.2017
HAP 3: Entwurf, Strukturauslegung und Funktionsintegration	01.11.2016 – 31.01.2018
AP 3.2: Bionische Topologie-Optimierung und Funktionsintegration	01.03.2017 – 31.01.2018
HAP 4: Fertigungsprozess für eine Luftfahrtstruktur aus nachwachsenden Rohstoffen	01.06.2017 – 30.11.2018
AP 4.1: Herstellung von Verbundhalbzeugen	01.06.2017 – 30.06.2018
AP 4.2: Fertigung von Verbund-Probekörpern	01.11.2017 – 30.08.2018
AP 4.3: Fertigung des Muster-Verkleidungsbauteils	01.04.2018 – 30.11.2018
HAP 5: Validierung von Material und Bauweise für Luftfahrtanwendungen	01.05.2018 – 31.03.2019
AP 5.1: Prüfaufbau und Funktionstest des Musterbauteils	01.05.2018 – 31.03.2019

HAP 0: Projektmanagement

Im Rahmen des HAP 0 widmete sich TUC-SLK den organisatorischen Angelegenheiten, wie z.B. Organisation von Projektaufakt-, Meilenstein-, Jahresabschlussreffen, Telefonkonferenzen und Versuchstermine. Dabei wurde das Hauptaugenmerk auf die termingetreue Erreichung der gesteckten Ziele und die Einhaltung des kalkulierten

Projektbudgets gelegt. Ferner wurden die Arbeiten der Verbundpartner koordiniert und der Erfolgsfortschritt kontrolliert. Außerdem bestand die Aufgabe des HAP 0 für TUC-IST als Projektkoordinator darin, die Teilvorhabenberichte aller Partner auf fachliche Richtigkeit zu überprüfen und gemeinsame Verbundvorhabenberichte zu erstellen.

HAP 1: Spezifikation von Anforderungen

Im Vorfeld des HAP 1 fand am 15. Februar 2016 in Chemnitz das Projektaufakttreffen statt, bei dem die grundsätzlichen Projektziele umfassend diskutiert und die Auswahl des ultraleichten coaxialen Hubschraubers vom Typ CoAX 2D der Firma Edm Aero-tech GmbH als geeignetes Versuchsobjekt für die Auswahl der potentiellen Referenzbauteile getroffen wurden. Der Hintergrund für die Wahl dieses Hubschraubermodells war die langjährige enge Kooperation des Projektpartners TUM-HT mit edm im Rahmen des LUFO-V2 Förderprojektes „CuROT“, was den Zugang zu den notwendigen Bauteildaten und die Durchführung von entsprechenden Bauteiltests erleichtern sollte.

Bei HAP 1 oblag die Zuständigkeit dem Projektpartner TUM-HT. Das Ziel des HAP 1 bestand hauptsächlich darin, die Operations- und Lastszenarien, luftfahrtspezifische Materialanforderungen auf Basis regionaler und europäischer Hubschrauberregularien (LTF-ULH, CS-VLR, -25, -27, -29 sowie das Werkstoffhandbuch der deutschen Luftfahrt) sowie konstruktive Spezifikationen für eine repräsentative Hubschrauberstruktur im vollständigen Lastenheft zu definieren und im Vorfeld die notwendigen technologischen Grundsatzuntersuchungen durchzuführen. Während des HAP 1 stand die TUC-SLK dem Projektpartner TUM beratend zur Seite und lieferte Zuarbeit hinsichtlich Kriterien der Verarbeitbarkeit und Fertigung von hybriden duroplastischen Naturfaser-kunststoffverbunden. Die Lastenhefte wurden beim 1. Meilensteintreffen präsentiert und an die Projektpartner überreicht.

HAP 2 Komposition und Charakterisierung ressourcenschonender Luftfahrtwerkstoffe

Die Zuständigkeit für das HAP 2 lag vollständig beim Projektpartner HsH-IfBB. Im AP 2.1 „Auswahl von Werkstoffen auf Basis nachwachsender Rohstoffe“ sollten mit Unterstützung der TUC-SLK luftfahrtrelevanten Werkstoffe auf Basis nachwachsender Rohstoffe ausgewählt und hinsichtlich ihrer Verarbeitung sowie Modifikationsbedarfs charakterisiert werden. Die getroffene Werkstoffauswahl wurde mit den Projektpartnern abgestimmt und floss als Input in das AP 2.2 „Experimentelle Ermittlung mechanischer Kennwerte“ ein. Im AP 2.2 übernahm die TUC-SLK, aufgrund des fehlenden Messequipments seitens IfBB, die Bestimmung der vibro-akustischen Eigenschaften ausgewählter Werkstoffproben sowie hybrider Materialkombinationen. Die AP 2.3 „Untersuchung des Brandverhaltens“ und AP 2.4 „Konzeption von Recycling-Prozessen“ starteten planmäßig und wurden vom Projektpartner HsH-IfBB bearbeitet.

HAP 3: Entwurf, Strukturauslegung und Funktionsintegration

Ausgehend von den in Lastenheften definierten Anforderungen wurde vom Projektpartner TUM-HT im AP 3.1 „Entwurf des repräsentativen Musterbauteils“ CAD-Modelle von repräsentativen Musterbauteilen (Höhenleitwerk und Kabinentür) erstellt, Lastszenarien definiert und diese mittels CFD-Simulation berechnet. Ferner wurden FE-Berechnungen durchgeführt der Referenzbauteile aus CFK durchgeführt. Abschließend wurden die Ergebnisse zusammengefasst und an TUC-SLK übergeben. Diese Daten stellten eine solide Grundlage für das AP 3.2 „Bionische Topologie-Optimierung und Funktionsintegration“.

Die Aufgabe des AP 3.2 „Bionische Topologie-Optimierung und Funktionsintegration“ bestand darin, mittels geeigneter FE-Tools die Referenzbauteile aufzubauen, zu berechnen, die kritischen Lastpfade zu identifizieren, den Lagenaufbau (Schichtdicke, Rheinfolge, Orientierung, Materialien) zu definieren und diesen unter Verwendung bionischer Topologie-Optimierungsansätzen, insbesondere generischer Algorithmen, zu optimieren.

HAP 4: Fertigungsprozess für eine Luftfahrtstruktur aus nachwachsenden Rohstoffen

Beim AP 4.1 „Herstellung von Verbundhalbzeugen“ sollte die Konfektionierung von biobasierten Verbundhalbzeugen unter gezielter Ausnutzung der anisotropen Materialeigenschaften von CF-Hochleistungsfasern untersucht werden. Dabei sollten mittels eines geeigneten Fertigungsverfahrens, wie z.B. Tailored Fiber Placement (TFP)-Verfahren, die CF-Rovings auf dem biogenen Trägermaterial so abgelegt und fixiert werden, dass die im Rahmen der FE-Berechnung und Topologieoptimierung abgeleiteten Verstärkungsgeometrien (entlang der Hauptlastpfade) abgebildet werden können. Weiterhin sollte das eingesetzte Fertigungsverfahren auf seine (Groß-)Serientauglichkeit geprüft werden. Beim AP 4.2 „Fertigung von Verbund-Probekörpern“ sollten aus den im AP 1 hergestellten hybriden Halbzeugen Verbundprobekörper hergestellt und deren mechanische Eigenschaften geprüft werden.

Auf Basis gesammelter Erkenntnisse in APs 4.1 und 4.2 „Fertigung von Verbund-Probekörpern“ sollten im AP 3.2 „Bionische Topologie-Optimierung und Funktionsintegration“ zeitparallel finalisierte Lagepläne erarbeitet werden und als Input ins AP 4.3 „Fertigung des Muster-Verkleidungsbauteils“ einfließen. Daraufaufgehend sollten Zuschnitte sowie textile TFP-Halbzeuge erstellt und Musterbauteile hergestellt werden. Als Fertigungsverfahren war anfangs Vacuum Assisted Resin Injection (VARI) – Verfahren vorgesehen.

Unterauftrag – Entwicklung und Fertigung von Versuchswerkzeugen

Wie im Projektantrag vorgesehen, sollte der Auftrag für die Entwicklung und Fertigung von Versuchswerkzeugen (für AP 4.3) öffentlich ausgeschrieben und an den günstigsten Anbieter, die Firma LSE GmbH, vergeben werden. Die Fertigstellung der Werkzeuge erfolgte planmäßig im ersten Quartal 2018.

HAP 5: Validierung von Material und Bauweise für Luftfahrtanwendungen

Im HAP 5 sollte im Rahmen des AP 5.1 „Prüfaufbau und Funktionstest des Musterbauteils“ ein realitätsnaher Prüfaufbau erarbeitet und die Musterbauteile mechanisch geprüft werden. Für die Validierung der Prüfergebnisse sollte der Prüfaufbau im FEM-Tool nachgerechnet werden.

2 Voraussetzungen

Unter der Leitung von Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Prof. h. c. Dr. h. c. Prof. Lothar Kroll baute die Professur Strukturleichtbau Kunststoffverarbeitung der TU Chemnitz (TUC-SLK) seit seiner Gründung im Jahr 2006 umfassende Kompetenzen im Bereich von Leichtbaulösungen für Automobil-, Schienen- und Luftfahrtanwendungen. So wurden in Zusammenarbeit mit Airbus und Liebherr-Aerospace z.B. in den Förderprojekten AKTUEL (FKZ: 20K0607A) und HyCo (FKZ: 20Y0906B) beanspruchungsgerechte Luftfahrt-Hydraulikkomponenten in neuartiger Mischbauweise erfolgreich entwickelt, umgesetzt und erprobt. Weitere Luftfahrt-Forschungsvorhaben, wie z.B. ALM2AIR (FKZ: 20W1501L), HydI (FKZ: 20Y41506E) oder CFK-Mod (FKZ: 20X1701D) beschäftigen sich mit neuen metallischen Werkstoffen für additive Fertigung sowie mit der Weiterentwicklung generativer Fertigungsverfahren. Ferner kann TUC-IST auf eine weitreichende Expertise im Bereich der Entwicklung von Technologien und Anwendungen unter Nutzung naturfaserverstärkter Kunststoffverbunde verweisen. Innerhalb des FENAFa Netzwerkverbundes (FKZ 22024208) und den Förderprojekten HyfaLite (BMBF) und OptiformTEX (BMBF) wurden neue Fertigungstechnologien und neuartige hybridisierte, belastungsdedizierte oder topographie-/topologieoptimierte Verstärkungen aus biogenen und synthetischen Fasern für kosteneffiziente Leichtbau-Verbundbauteile entwickelt. Das Bundesexzellenzcluster MERGE sowie die Förderprojekte VIA (LuFo) und EFFICOAT (BMBF) verdeutlichen wiederholt den hohen wissenschaftlichen Anspruch und die Leistungsfähigkeit der TUC-SLK.

Obwohl das Forschungsvorhaben „InteReSt“ an keine vorausgehenden LuFo-Forschungsvorhaben anknüpfte, stellte die Herausforderung der Entwicklung von neuartigen hybriden Leichtbaustrukturen für die ökoeffiziente Luftfahrt, besonders mit dem erläuterten wissenschaftlichen Hintergrund und der Expertise der Projektpartner TUM-HT und HsH-IfBB, eine überwindbare Herausforderung dar. So konnte erfolgreich auf einschlägige Erfahrungen der Wissenschaftler/-in der TUC-SLK auf den Gebieten der

Bauteilauslegung, -optimierung und -fertigung sowie der experimentellen Untersuchung und Qualitätssicherung von Luftfahrtstrukturen zurückgegriffen und diese erweitert werden.

3 Planung und Ablauf

In nachfolgenden Abbildungen sind der Struktur- (Abbildung 1), Netz- (Abbildung 2) und Arbeitsplan (Abbildung 3) mit entsprechenden Arbeitsinhalten, Zuständigkeiten und Bearbeitungszeiträumen dargestellt. Die im Rahmen der Projektbeantragungsphase erstellten Pläne konnte im Vorhabensverlauf weitestgehend eingehalten werden, wobei es durch unvorhersehbare Komplikationen mit den Laminierformen und nachfolgende Instandsetzung im AP 4.3. zu einer geringfügigen zeitlichen Verzögerung kam. Daraufhin wurde von TUC-SLK beim Projektträger ein Antrag auf die kostenneutrale Verlängerung um weitere 4 Monate, bis 31.07.2018, gestellt und genehmigt. Trotz Komplikationen konnten von TUC-SLK alle Projektziele erreicht, Meilensteine erfüllt und Referenzbauteile erfolgreich gebaut sowie getestet werden. In Anbetracht der wesentlichen Vergrößerung des Projektumfangs durch ein weiteres, semistrukturelles Referenzbauteil (Kabinentür) und eine zeitintensive Evaluierung verschiedener Herstellungstechnologien (Prepreg-Verfahren, VARI-Autoklavfertigung mit warmen Harzsystem und VARI-Verfahren mit kaltem Harzsystem) in Bezug auf die Anwendbarkeit für hybride naturfaserbasierte Luftfahrtstrukturen kann von einem erfolgreichen Projektabschluss gesprochen werden. Ferner wurden die geplanten finanzielle Umfänge nicht überschritten.

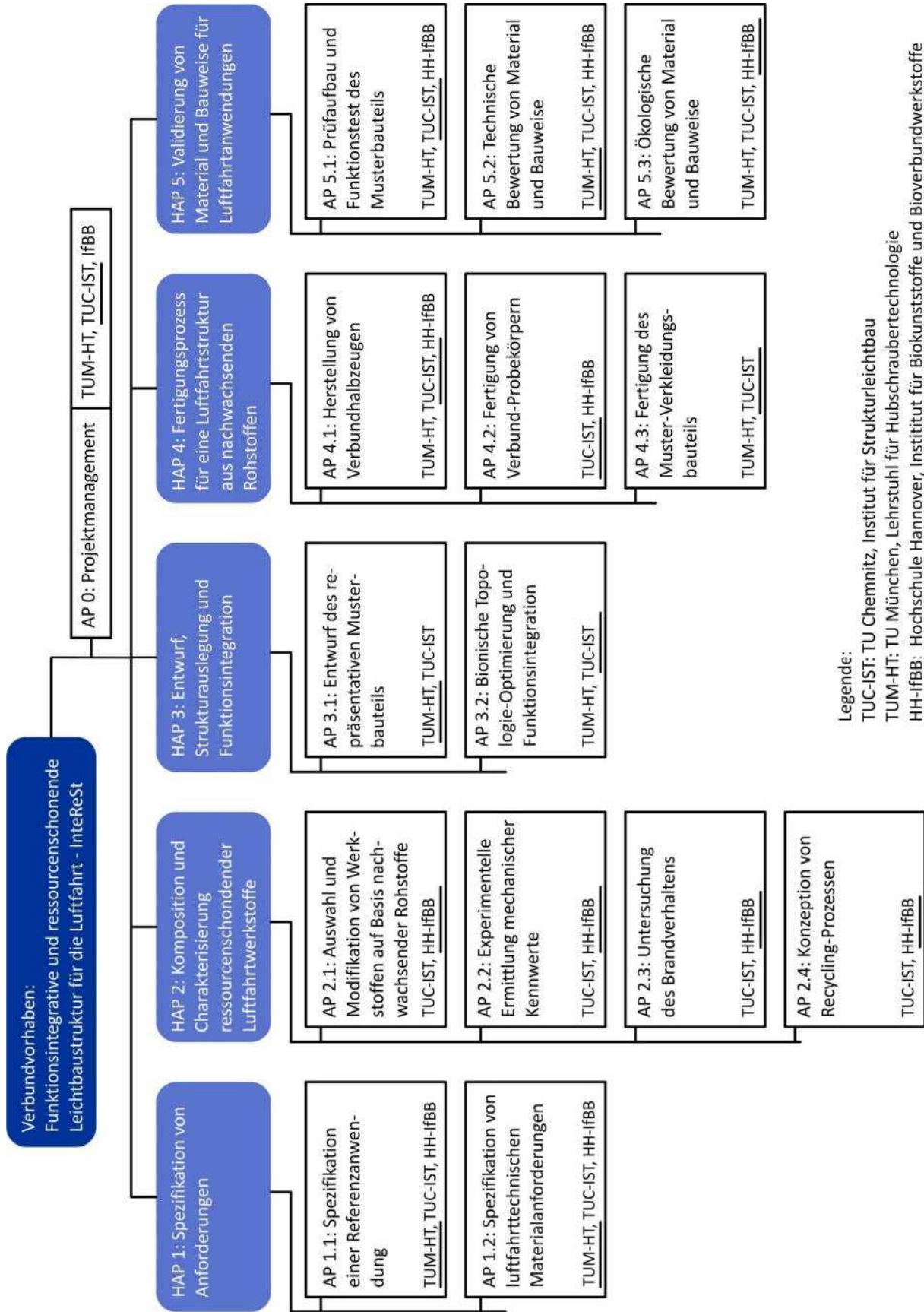


Abbildung 1: Strukturplan aus Vorhabensbeschreibung

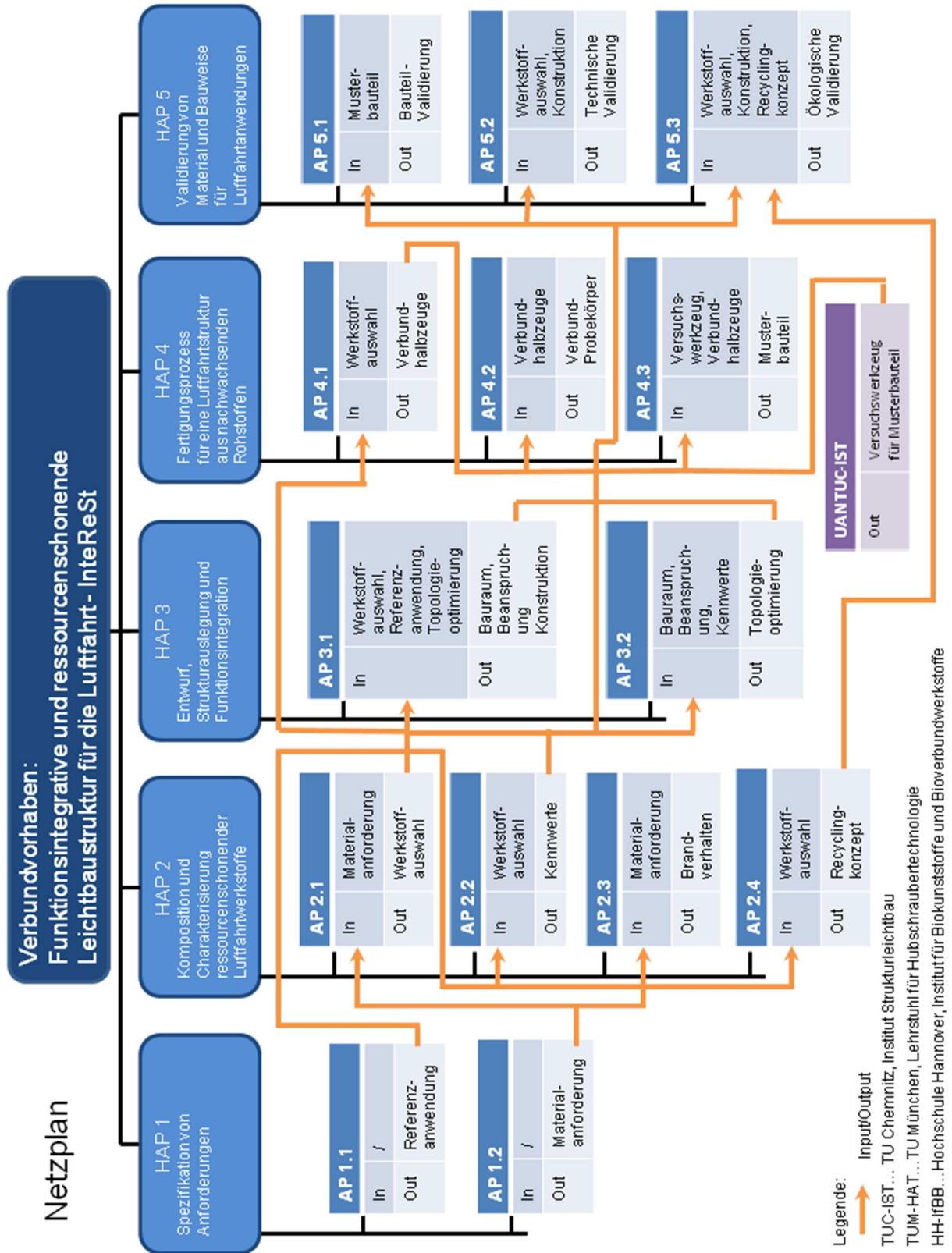


Abbildung 2: Netzplan aus Vorhabensbeschreibung

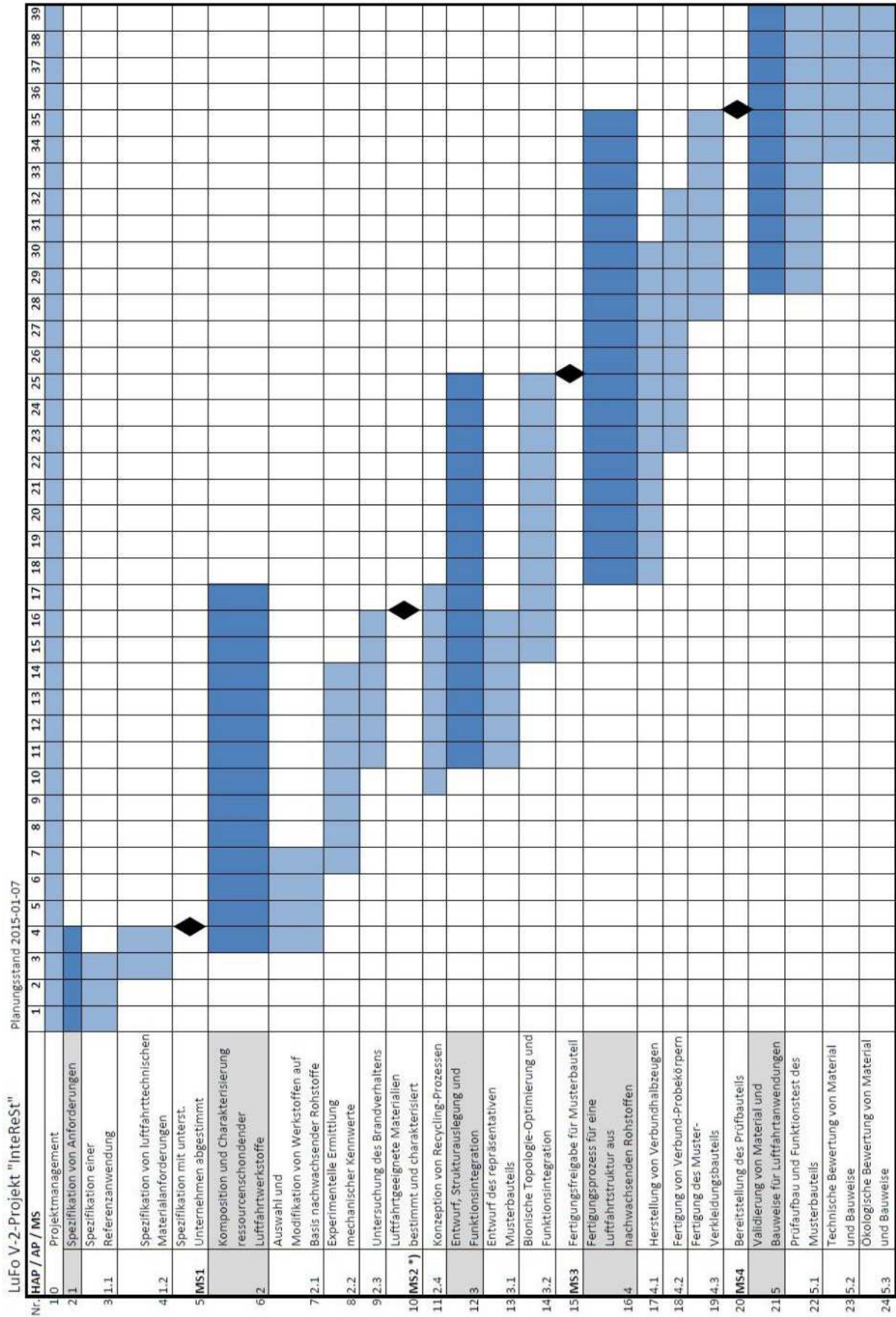


Abbildung 3: Zeitplan aus Vorhabensbeschreibung

4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Der Trend weg von metallischen Leichtbauwerkstoffen wie Aluminium und Titan hin zu FKV in der zivilen Luftfahrt ist ungebrochen. Aktuelle Verkehrsflugzeuge wie die Boeing 787 Dreamliner oder der Airbus A350 XWB bestehen ca. zur 50 % aus Kohlefaser-Verbundwerkstoffen (CFK). Nach wie vor ist der Trend der Gewichtsreduzierung einhergehend mit einer höheren Funktionsintegration ungebrochen. Während schon zu Beginn der Luftfahrtgeschichte Flugzeugstrukturen fast vollständig aus Holzwerkstoffen bestanden, kommen heutzutage kaum noch biogene Materialien zur Anwendung. Naturfaserverbundwerkstoffe (NFK) sind aktuell nur in speziellen Nischenanwendungen vorzufinden und stellten 2009 maximal 12 % des europäischen Faserverbundmarktes dar [1].

Duroplastische G-/CFK-Verbunde weisen neben den außerordentlich hohen spezifischen Festigkeitseigenschaften einige Nachteile in Hinblick auf vibroakustisches Verhalten, Schadenstoleranz, Umwelt und Kostenaspekte aufweisen. Gerade hier können naturbasierte Verstärkungsmaterialien ihr einzigartiges Eigenschaftspotenzial entfalten und vor allem in einem hybriden NFK/CFK-Verbund die oben genannten Nachteile von G-/CFK kompensieren. Besonders die positive CO₂-Bilanz in der Wachstumsphase, bessere Recyclingfähigkeit und geringer Energieeintrag bei der Halbzeugherstellung (300 GJ – CFK, 5 GJ – Hanf) sprechen für Naturfaser [1], [9], [10]. Grundsätzlich können bei NFKs, besonders mit Flachfaserverstärkung, relativ hohe spezifische Festigkeiten und Steifigkeiten erzielt werden, die den NFK-Werkstoffen neue Anwendungsfelder in der Luftfahrt zugänglich machen können. So erreicht der spezifische E-Modul von duroplastbasierten Flachfaserverbunden einen im Vergleich zum GFK um ca. 40 % höheren Wert, wohingegen die spezifische Zugfestigkeit bei ca. 34 % des entsprechenden Wertes von GFK liegt [8]. Ferner weisen Naturfasern relativ hohe Feuchtigkeitsaufnahme bis 14 Gew.-%, niedrige thermische Belastbarkeit, gute Brennbarkeit sowie wachstumsbedingte Eigenschaftsschwankungen auf [1].

Vor diesem Hintergrund sind Naturfasern kein vollwertiger Ersatz für Glas- und noch weniger für Kohlenstofffasern, können jedoch vor allem bei steifigkeitsdominierten Problemen in Kombination mit CFK als kostengünstige und leichte Verstärkungsfaser mit einem besonderen Leistungsspektrum eingesetzt werden. In der jüngsten Zeit wurden aufgrund immer größer werdenden Nachfrage verschiedene neuartige Hochleistungshalbzeuge (vornehmlich Gelege) in den Markt gebracht. Diese weisen aufgrund noch nicht ausgereifter Herstellungstechnologie zahlreiche Defizite im Hinblick auf Qualität und Weiterverarbeitbarkeit zum Verbundwerkstoff auf. Zudem kommen bei den meisten NF-Gelegen verdrehte Flachgarne zum Einsatz, was zu einer problematischen Imprägnierung mit polymerer Matrix und zur Minderung der Festigkeitseigen-

schaften des Verbundes führt. Eine Ausnahme stellen hier die unidirektionalen Halbzeuge der Fa. Lineo oder Fa. Composites Evolution dar, die aus parallel nebeneinander angeordneten, drehungsfreien, mit Ligninklebstoff leicht fixierten Flachslangfasern bestehen. Darüber hinaus sind auf dem Markt zahlreiche Gewebevarianten aus Naturfasergarnen mit Leinwand-, Körper- oder Atlasbindung vorhanden und einige wenige NF-Prepregs mit EP-Harzsystem bekannt. Die Naturfaserhalbzeuge lassen sich grundsätzlich im VARI, RTM- oder RIM-Verfahren und die Prepregs mittels etablierter Autoklav- oder Presstechnik zu tragfähigen Formteilen verarbeiten. Zu berücksichtigen ist dabei eine aufgrund der Oberflächenrauheit und hoher Biegesteifigkeit von Naturfasern eingeschränkte Drapierbarkeit der Halbzeuge. Vorteilhaft sind die gute Verarbeitbarkeit von NF-Halbzeugen im Pressverfahren dank ihrem gutmütigen Verdichtungsverhalten unter Druck und hoher Biegsamkeit sowie ihre günstigen vibroakustischen Eigenschaften im Verbund mit Thermo- oder Duroplasten. Zur Leistungssteigerung von NFK-Werkstoffen sind jedoch weitere Entwicklungsschritte zwecks Umsetzung von belastungsgerecht ausgelegten Leichtbauteilen erforderlich. Verbesserung des Langzeitverhaltens unter Last, Minimierung der Feuchtempfindlichkeit und Erhöhung der Prozessrobustheit bei der Verarbeitung sind hierbei von hohem Stellenwert.

Durch den Einsatz von biobasierten duroplastischen Matrixwerkstoffen in NFKs können weitere ökologische Vorteile geschaffen werden. Die Verwendung teil-biobasierter Matrixsysteme in Luftfahrtanwendungen ist bislang jedoch nicht bekannt. Aktuell sind auf dem Markt zahlreiche konkurrenzfähige biobasierte Lösungen (31 - 56 % biogener Anteil im EP-Harz) vorzufinden, die den biobasierten Anteil des Verbundes um bis zu 12 % (VARI-Verfahren mit 55% Vol.-%) steigern können.

Aktuell sind zahlreiche Publikation bekannt, die sich mit dem Thema Untersuchung duroplastischer hybrider CF-/GF-Flachsfaserverbunde auf Grundlagenebene beschäftigen. Gegenstand dieser Untersuchungen waren zumeist Struktureigenschaften [2], [18], [19], [20], Dämpfungs- [3], [5], [16], [23] und Brandverhalten [13], Fatigue-Eigenschaften [4], [6], [7], Wasseraufnahmeverhalten [14], [15], [21] oder nichtlineares Materialverhalten [22]. Referenzen zur computergestützten Auslegung oder Optimierung von hybriden FKV auf Basis von Flachsfasern oder zur numerischen Modellierung des Bruch- und Schädigungsverhaltens sind kaum bekannt [17]. Auch verfügbare Publikationen zum Thema Einsatz von Naturfaserverbunden für Luftfahrtanwendungen sind begrenzt [9], [24]. Trotz vieler Veröffentlichungen, welche aufgrund der Verwendung unterschiedlicher Naturfasern, Matrices oder Prüfverfahren oftmals konträre Resultate zeigen, fehlt eine solide Datenbasis für die zuverlässige CAD-gestützte Modellierung von strukturellen Luftfahrtbauteilen. Mit dem Verbundvorhaben „InteReSt“ wurde daher ein wichtiger Schritt in diese Richtung gemacht und ein enormes Knowhow geschaffen.

5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Während der gesamten Projektlaufzeit fand eine enge und sehr kooperative Zusammenarbeit zwischen allen Verbundpartnern statt. Zwecks optimaler Koordination der Arbeiten und des reibungslosen Projektfortschrittes fanden im zweiwöchigen Rhythmus gemeinsame Telefonkonferenzen statt. Ferner wurden planmäßig Meilenstein- und Projekttreffen sowie Treffen zur Fertigung von Verbundhalbzeugen und Musterbauteilen durchgeführt (Tabelle 2).

Tabelle 2: Durchgeführte Projekttreffen

Datum	Art des Treffens	Ort
15.02.2016	Projektaufakt	TUC, Chemnitz
11.05.2016	1. Meilenstein	TUM, München
25.11.2016	Jahresabschlusstreffen 2016	IfBB, Hannover
08.02.2017	Werksbesuch	EDM Aerotech GmbH, Geisleden
08.06.2017	2. Meilensteintreffen	TUC, Chemnitz
05.10.2017	Fertigung von Verbundplatten	IfBB, Hannover
23.-25.04.18	3. Meilenstein, Fertigung	TUM, München
09.-11.10.18	Fertigung von Musterbauteils	TUM, München
27.03.2019	Abschlusstreffen	IfBB Hannover

Da im Verbundprojekt keine direkte Beteiligung der Industrie vorgesehen war, fand der Austausch mit industriellen Partnern nur begrenzt statt. Vielmehr fand der Austausch auf Luftfahrtmessen, wie HAI EXPO 2017 und AERO, und Fachsymposien, wie DLRK 2017/18 sowie ECCM18, statt. So konnte der aktuelle Wissens- und Technologiestand rund um moderne Luftfahrtwerkstoffe, Fertigungstechnologien sowie Innovationen in der Hubschrauberentwicklung und dem -bau verbessert und sichergestellt werden. Ferner ermöglichten die Messebesuche die Kontaktaufnahme zu weltmarktführenden Unternehmen und ihren Zulieferern sowie das Auskundschaften von Erfahrungswerten und Intentionen im Hinblick auf den Einsatz von funktionsintegrativen und ressourcenschonenden biogenen hybriden Faser-Kunststoff-Verbunden im zivilen Flugzeug- und Hubschrauberbau.

6 Erzielte Ergebnisse

6.1 HAP 3:

Das HAP 3 umfasst die zwei Arbeitspakete AP 3.1 „Entwurf eines repräsentativen Musterbauteils“ (TUM) sowie AP 3.2 „Bionische Topologie-Optimierung und Funktionsintegration“ (TUC) und wird von November 2016 bis Januar 2018 bearbeitet. Das AP 3.1 wurde vollständig von TUM-HT bearbeitet und dessen Ergebnisse nach dem 2. Meilensteintreffen an TUC-IST übergeben. Diese umfassten die CADs der im HAP 1 festgelegten Referenzbauteile (Abbildung 4), eine „konservative“ analytische Vorauslegung des Höhenleitwerkes in Holmbauweise mit vereinfachter einseitig und beidseitig wirkender „Ultimate Load“, zwei in ANSYS 17.2 erstellten FE-Simulationen mit entsprechenden aerodynamischen Druckverteilungen und weiteren Lastszenarien sowie mehrere studentische Arbeiten zu beiden Referenzbauteilen

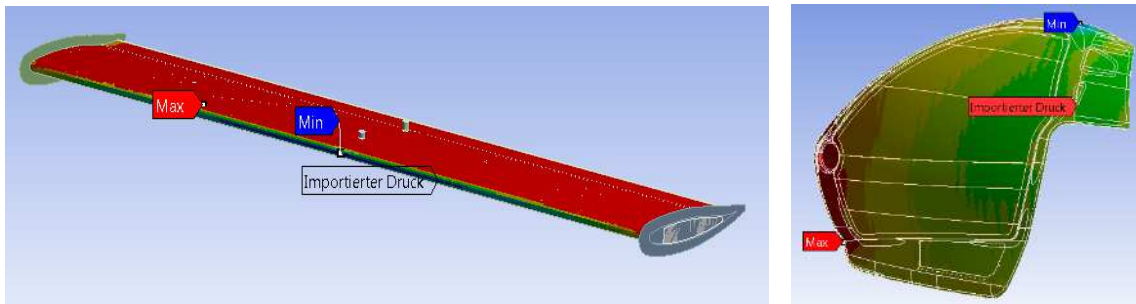


Abbildung 4: Als Referenz ausgewählten Bauteile (Höhenleitwerk (links), Hubschraubertür (rechts)) des Ultraleithubschraubers CoAX 2D der Firma EDM Aerotec GmbH mit entsprechender aerodynamischen Druckverteilung

6.1.1 AP 3.2: Optimierung des Höhenleitwerkes (HLW)

Zum besseren Verständnis der durchgeführten Optimierungsschritte wird zunächst auf das Referenzbauteil und die Ergebnisse der Vorauslegung aus dem AP 3.1 eingegangen. Abbildung 5 zeigt das Höhenleitwerk in Vollkernbauweise mit farbig gekennzeichneten Dicken der Deckschichten. Als Fertigungsverfahren kommt das Prepreg-Verfahren zum Einsatz, welches die Nutzung eines Hochdruckautoklaven und vorimprägnierter Faserhalbzeuge voraussetzt. Als Fasermaterial wird CF-Gelege U600-0/SD-E 501/33 bzw. CF-Gewebe PGG200T2347 und als Hartschaumkern Herex C71.55-ET verwendet. Das Gesamtgewicht beträgt 1150 g und soll als Referenzgewicht dienen.

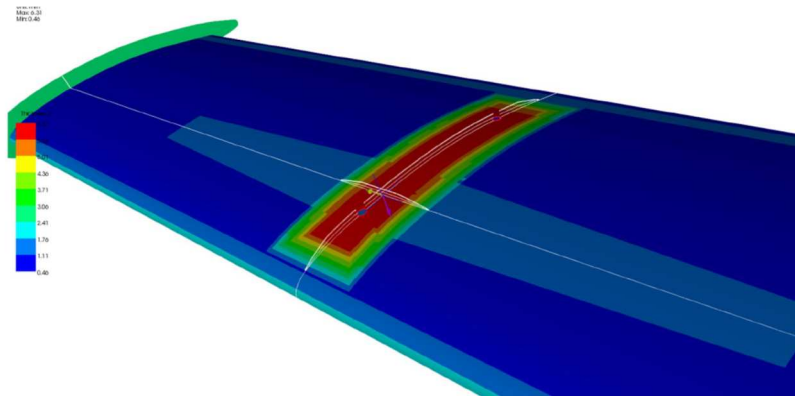


Abbildung 5: Referenzbauteil Höhenleitwerk in Vollkernbauweise mit farbig gekennzeichneten Dicken der CFK-Deckschichten

Wie der Abbildung 5 entnommen werden kann, ist das HLW im Bereich der Befestigung an den Hubschrauberausleger zusätzlich verstärkt. Die Befestigung wird mittels zwei in die Durchbohrungen eingeklebten Aluminiuminserts realisiert. Derartige Krafteinleitung führt zwangsläufig zu Entstehung lokaler Spannungsspitzen und der Notwendigkeit lokaler Laminatverdickungen. Für die weitere fertigungsgerechte Neuauslegung bzw. Optimierung des HLW wird die Art der Befestigung übernommen.

Aktuell ist die Performance der wenigen verfügbaren Naturfaser-Prepregs¹, wie z.B. Flaxpreg der Firma Lineo, für den luftfahrttechnischen Einsatz nicht geeignet, daher muss auf nicht vorimprägnierte Halbzeuge ausgewichen werden. Diese bedürfen andere Verarbeitungsverfahren, wie Handlaminieren, Vakuum Assist Resine Infusion (VARI), Vacuum Assisted Resin Transfer Molding (VARTM) oder Vacuum Transfer Molding (RTM), welche eine andere verfahrensgerechte Bauweise und Konstruktive

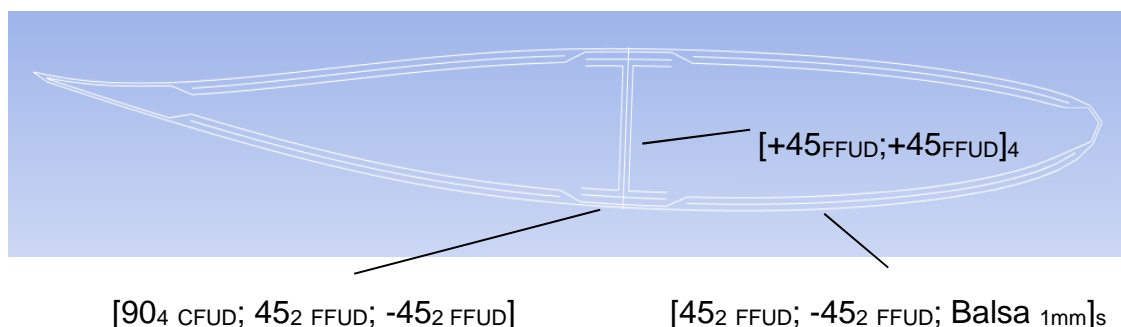


Abbildung 6: Querschnitt des von TUM vorausgelegten HLWs mit entsprechendem Lagenaufbau

¹ Die im AP 2.2 an der TUM-HT und HsH-IfBB durchgeführten Untersuchungen zeigten eine unzureichende Imprägnierung des Flaxpregs mit Harz, was sich nach der Konsolidierung zum Verbund in unzureichender Querfestigkeit des Laminates widerspiegelte. Ohne Zugabe eines weiteren Harzprepreges, wie z.B. Loctide EA 7000 aero, ist eine qualitativ hochwertige Verarbeitbarkeit noch nicht gegeben.

Änderungen des HLW voraussetzen. Aus der Sicht des Konsortiums ist VARI das kostengünstigste und am einfachsten realisierbare Verfahren, bei dem verhältnismäßig hohe Faservolumenanteile bis zu 50 % erreicht werden können. Dies wurde seitens der TUM-HT bei der Vorauslegung berücksichtigt und die „klassische“ Holmbauweise mit einem Doppel-T-Schubfeldträger und Sandwichschalen herangezogen.

Die Abbildung 6 veranschaulicht den Querschnitt des HLW mit entsprechendem Laminataufbau. Der Schubfeldträger wurde an der dicksten Stelle des HLW bei $h_{\max} = 30,768 \text{ mm}$ und $x = 93,75 \text{ mm}$ platziert. Diese Position entspricht weder dem Schwer- noch dem Schubmittelpunkt, was zwangsläufig zur Torsion des HLW bei Querkrafteinwirkung führen wird. Um resultierende Querkräfte auszugleichen und verdrehungsfreie Krafteinwirkung zu erreichen, müssen Schwer- und Schubmittelpunkte aufeinander fallen. Der Lagenaufbau wurde anhand einer analytischen Berechnung basierend auf dem Panelverfahren ermittelt, welches in der studentischen Arbeit von Dawid Kobus näher erläutert wird. Dabei wird aus der aerodynamischen Last bei einem maximalen Anstellwinkel die Auftriebsverteilung auf jedes Panel entlang der Spannweite und daraus resultierende Querkräfte, Biege- und Torsionsmomente errechnet. Diese dienen als Grundlage für die Berechnung des Widerstandmomentes des HLW-Profils und den entsprechenden lokalen Materialdicken. Der Vorarbeit zufolge kann der Doppel-T-Schubfeldträger mit abgestuftem Lagenaufbau der Gurte und des Holms realisiert werden, wobei sich die Vorauslegung auf konservative „überdimensionierte“ Bauweise mit durchgehend konstanten Laminatdicken beschränkt. Die Form des Doppel-T-Schubfeldträgers bietet aufgrund der Symmetrie strukturmechanische Vorteile, da der Schwer- und Schubmittelpunkt übereinanderliegen. Die Fertigung ist jedoch aufwendiger, weil der Träger letztendlich aus separat gefertigten Teilen durch Kleben zusammengesetzt werden muss. Dies führt außerdem zu starken Fertigungstoleranzen und nicht optimal liegenden hochbelasteten CF-Zug- bzw. Biegegurten.

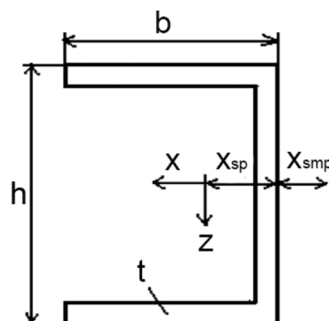


Abbildung 7: U-Schubfeldträger mit gekennzeichneten Positionen des Schwer- sowie Schubmittelpunktes

Aus strukturmechanischer Sicht müssen diese zur Erreichung des maximalen Flächenträgheitsmomentes ganz außen liegen. Daher ist eine gute Alternative zum Doppel-T-Schubfeldträger ein U-Schubfeldträger, wobei bei dieser Ausführung, wie der Abbildung 10 zu entnehmen ist, der Schubmittelpunkt außerhalb und im konkreten Fall bei $x_{\text{lokal}} = -11,38 \text{ mm}$ liegt (mit $b = 0,5h = 30 \text{ mm}$ und $t = 3 \text{ mm}$). Dies führt zur weiteren Verschiebung des Trägers in Richtung der Profilhase, bei einer resultierenden Profilhöhe von $h_{\text{res}} = 30,32$.

Im Weiteren wird auf die Defizite der FE-Simulation aus dem AP 3.1 eingegangen. Das HLW wurde im Programm ANSYS Workbench 17.2 als Flächenmodell realisiert. Als Lastszenario wurde eine Druckverteilung aus der CFD-Simulation (Abbildung 8) ausgewählt und mit einem Sicherheitsfaktor von 1,875 multipliziert. Die Lagerung des HLW erfolgte entlang der Profilkontur, was sehr vereinfacht ist. Wie im Vorhergehenden erläutert, wird das originale HLW mittels zwei eingeklebten Inserts am Hubschrauberleger befestigt. Dies führt zu lokalen Spannungsspitzen, anderer Verformung und evtl. zum lokalen Versagen. Daher sind die Ergebnisse der strukturmechanischen Analyse kritisch zu hinterfragen.

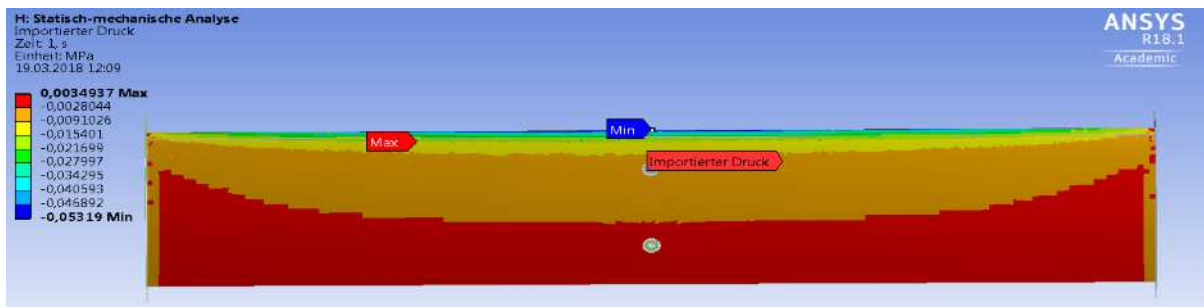


Abbildung 8: Importierte Druckverteilung aus der CFD-Simulation auf der Überdruckseite des HLW, versehen mit einem Sicherheitsfaktor von 1,875 (Ultimate Load)

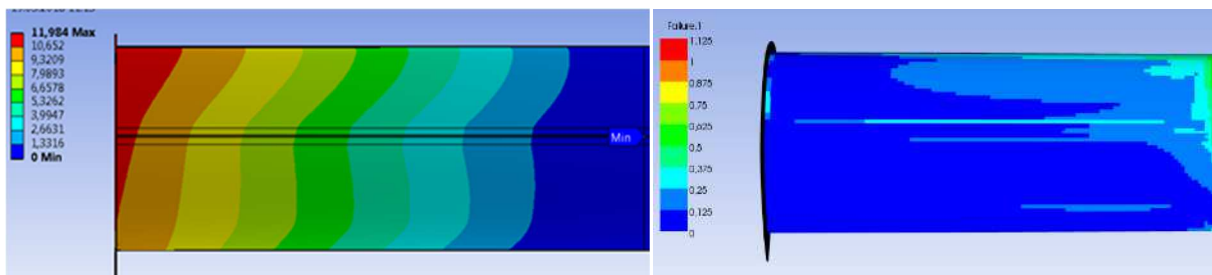


Abbildung 9: Ergebnisse der FE-Simulation aus dem AP 3.1, links die Verformung, rechts das Versagen der Halbspannweite

Die Abbildung 9 veranschaulicht die Ergebnisse der FE-Simulation. Das linke Bild zeigt die Verformung des HLW auf der Unterdruckseite. Maximale Verformung beträgt dabei 11,98 mm bei einem Gesamtgewicht des HLW von 918 g. Es ist ersichtlich, dass die Verformung entlang der Halbspannweite nach außen hin ungleichmäßiger wird und

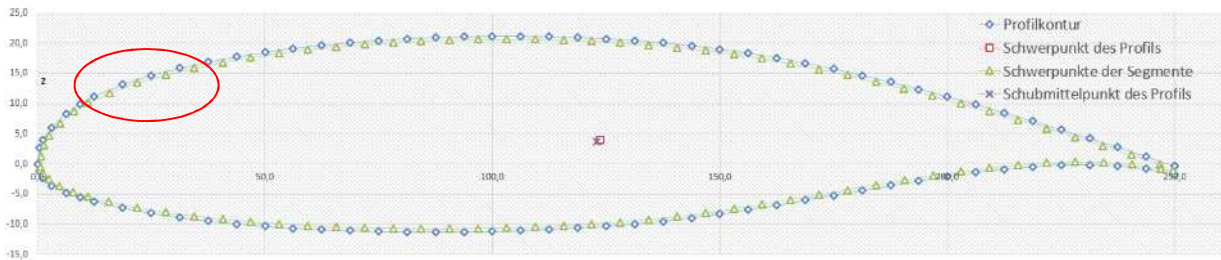


Abbildung 10: Profil des Höhenleitwerkes mit gekennzeichneten Stelle der potenziellen Trennung

evtl. zu unerwünschten aerodynamischen Effekten führen kann. Das rechte Bild in der Abbildung 9 zeigt, dass bei dem berechneten FE-Model kein Versagen eintritt.

Als Versagenskriterien wurden Kriterien hinsichtlich maximaler Spannungen bzw. Dehnungen², nach Hashin und Puck³ sowie Sandwich Criteria⁴ definiert. Dabei ist zu kritisieren, dass für die Berechnung des Versagens nach Hashin und Puck experimentell ermittelte Kennwerte notwendig sind, die aktuell nur geschätzt werden können. Ferner ist dieses Kriterium bei gewebten Halbzeuge nur bedingt anwendbar. Weiterhin fehlen in der Vorauslegung Überlegungen hinsichtlich der Fertigung der Schale.

Ein geschlossenes aerodynamisches Hohlprofil mit starker Krümmung im Bereich der Nase ist aus fertigungstechnischer Sicht mittels konventionellen Verfahren, wie VARI oder VARTM, und einem unidirektionalen Naturfaser-Halbzeug (wie Flaxtape 110) nicht realisierbar. Daher sind ganzheitliche konstruktive und materialseitige Änderungen notwendig, bei denen alle Aspekte fertigungsgerechter Bauweise berücksichtigt sind. Folglich wäre eine Aufteilung des Profils in zwei Teile mit einer überlappenden Klebeverbindung auf der Unterdruckseite sinnvoll (in der Abbildung 10 rot markiert).

² Ein Versagen nach dem Kriterium der maximalen Spannung/Dehnungen liegt vor, wenn die Spannung/Dehnungen in einer der Hauptmaterialrichtungen die Festigkeit/Dehnungslimits in dieser Richtung überschreiten. Zuerst wird der Spannungszustand/Dehnungszustand insgesamt in den globalen Koordinaten berechnet. Anschließend werden die Spannung/Dehnungen entlang der Hauptmaterialrichtungen für jede Lage durch Anwendung einer Koordinatentransformation.

³ Das Bruchmodi abhängige Kriterium nach Hashin und Puck dient zur Berechnung des Versagens von unidirektionalen Faser-Kunststoff-Verbunden. Zur Beschreibung des Bruchzustands werden die über Faser- und Matrixquerschnitte gemittelten Beanspruchungen der UD-Schicht und die dazugehörigen Festigkeiten benutzt. Unterschieden wird in Faser-, Zwischenfaser- und Matrixbruch.

⁴ Bei dem Sandwich Criteria wird nicht der Faserverbund sondern die gesamte Sandwichstruktur betrachtet. Dabei werden die Versagensarten in das Beulen der unteren bzw. oberen Deckschichten, Kernschubversagen, Scher-Beulen-Versagen unterteilt.

Nach der gründlichen Analyse der Vorarbeit und der fertigungstechnischen bzw. materialeseitigen Möglichkeiten wurde entschieden die Bauweise des Höhenleitwerkes zu ändern und dabei zwei Optimierungsansätze zu verfolgen. Wie im Oberen schon beschrieben, wurde die Beplankung in zwei Hälften mit einer überlappenden Klebeverbindung auf der Unterdruckseite geteilt. Darüber hinaus wurde die Anbindung des HLWs an den Ausleger neukonstruiert. Bei der Neukonstruktion 1 (Abbildung 11) wurde das Höhenleitwerk in mehreren Iterationsschleifen hinsichtlich eines optimalen Lagenaufbau optimiert. Zur Verhinderung des lokalen Beulens und zur Reduzierung der lokalen Spannungsspitzen im Bereich der Anbindung wurden ins FE-Model Hartschaumeinlagen eingebracht.

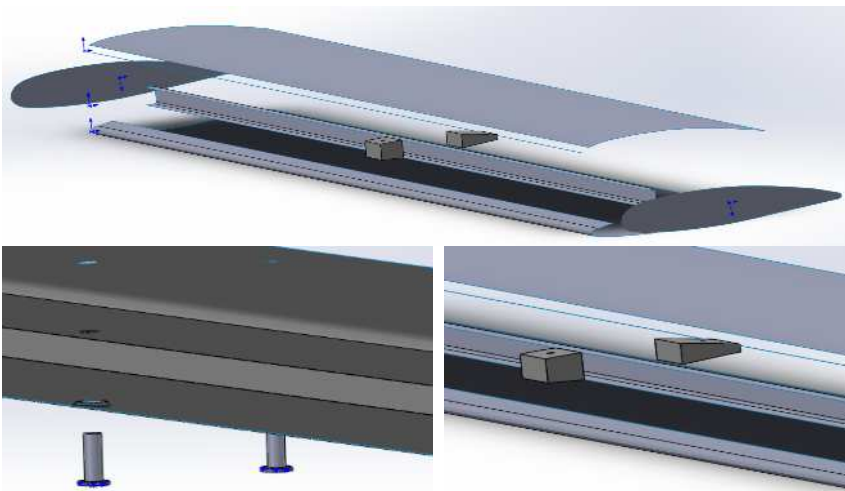


Abbildung 11: Neukonstruktion 1 des Höhenleitwerkes mit U-Schubfeldträger (oben), 2 Inserts zur Krafteinleitung (unten links) sowie Hartschaumkernen an der Krafteinleitungsstelle (unten rechts)

Bei der Neukonstruktion 2 (Abbildung 12) wurde als Entwurfsraum für die Topologieoptimierung der Hartschaumkern des Referenzbauteils festgelegt. Dabei wurde die Topologieoptimierung mit einer Massenstudie kombiniert, um eine vorteilhafte Beziehung zwischen Massereduktion und Nachgiebigkeit herauszufinden. Nach Feststellung des Vorzugskonzeptes wurde dieses im CAD-Programm nachkonstruiert und mit Hilfe einer Reanalyse bestätigt.

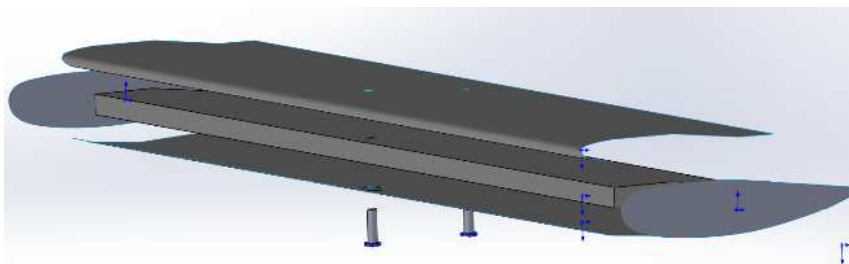


Abbildung 12: Neukonstruktion 2 des Höhenleitwerkes mit Hartschaumkern und 2 Inserts zur Krafteinleitung

Für die Strukturoptimierung wurde als Optimierungszielgröße die maximale Verformung des HLW bei einfacher aerodynamischer Last (SF=1) von max. 10 mm definiert.

Nach der Free Size Optimization im Programm Optistruct (Hyperworks) und zahlreichen Iterationsschleifen hat sich bei der Neukonstruktion 1 der in Abbildung 13 dargestellte Lagenaufbau als optimal erwiesen. Dabei wurde stets darauf geachtet, den Kohlenstofffaseranteil geringstmöglich zu halten.

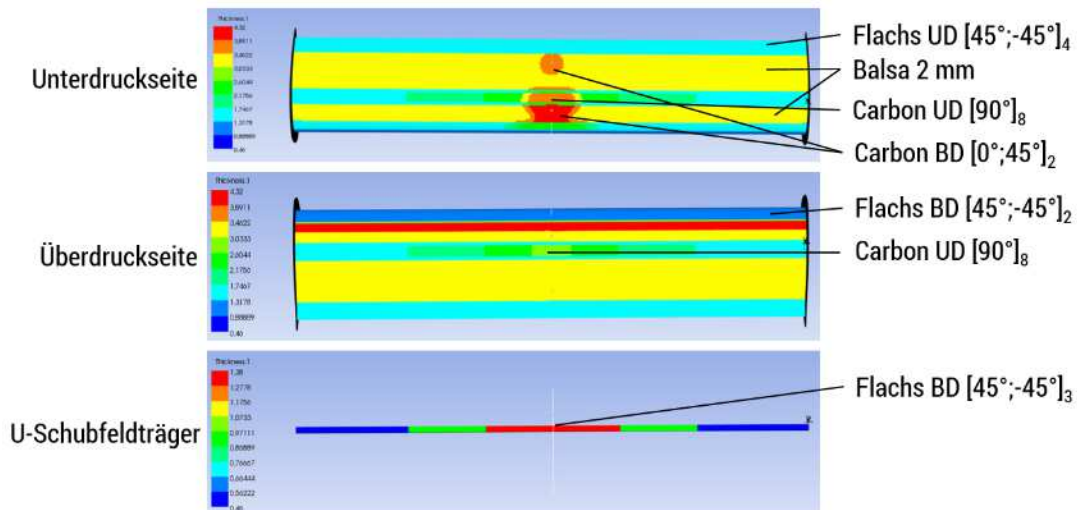


Abbildung 13: Optimierter Lagenaufbau der Neukonstruktion 1 des HLW

Wie der Abbildung 13 entnommen werden kann, kommen bei der Neukonstruktion 1 uni- und bidirektionale Flachsfaserhalbzeuge (Flaxtape UD 110g, Flaxtape BD 150g der Firma Lineo), unidirektionales CF-Tape mit 30 mm Breite (KDU-1017 der Firma Carbon-Werke Weißgerber GmbH) sowie 2 mm dickes Balsaholz zum Einsatz. Im Bereich der Nase auf der Überdruckseite wird Flaxtape BD 150g eingesetzt, da der relativ geringe Radius mit Flachsgewebe nicht abbildbar ist. Der Materialwechsel von BD-Gewebe zu UD-Gewebe findet unmittelbar nach der Krümmung statt und wird im FE-Modell überlappend konstruiert (Abbildung 14).

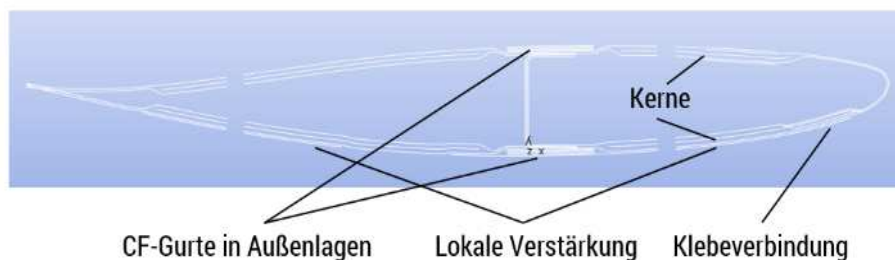


Abbildung 14: Querschnitt der Neukonstruktion 1 des HLW mit schematischem Lagenaufbau. Andere flächigen Bereiche der Konstruktion sind mit Flaxtape UD 110g abgebildet. Die CF-Gurte des U-Schubfeldträgers sind zur effizienteren Aufnahme von Zug- bzw. Druckbeanspruchungen in den äußeren Lagen platziert. Die überlappende Klebeverbindung der unteren und oberen Schale wird im FE-Modell als schubsteife Verbindung umgesetzt. Zur Minimierung der lokalen Spannungsspitzen im Bereich der Inserts

(Durchbohrungen) sind auf der Überdruckseite zusätzliche Verstärkungslagen aus bidirektionalem CF-Material angeordnet. Der U-Schubfeldträger besteht komplett aus Flach-Gewebe und weist, aufgrund der nach außen hin abnehmenden Belastung, einen abgestuften Lagenaufbau auf. Zur Versteifung und zum Verhindern des Beulens der Häute ist im vorderen und hinteren Bereich jeweils ein 2 mm dicker Kern aus Balsaholz ins Laminat eingebracht.

Die Randbedingungen für die Lagerung des HLW sind in der Abbildung 15 dargestellt. Im Referenzbauteil sind die Alu-Inserts mit einem Strukturkleber fest eingeklebt. Daher sind alle 6 Freiheitsgrade auf der Unterdruckseite im Kontaktbereich zwischen Insert und HLW gesperrt. Auf der Überdruckseite des HLW entspricht das einer Lagerung an der Kante mit 5 gesperrten Freiheitsgraden. Translation entlang der Inserts-Längsachse Z ist offen. Die Bohrungsflächen der versteifenden Hartschaumeinlagen sind im FE-Modell mit den Inserts fest verbunden.

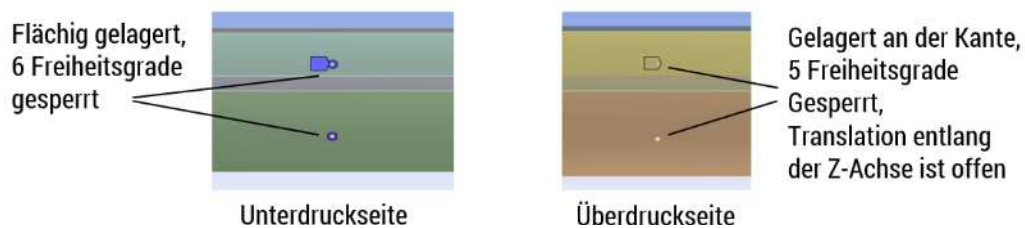


Abbildung 15: Darstellung der Randbedingungen des HLW im FE-Modell

Die Abbildung 16 zeigt die Verformung des HLW unter 1- (SF 1) und 1,875-facher (SF 1,875) aerodynamischer Belastung. Obwohl die Zielgrößen erreicht werden, weist das HLW, wie schon in der Vorarbeit, eine ungleichmäßige Verformung entlang der Spannweite auf. Dies kann während des schnellen Vorwärtsfluges eventuell zu unerwünschten aerodynamischen Effekten führen.

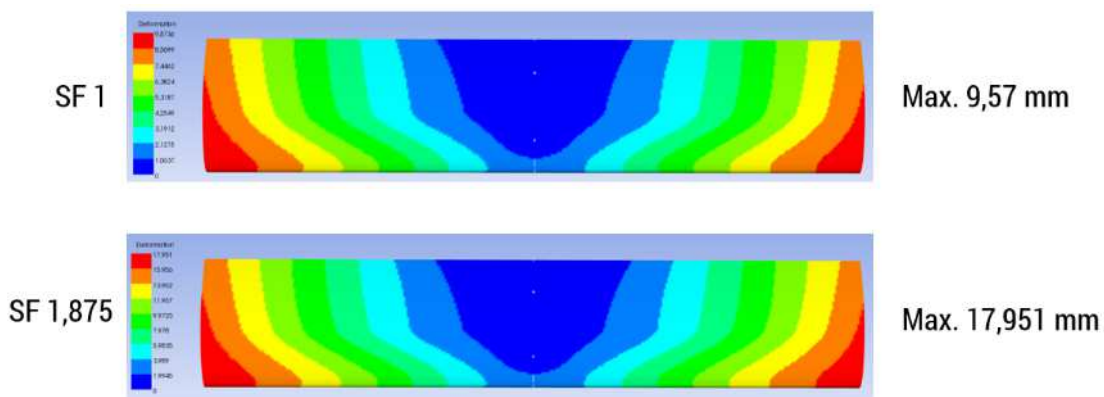


Abbildung 16: Verformung der Neukonstruktion 1 unter 1- und 1,875-facher Belastung

Die Abbildung 17 und Abbildung 18 veranschaulichen das Versagen des HLW nach dem Kriterium der maximalen Spannung bzw. Dehnungen. Wie den Versagensplots entnommen werden kann, ist unter 1,875-facher Belastung ein Versagen im Bereich

der Überlappung (Klebeverbindung) auf der Unterdruckseite in Folge der Überschreitung maximaler Druckspannungen entlang der Hauptmaterialrichtungen in äußeren Laminatlagen mit einem Sicherheitsfaktor⁵ $\gamma = 1,25$ sehr wahrscheinlich. Außerdem gibt es Spannungsspitzen im Kontaktbereich des vorderen Inserts, die evtl. zum lokalen Versagen führen können. Unter einfacher Belastung ist kein Versagen feststellbar.

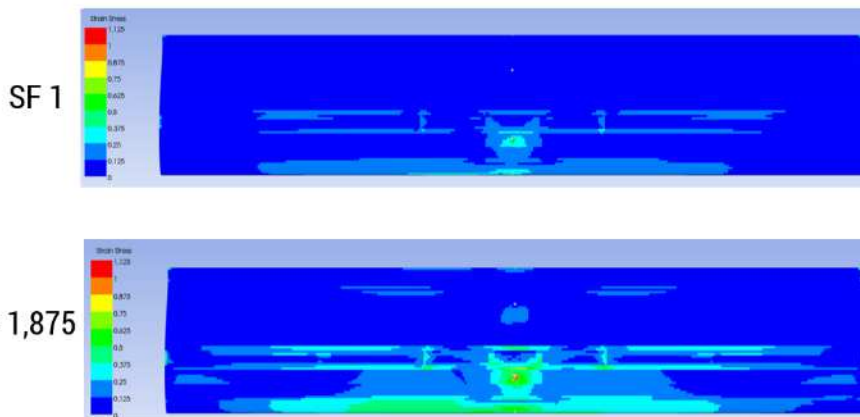


Abbildung 17: Darstellung des Versagens (max. Spannungen, max. Dehnungen) auf der Überdruckseite des HLW (Neukonstruktion 1)

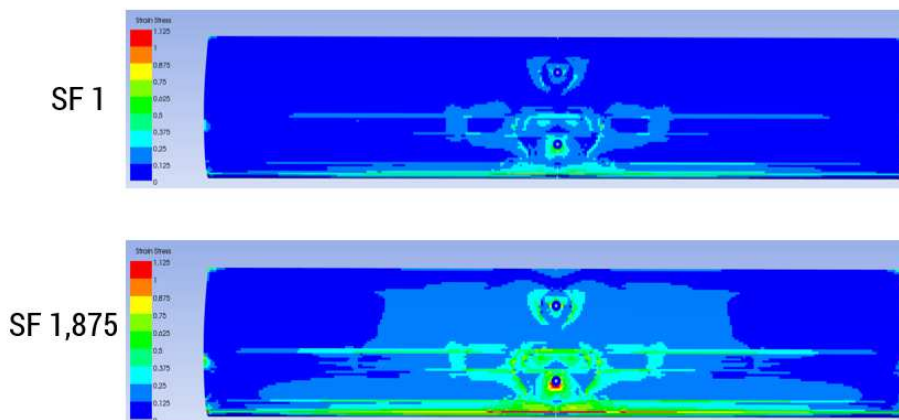


Abbildung 18: Darstellung des Versagens (max. Spannungen, max. Dehnungen) auf der Unterdruckseite des HLW (Neukonstruktion 1)

Die Abbildung 20 und Abbildung 19 zeigen die Versagensbilder nach dem Sandwich Criteria. Bei diesem Kriterium wird zwischen Beulen von Deckschichten, Kernschubversagen sowie Scher-Beulen-Versagen unterschieden. Sowohl bei $SF = 1$ als auch $SF = 1,875$ lässt sich im Bereich des vorderen Inserts auf der Unterdruckseite des HLW ein Kernschubversagen feststellen. Lokale Verstärkung mit symmetrischem

⁵ Ein Sicherheitsfaktor von 1 bedeutet, dass das Bauteil keine Sicherheitsreserven gegen Versagen besitzt. Sicherheitsfaktor ist wie folgt definiert: $\gamma = \frac{\text{Versagens-Belastung}}{\text{erlaubte Belastung}}$

quasiisotropem CF-Laminat führt zwar zur Minderung des Versagens, erhöht aber signifikant den CF-Anteil und die Gesamtmasse des HLW.

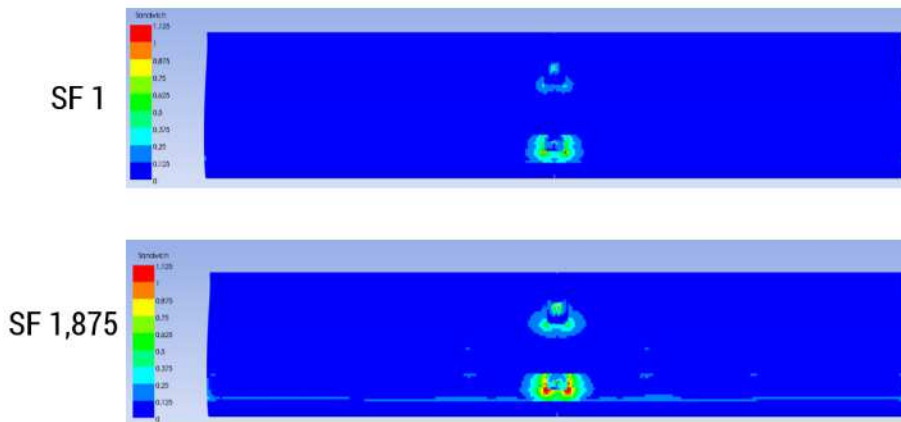


Abbildung 20: Darstellung des Versagens (Sandwich Criteria) auf der Überdruckseite des HLW (Neukonstruktion 1)

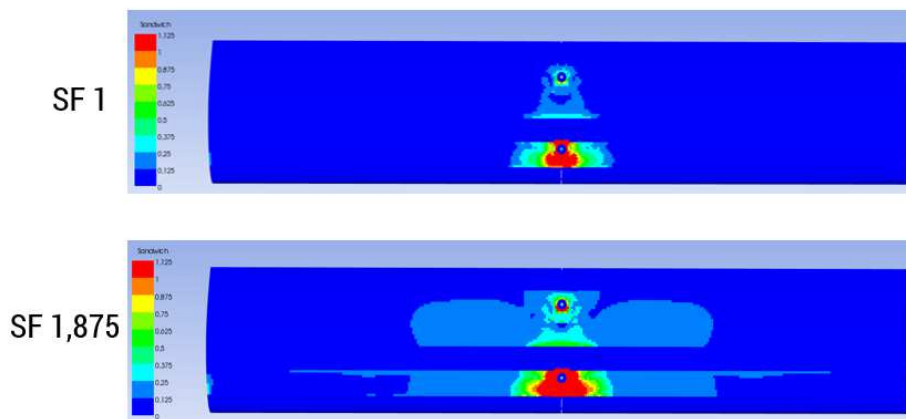


Abbildung 19: Darstellung des Versagens (Sandwich Criteria) auf der Unterdruckseite des HLW (Neukonstruktion 1)

Bei der Neukonstruktion 2 wurde die Vollkernbauweise mit topologieoptimiertem Hartschaumkern und optimiertem hybriden Laminataufbau angewendet. Die Topologieoptimierung wurde im Programm Ansys Workbench 18.2 durchgeführt. Als Designraum wurde der Hartschaumkern und als Zielgrößen für die Massereduktionstudie wurden 40%, 50% und 60% des Referenzgewichtes des Kerns festgelegt. Um das Ergebnis der Optimierung nicht zu beeinflussen, wurden die Decksichten des HLW als symmetrisches quasiisotropes Laminat $[0; 90; 45; -45]_s$ aus Flachfasergewebe abgebildet. Abbildung 22 zeigt exemplarisch das Ergebnis der Topologieoptimierung bei einer Massereduktion von 60% sowie die CAD-Nachkonstruktion für die Re-Analyse. Die Masse des nachkonstruierten Kerns beträgt lediglich 140 g bei einer Materialdichte von 71 g/dm^3 . Dies entspricht einer tatsächlichen Massereduktion des Vollkerns um ca. 58 %.

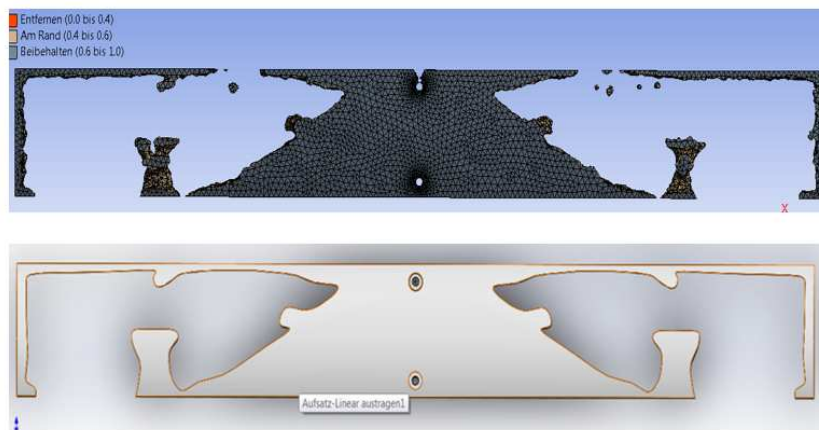


Abbildung 22: Ergebnis der Topologieoptimierung des Hartschaumkerns (oben) bei einer Massereduktion von 60 % sowie CAD-Nachkonstruktion für die Re-Analyse

Wie der Abbildung 21 entnommen werden kann, stellt das Optimierungsergebnis ein Optimum zwischen Massenreduktion und Nachgiebigkeit des HLW dar. Im Vergleich zum HLW mit Vollkern ist die Verformung des gleichen HLW mit optimiertem Kern nur etwa 10 % größer, wobei das konstante Verformungsbild erhalten bleibt.

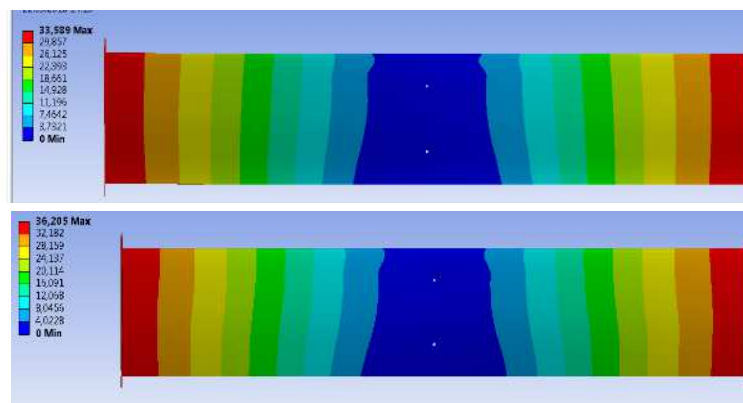


Abbildung 21: Verformung des HLW mit Vollschaumkern (oben) und mit topologieoptimiertem Schaumkern (unten)

Mittels weiterer Optimierungsschritte wurde der optimale hybride Lagenaufbau verifiziert. Dieser ist in der Abbildung 24 dargestellt. Auf der Unterdruckseite des HLW kommt ein 3-lagiger um 45° versetzter Kreuzverbund aus Flachs UD-Gelege und auf der Überdruckseite ein 4-lagiger um 45° versetzter Verbund aus Flachs BD-Gewebe zum Einsatz. Wie in der Neukonstruktion 1 auch, werden zur Versteifung des HLW in den äußersten Lagen Druck- bzw. Zug-Gurte aus CF-Gelege eingesetzt. Diese weisen den gleichen abgestuften Aufbau und Faserorientierung in Spannweitenrichtung auf. Zur lokalen Verstärkung des Kraffteinleitungsbereichs auf der Unterdruckseite ist ein zweilagiger um 45° versetzten Kreuzverbund aus CF-Gewebe platziert.

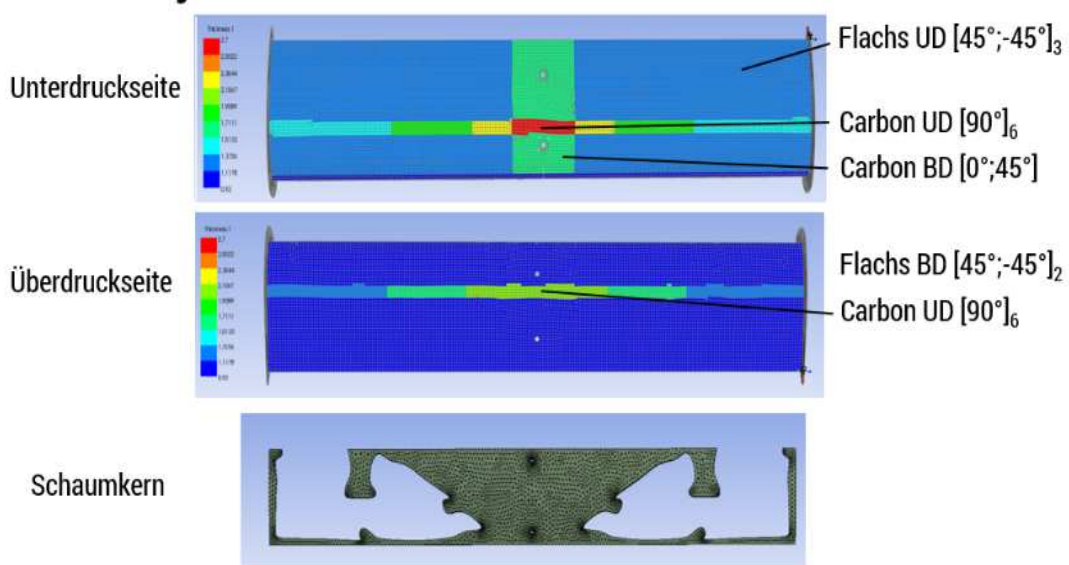


Abbildung 24: Optimierter Lagenaufbau der Neukonstruktion 2 des HLW

Abbildung 23 veranschaulicht die Deformation des HLW mit topologieoptimiertem Schaumkern und optimiertem hybriden Lagenaufbau unter aerodynamischer Last. Die maximale Verformung bei einfacher Belastung beträgt 9,98 mm und bei 1,875-facher Belastung 18,48 mm. Das Verformungsbild ist entlang der Spannweite stets konstant und ohne Verdrillung. Damit sind die Vorgaben des Lastenheftes hinsichtlich der Verformung erfüllt.

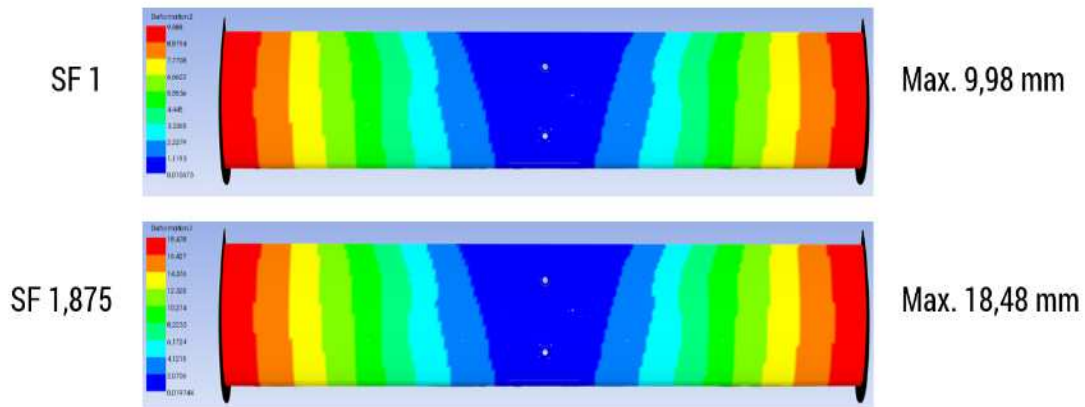


Abbildung 23: Verformung der Neukonstruktion 2 unter 1- und 1,875-facher Belastung

Das Versagen der Neukonstruktion 2 wird anhand der Spannungs- und Dehnungskriterien bewertet. Abbildung 26 und Abbildung 25 veranschaulichen die Versagensplots. Es ist ersichtlich, dass es weder auf der Unter- als auch der Überdruckseite zum Versagen infolge zu hoher Spannungen oder Dehnungen kommt. Der Sicherheitsfaktor steigt nur im Bereich der Befestigung des HLW an den Ausleger auf den Wert $SF = 0,5$ an. Da die Spannungs- bzw. Dehnungswerte in die Versagenskriterien quadratisch

einhergehen, sind noch genug Sicherheitsreserven für höhere Beanspruchungen vorhanden. Im Schaumkern steigen die Spannungen nach von Mieses auf einen maximalen Wert von nur 4,64 MPa an, was jenseits des Spannungslimits liegt.

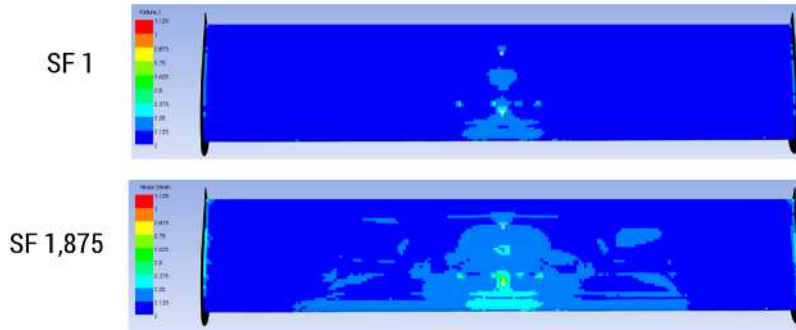


Abbildung 26: Darstellung des Versagens (max. Spannungen, max. Dehnungen) auf der Überdruckseite des HLW (Neukonstruktion 2)

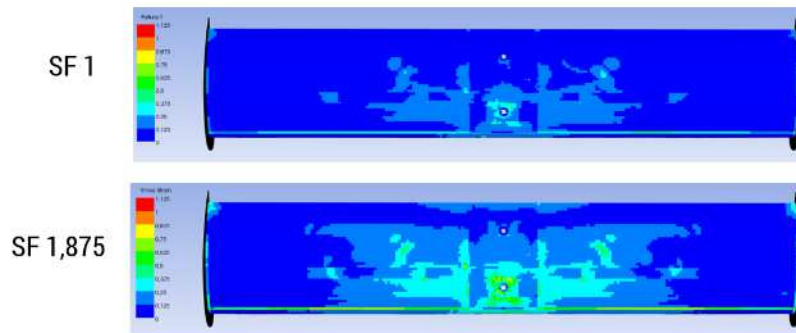
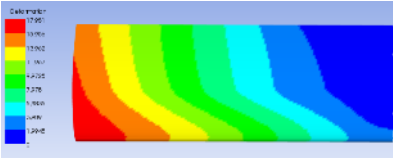
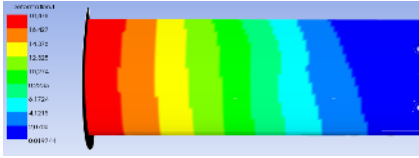

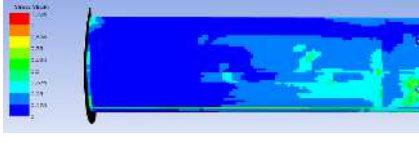


Abbildung 25: Darstellung des Versagens (max. Spannungen, max. Dehnungen) auf der Unterdruckseite des HLW (Neukonstruktion 2)

Für bessere Vergleichbarkeit der Konstruktionsvarianten, sind die relevanten Ergebnisse der FE-Simulation in der Tabelle 3 zusammengefasst. Bei direkter Gegenüberstellung ist erkennbar, dass das HLW mit topologieoptimiertem Kern mit einem Gesamtgewicht von 1230 g (6,3 % mehr als das Referenzgewicht von 1150g) und einem Biomassenanteil von 58 % dem HLW mit U-Schubfeldträger in allen Belangen überlegen ist. Außerdem ist die Variante 2 102 g leichter als das HLW aus der Vorauslegung. Trotz höherem Biomassenanteil von 66% und geringerem Kohlenfaseranteil von nur 4,3% weist die Neukonstruktion 1 bei gleicher Verformung ein signifikant höheres Gewicht von 1516g (31% mehr als das Referenzgewicht von 1150g) sowie ein potentielles Kernversagen bei 1,875-facher aerodynamischer Belastung (Ultimate Load) auf. Aus fertigungstechnischer Sicht ist der Aufwand für die Fertigung des U-Schubfeldträgers höher, da dieser der manuellen Herstellung eines eigenen Werkzeuges und nachträglichen Zuschnittes bedarf. Der Schaumkern wird vollmaschinell CNC-gefräst und ist mit engen Toleranzen herstellbar. Dies gewährleistet die Exaktheit des aerodynamischen Profils und einfache Verklebung der Beplankung mit dem Kern. Ein weiterer signifikanter Vorteil dieser Bauweise liegt in der Möglichkeit der Verwendung von im

Prepreg- oder Vakuuminfusionsverfahren hergestellten Beplankung. Daher wird die Fertigungsfreigabe für das HLW mit topologieoptimiertem Schaumkern erteilt.

Tabelle 3: Vergleich der optimierten Vorzugskonzepte

	Neukonstruktion 1	Neukonstruktion 2
Fertigungsaufwand	hoch	hoch
Verformung		
Versagen		
CF-Anteil (abs./proz.)	65g / 4,3%	101g / 8,22 %
Bio-Anteil (abs./proz.)	1000g / 66%	715g / 58%
Gewicht	1516 g	1230 g
Fertigungsfreigabe	nein	ja

6.1.2 AP 3.2. Optimierung der Hubschrauberkabinentür

Als Grundlage für die Optimierung des zweiten Referenzbauteils, der Kabinentür, dient eine umfassende FE-Analyse, die im Rahmen des AP 3.1 an der TUM-HT entstand. Diese umfassten Berechnungen von fünf Materialkonfigurationen mit im Lastenheft definierten Lastszenarien, wobei die Notlandelasten, aerodynamische Last beim schnellen Vorwärtsflug sowie „Abuse-Loads“ (wenn der Pilot die Last in Form seines Körpergewichts auf die geöffnete Tür aufbringt) aus strukturmechanischer Sicht als kritisch gelten. Der Türaufbau in der FE-Simulation bestehen aus CFK-Gewebe, reinem FF-Gewebe, CF/FF-Gewebe, FF-Gewebe mit lokalen Versteifungen aus Flachsgelege sowie CF-Gelege. Bei allen Materialkonfigurationen wurde ein möglichst hoher biobasierter Massenanteil bei vergleichbaren resultierenden Festigkeits-, Steifigkeitswerten und Gewicht angestrebt. Für die lokale Versteifung der Konstruktionsvariante aus Flachsfasergewebe, wurde eine FE-Analyse der Referenztür durchgeführt und anhand der am stärksten beanspruchten Bauteilbereiche die Verstärkungsgeometrie abgeleitet. Die wiederholte Analyse der Kabinentür mit lokal unidirektional ausgerichteten

CF-Verstärkungspatches zeigte, dass die Spannungsspitzen in diesen Bereichen sowie die Gesamtverformung der Tür bei nur geringer Gewichtszunahme signifikant reduziert werden können. Diese Variante weist ein Gewicht von 938,7g (ohne Fensterscheibe) und einen hohen Biomassenanteil von 68 % auf. Im Vergleich zum Referenzbauteil aus CFK (792 g) wiegt die favorisierte Variante 18,5 % mehr. Beim Betrachten der Versagensplots, denen die Versagenskriterien nach Tsai-Wu und Cuntze zugrunde liegen, fällt auf, dass es in stark beanspruchten Bereichen, trotz unidirektionaler Verstärkung aus CF-Hochleistungsfasern, zum Versagen kommt.

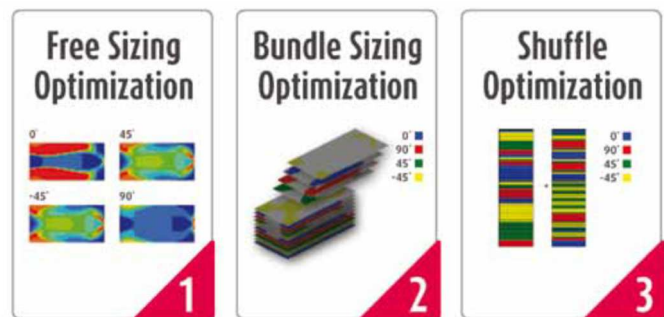


Abbildung 27: Schritte der Strukturoptimierung in Optistruct und Hyperworks

Für das bessere Verständnis der durchgeführten Optimierung, wird zunächst kurz auf die Defizite der Vorauslegung eingegangen. Zur Beurteilung der am stärksten belasteten Bereiche wurden die Vergleichsspannungen nach von Mises herangezogen. Diese beruhen auf einer Gestaltungsänderungshypothese, die bei Berechnungen von isotropen linearelastischen Werkstoffen den Einsatz findet und bei der das Versagen des Bauteils dann eintritt, wenn die Gestaltungsenergie einen bestimmten Grenzwert überschreitet. In die Berechnung des Spannungszustandes gehen Spannungen in allen drei Raumrichtungen quadratisch ein und im Ergebnis ist nur der Betrag der Vergleichsspannung bekannt. Somit ist die Richtung der unidirektionalen Verstärkungen in der Vorarbeit willkürlich und nicht anhand der Spannungsvektoren festgelegt worden. Dies erklärt auch das Versagen des Bauteils in verstärkten Bereichen. Für die Auslegung und nachträgliche Optimierung eines hybriden anisotropen Laminataufbaus ist die Kenntnis des Spannungszustandes in jeder einzelnen Schicht unabdingbar. Aus diesem Grund wird eine Optimierung in drei Schritten durchgeführt (Abbildung 27). Im ersten Schritt wird mittels *Free Sizing Optimization* lastabhängig die Dickenverteilung der Einzellagen mit gleicher Faserorientierung identifiziert. Danach werden mittels *Bundle Sizing Optimization* die diskreten Dicken der Zuschnitte ermittelt und im abschließenden Schritt der *Shuffle Optimization* die Stapelreihenfolge optimiert.

Zur Festlegung der Designgrößen für die *Free Sizing Optimization* wurde eine FE-Simulation mit dem Materialaufbau der Referenzkabinentür durchgeführt. Die detaillierte

Betrachtung aller Lastszenarien ergibt, dass die Unterdrucklast aus der Kabinenumströmung im Horizontalflug mit überlagertem Unterdruck, welcher durch eine Böe von 10 m/s verursacht wird (Abbildung 29), die größten Verformungen und Spannungen verursacht und deshalb als Grundlage für die Optimierung genommen wird. Wenn die optimierte Materialkonfiguration dieser Belastung standhält, ist davon auszugehen, dass auch die Notlandelasten kein Versagen hervorrufen werden. Die „Abuse-Load“ wird in der Optimierung nicht berücksichtigt, da diese im Lastenheft als sekundäre Last definiert ist.

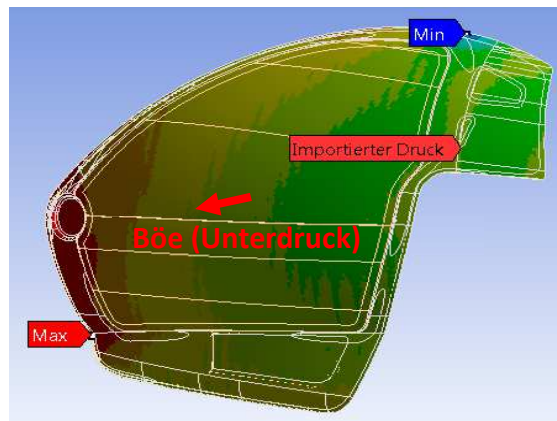


Abbildung 29: CFD-Druckverteilung + Böendrucklast von 139 N/m² in Richtung -Y (Unterdruck)

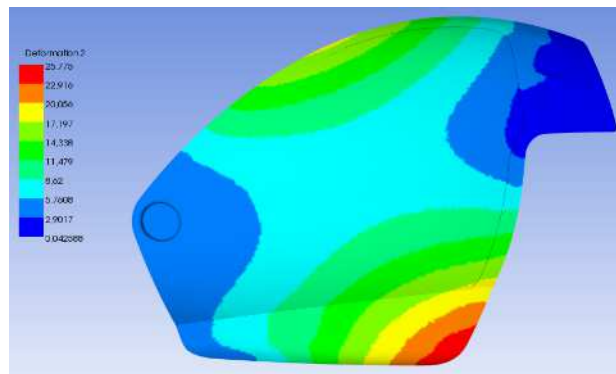


Abbildung 28: Verformung der Referenztür aus einem 2 lagigen CFK-Laminat mit eingeklebter 4 mm starken PMMA-Fensterscheibe

Das Ergebnis der FE-Simulation der Referenztür aus CFK mit der kombinierten Drucklast ist in der Abbildung 28 zu sehen. Die maximale Verformung von 25,77 mm ist rot markiert. Im realen Betrieb hebt sich die Tür um ca. 25 mm nach außen ab. Dieser Spalt kann durch die Gummidichtung evtl. nicht mehr überbrückt werden, wodurch die Dichtheit der Kabine nicht mehr gewährleistet werden kann. Deshalb wird für die Optimierung eine kleinere zulässige Verformung von 20 mm als Zielgröße definiert.

Die Versagensplots der Referenztür in der Abbildung 30 veranschaulichen, dass an mehreren Stellen ein Versagen eintritt. Kritisch zu betrachten sind die Stelle mit dem

kleinsten Querschnitt auf der Innenseite und die Lagerungsstellen, weil es dort zur Spannungskonzentrationen kommt.

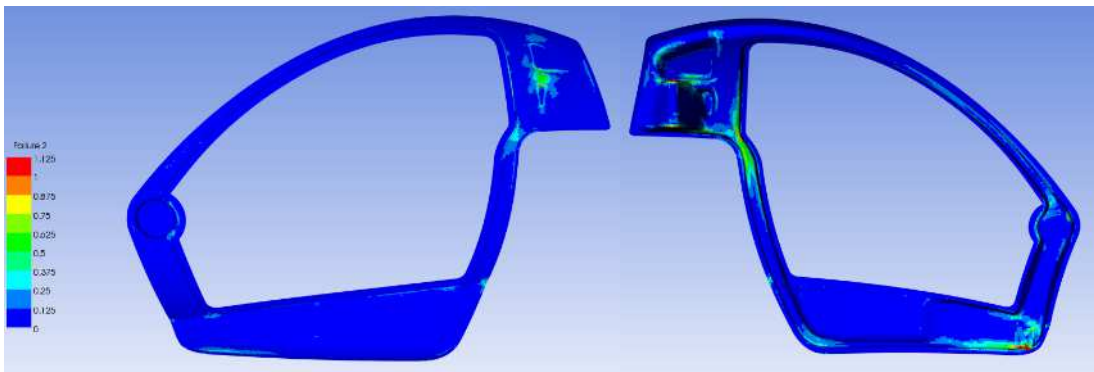


Abbildung 30: Versagensbilder der Referenztür nach Kriterium der max. Spannungen bzw. max. Dehnungen

Für die Optimierung im Programm Optistruct wird das Model der Kabinentür neu aufgebaut. Die Abbildung 31 und Abbildung 32 zeigen den vorgegebenen Bauraum, die definierten Material- und Kontaktbereiche sowie die Aufteilung der Innen- und Außen-seithaut in einzelne Plies mit entsprechender Faserreferenzrichtung.

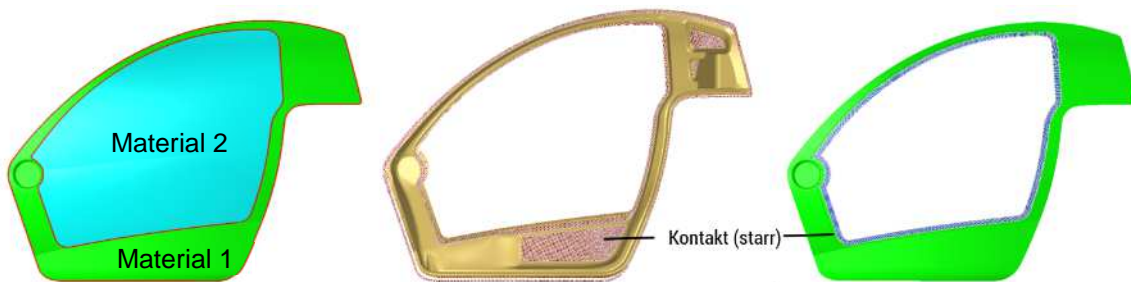


Abbildung 31: Definition von Material und Kontakten im HyperWorks-FE-Model

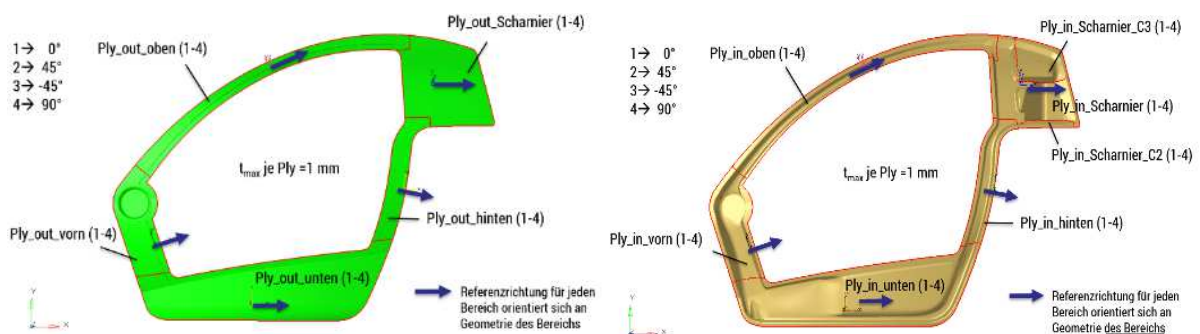


Abbildung 32: Aufteilung des FE-Modells in Plies und die Referenzrichtung des jeweiligen Bereiches

Da die Free Sizing Optimization nur mit unidirektionalen Einzelschichten durchgeführt werden kann, wird aufgrund der besten Materialperformance als Flachselege das FlaxPly 110 von der Firma Lineo ausgewählt. Die Materialkennwerte sind der Tabelle 4 zu entnehmen.

Tabelle 4: Für das FE-Modell verwendeten Materialkennwerte

	Material 1 – Flaxply 110	Material 2 - PMMA
ρ	1,26 g/cm ³	1,19 g/cm ³
E_1	21930 MPa	3300 MPa
$E_2 = E_3$	4398 MPa	E_1
ν_{12}	0,38	0,37
$G_{12} = G_{13}$	1500 MPa	-
G_{23}	9626 MPa	-
Einzelschichtdicke	0,2 mm	4 mm

Das FE-Modell weist am Anfang des Optimierungsprozesses einen quasiisotropen, vierschichtigen Lagenaufbau [0°; 90°; 45°; -45°] auf. Die Schichtdicke beträgt dabei 1 mm, was einem fünfschichtigen UD-Laminat in jeder Einzelschicht entspricht. In der Optimierung werden die Schichtdicken solange reduziert bis ein Konvergenzkriterium erreicht ist. Dies erfolgt beim Erreichen einer maximalen Verformung von 20 mm. Die Abbildung 33 veranschaulicht die Verformung am Anfang bzw. am Ende der Optimierung. Hiernach wird die Konvergenz bei einer Verformung von 19,76 mm erreicht.

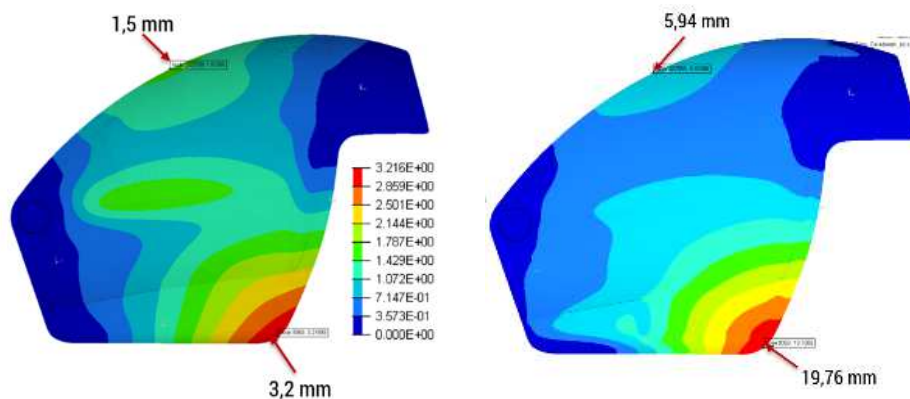


Abbildung 33: Die statischen Verschiebungen der Kabinentür am Anfang (links) und am Ende der Free Size Optimization

Die Abbildung 36, Abbildung 37 und Abbildung 35 zeigen die notwendige Dickenverteilung in jeder Einzelschicht. Die mit blauer und hellblauer Farbe gekennzeichneten Bereiche zeigen Stellen, die nur mit einer Flachs-UD-Schicht abgebildet werden können. Die roten Bereiche deuten hingegen auf sehr stark beanspruchte Stellen hin, die mit einem fünfflagigen UD-Laminat verstärkt werden müssen.

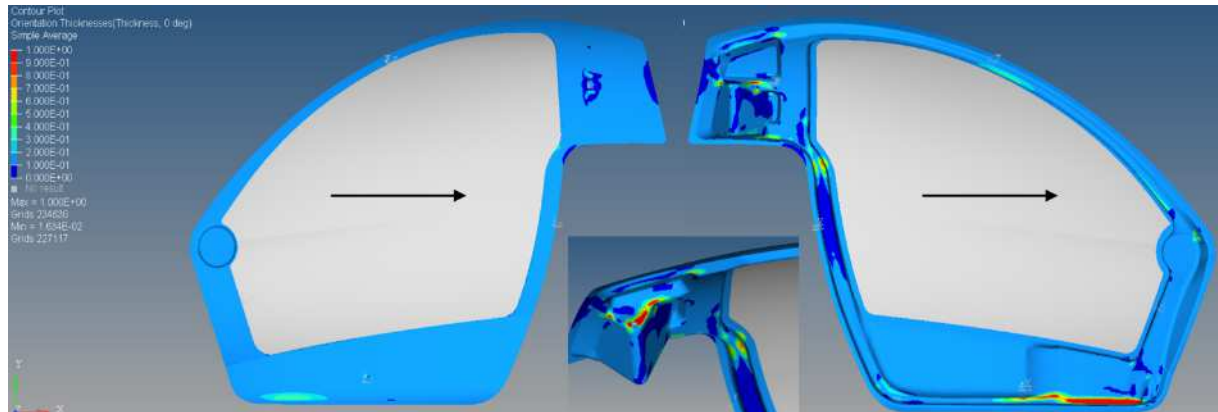


Abbildung 36: Ergebnis der FE-Simulation: Dickenverteilung in 0° Richtung

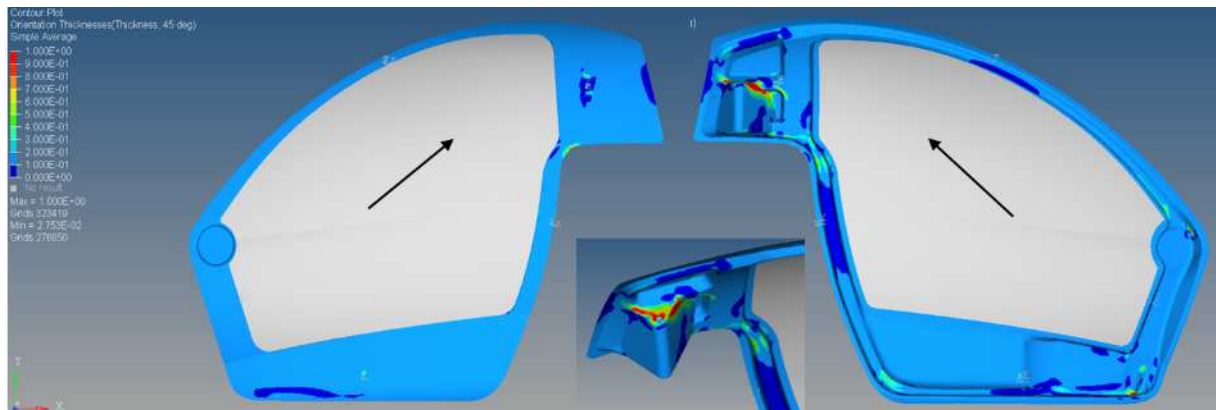


Abbildung 35: Ergebnis der FE-Simulation: Dickenverteilung in 45° Richtung

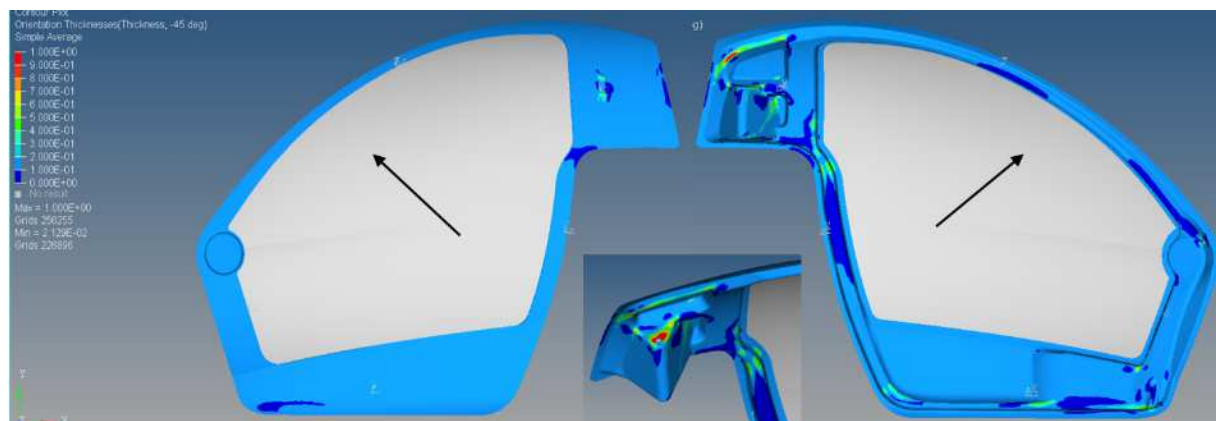


Abbildung 34: Ergebnis der FE-Simulation: Dickenverteilung in -45° Richtung

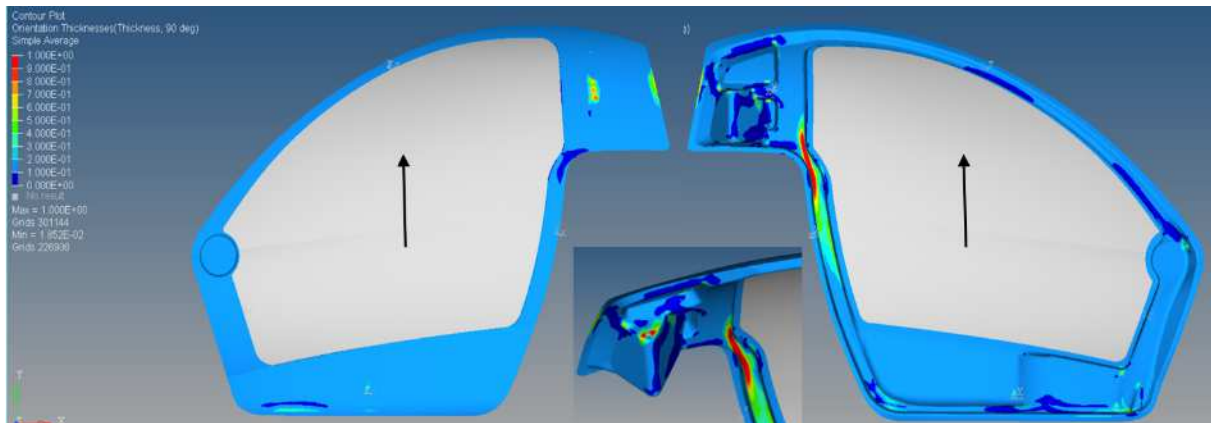


Abbildung 37: Ergebnis der FE-Simulation: Dickenverteilung in 90° Richtung

Die Auswertung der Simulationsergebnisse zeigt, dass es bei dieser Konstruktion zwei Stellen gibt, die einer besonders starken Verstärkung bedürfen. Zum einen ist es der umliegende Bereich des Scharniers (in den Abbildungen gesondert hervorgehoben) und die Innenseite des umlaufenden Türprofils mit kleinstem Querschnitt. Anhand der Ergebnisse können optimale Geometrien mit entsprechenden Faserrichtung abgeleitet werden (Abbildung 38). Aufgrund, dass es an einigen Stellen bis zu 20 Einzellagen aus Flachs-UD-Gelege platziert werden müssen, ist es aus verarbeitungstechnischer Sicht zielführender das 20-lagige Flachs-Laminat, besonders an doppelgekrümmten Stellen (Scharnier), durch CF-Gewebe sowie TFP-Patches zu substituieren.

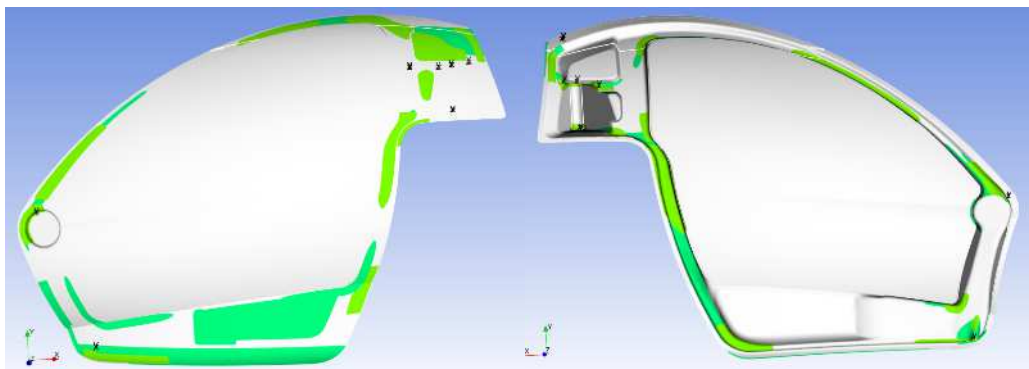


Abbildung 38: Ergebnisse der Bundle Sizing Optimization, Position der Verstärkungslagen auf der Außen- (links) und Innenseite der Tür

Mittels weiterer Optimierungsschleifen wurde basierend auf den Optimierungsergebnissen eine einfachere Vorzugslösung herausgearbeitet. Mit einem Grundlaminataufbau aus einem $[45^\circ/-45^\circ]_s$ -Flachsgelege bzw.-Gewebe und den partiellen Verstärkungen aus CF-TFP-Patches und CF-Gewebe ergibt sich für die Vorzugslösung nachfolgende Laminatdickenverteilung.

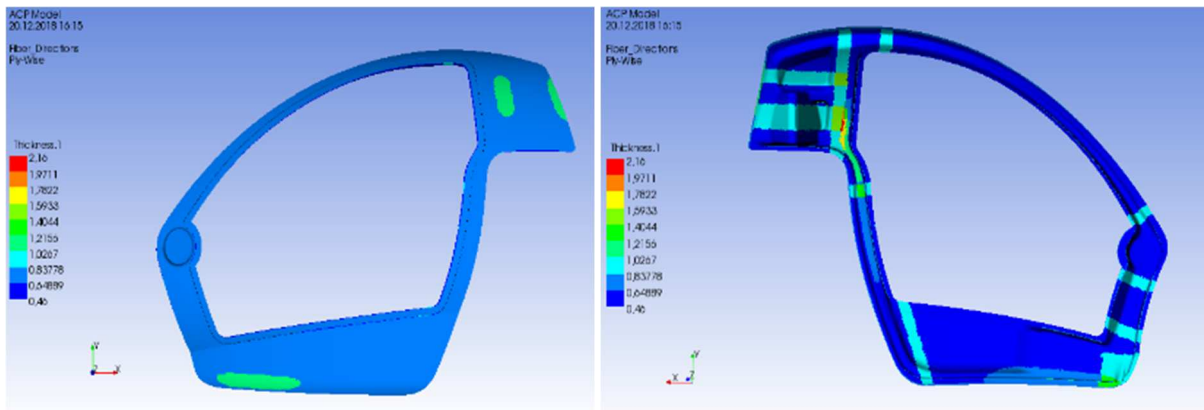


Abbildung 40: Die Laminatdickenverteilung der Außen- (links) und Innenschale (recht) der Kabinentür

Wie der Abbildung 40 entnommen werden kann, hat sich der Lagenaufgabe deutlich vereinfacht, was durch die Problematik der Abbildung kleiner Radien mit Flachsgewebe bzw. -gewebe sowie durch enormen fertigungstechnischen Aufwand bei der TFP-Patch-Herstellung begründet ist. TFP-Patches werden nur auf der Zugseite des Türrahmenprofils mit dem kleinsten Flächenträgheitsmoment eingesetzt. In Anbetracht der potentiell erzielbaren Mechanik von TFP-Verstärkung gegenüber dem Fertigungsaufwand, erscheint der Einsatz von TFPs nur an dieser Stelle gerechtfertigt zu sein. Die Außenschale besteht aus einem $[0^\circ; +90^\circ; +45^\circ; -45^\circ]$ -Laminat aus Flachsgewebe mit grün gekennzeichneten UD-Verstärkungen aus CF-Gelege. Auf der Innenseite der Kabinentür kommt ein $[+45^\circ; -45^\circ]$ -Laminat aus Flachsgewebe als Grundmaterial zum Einsatz. Die Scharnierbereiche werden aus CF-Gewebe mit einem $[+45^\circ; -45^\circ]$ -Aufbau ausgestaltet. Für die Verbesserung der Genauigkeit der Simulationsergebnisse werden die sich überlappende Bereich mit konstruiert.

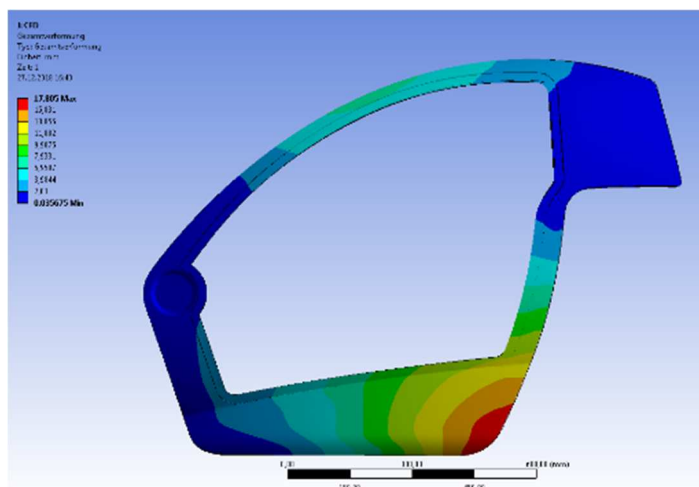


Abbildung 39: Das Verformungsbild der optimierten Vorzugsvariante unter CFD-Last

Im Folgenden werden die Simulationsergebnisse diskutiert und den von TUM generierten Ergebnissen gegenübergestellt. In Abbildung 42 sind zunächst die maximalen

Verformungen unterschiedlicher Kabinentürausführungen unter Einwirkung der CFD-Strömungslast miteinander verglichen. Der Abbildung 39 kann entnommen werden, dass die an der TUC optimierte Konstruktionsvariante mit einer Verformung von 17,81 mm deutlich steifer ist als die Variante aus München (26,25 mm) sowie das Referenzmaterial aus CFK (20,54 mm).

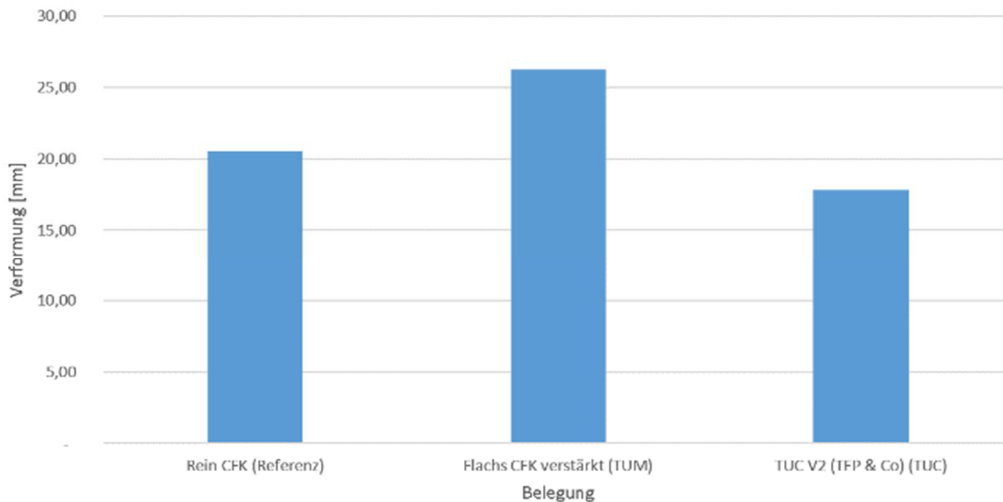


Abbildung 42: Vergleich der maximalen Verformung unterschiedlicher Konstruktionsvariante der Kabinentür

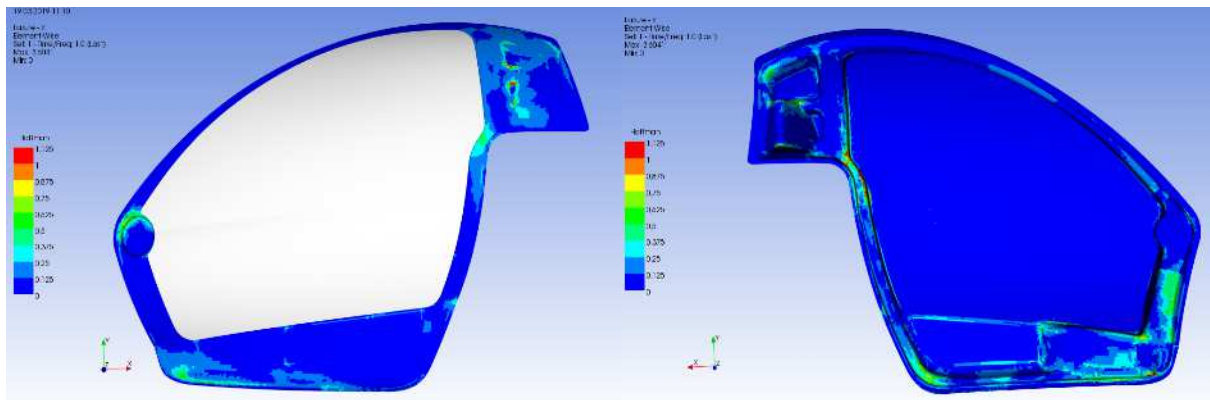


Abbildung 41: Das Versagensverhalten nach Hoffman

Das Versagen der TUC-Variante wird anhand des Kriteriums nach Hoffmann bewertet. Da die auf Druck bezogene Basisfestigkeiten zum Teil angenommen werden müssen und das Versagen von hybriden Verbunden mit unterschiedlich steifen Fasern unzureichend erforscht ist, ist die Versagensvorhersage mit Vorsicht zu bewerten. Abbildung 41 veranschaulicht die Versagensplots der Außen- und Innenseite der Kabinentür. Es ist ersichtlich, dass es weder auf der Außen- noch auf der Innenseite zum Versagen kommt. Der inverse Sicherheitsfaktor SF steigt nur im Bereich der Türaufhängung und des schmalen Profilquerschnitts auf den Wert $SF = 1,25$ an. Da die Spannungs- bzw. Dehnungswerte in die Versagenskriterien quadratisch einhergehen, sind ausreichend Sicherheitsreserven für höhere Beanspruchungen vorhanden.

Im Rahmen des Arbeitspaketes wurden mittels einer FE-Modalanalyse zusätzlich die dynamischen Eigenschaften der Kabinentür bestimmt und mit der Referenztür aus CFK sowie der hybriden TUM-Variante verglichen. Anders als für den Steifigkeitsvergleich ist es nicht nötig, eine Last zu definieren. Die Modalanalyse für die ersten 20 Moden wird ohne von außen angreifende Last durchgeführt. Wie bereits einleitend beschrieben, werden zunächst die Eigenfrequenzen der ersten 20 Moden auf Resonanz mit den (vielfachen) Rotor- und Motorfrequenzen überprüft. Sobald die Eigenfrequenz +/-3% der Erregerfrequenzen entspricht, ist von Resonanz auszugehen.

Tabelle 5 zeigt die Eigenfrequenzen der drei Konstruktionsvarianten. Frequenzen, die zum Resonanzfall führen, sind rot gekennzeichnet. Dies trifft für die Referenztür in fünf, für die TUM-Variante in vier und für die TUC-Variante in drei Fällen zu. Aufgrund der engen Staffelung der Eigenfrequenzen ist es praktisch unmöglich Übereinstimmungen mit den Erregerfrequenzen vollständig zu vermeiden. Dies wird am Beispiel der TUC-Vorzugsvariante deutlich, bei der sich die ersten 20 Eigenfrequenzen auf den Bereich zwischen 45,438 und 175,2 Hz verteilen.

Tabelle 5: Die Eigenfrequenzen der drei Konstruktionsvarianten für die ersten 20 Moden

Mode	Referenz	Flachs CFK verstärkt(TUM)	TUC V2
1	32,183	27,994	45,438
2	47,441	42,777	75,638
3	75,862	53,885	89,049
4	91,292	66,004	91,387
5	108,82	93,672	98,711
6	117,32	99,082	108,08
7	125,08	110,28	118,62
8	133,47	119	119,56
9	139,73	121,93	126,75
10	143,84	131,74	130,92
11	154,79	135,5	134,98
12	161,68	143,78	139,67
13	165,14	145,54	151,11
14	168,57	151,21	153,05
15	176,62	157,14	158,84
16	180,95	159,93	159,51
17	190,13	167,17	165,19
18	195,41	169,61	169,31
19	200,82	178,1	173,52
20	203,44	182,37	175,2

In Abbildung 43 werden die Verläufe der einzelnen Eigenfrequenzen über die Moden verglichen. Besonders in den höheren Moden haben die Dämpfungseigenschaften der Flachfasern deutlichen Einfluss auf das Schwingverhalten. Hier liegen die Eigenfrequenzen signifikant unter denen der Referenztür aus CFK. Von drei Konstruktionsvarianten zeigt die optimierte TUC-Konstruktion die besten Dämpfungseigenschaften.

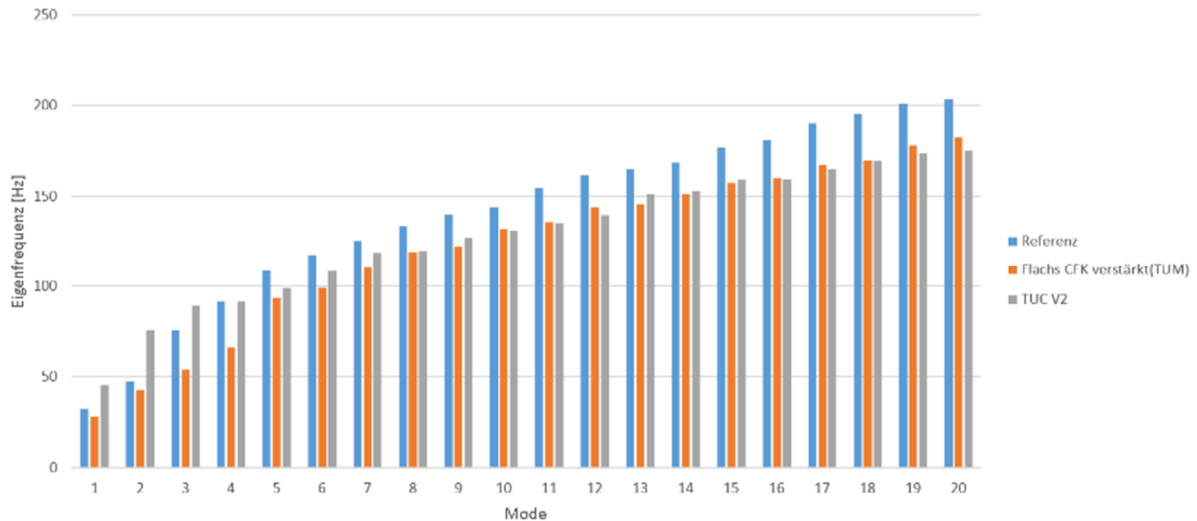


Abbildung 43: Vergleich der der Eigenfrequenzen der CFK-Referenztür (blau), der TUM-Variante (orange) und der TUC-Variante (grau)

In Anbetracht des geringen Gewichtes und der schwingenden Grundstruktur im Vergleich zur PMMA-Scheibe und bei Betrachtung der Verformungsbilder bestätigt sich der Verdacht, dass die „weiche“ PMMA-Scheibe maßgeblich zu dem Schwingverhalten beiträgt. Dies ist beispielsweise für die TUC-Variante in Mode 20, die TUM-Variante in Mode 9 und für die Referenztür in Mode 10 besonders gut zu beobachten (siehe Kapitel 8.1).

6.2 HAP 4: Fertigungsprozess für eine Luftfahrtstruktur aus nachwachsenden Rohstoffen

6.2.1 AP 4.1: Herstellung von Verbundhalbzeugen

Das Ziel des AP 4.1 ist die Konfektionierung von biobasierten Verbundhalbzeugen unter gezielter Ausnutzung der anisotropen Materialeigenschaften von CF-Hochleistungsfasern. Dabei ist vorgesehen mittels eines geeigneten Fertigungsverfahrens die CF-Rovings so abzulegen und auf dem Halbzeug zu fixieren, dass die im Rahmen der Topologieoptimierung abgeleiteten Geometrien (Verstärkung entlang der Hauptlastpfade) abgebildet werden können. Weiterhin soll das eingesetzte Fertigungsverfahren auf seine (Groß-)Serientauglichkeit geprüft werden.

Ein geeignetes und mittlerweile etabliertes Fertigungsverfahren zur variabel-axialen Fadenablage ist die Tailored Fiber Placement-Technologie (TFP). Das Verfahren basiert auf dem Stickverfahren, bei dem ein Kohlenstofffaserroving CNC-gesteuert auf ein Trägermaterial (auch Stickgrund genannt) abgelegt und mit Hilfe eines Nähfadens fixiert wird. Als Stickgrund wird üblicherweise auswaschbares Papier oder dünnes Polyestervlies eingesetzt. Ferner lassen sich auch textile Halbzeuge direkt mit lokaler Verstärkung versehen. Dies vereinfacht das spätere Handling und präzise Positionieren der Verstärkungslagen. Aktuell gibt es keine Erfahrungswerte zur TFP-Verarbeitung von Naturfaserhalbzeugen. Um die optimalen Verarbeitungsparameter und die Eignung von kommerziell verfügbaren biobasierten textilen Verstärkungshalbzeugen zu ermitteln, wird eine umfassende TFP-Parameterstudie durchgeführt. Zum Einsatz kommt eine kommerziell verfügbare TFP-Anlage der Firma TAJIMA, die in der Lage ist CF-Rovings von 3K bis 24K zu verarbeiten. Lediglich sehr steife Kohlenstofffasertypen mit extrem hohen E-Modul, wie etwa HM- oder UHM-Typen, eignen sich aufgrund der geringen Biegefestigkeit nicht zur Ablage bei Stickmustern mit geringen Radien. Daher werden für die Versuche zunächst HT-Kohlenstofffasern mit Feinheiten von 200 tex (3K), 400 tex (6K) und 800 tex (12K) der Firma Carbon-Werke GmbH eingesetzt. Als Fixierfaden kommt ein dünner Polyesterfaden mit 10 tex zur Anwendung. Es gibt Ansätze ein schmelzendes Co-Polyamidgarn, welches sich während der Aushärtung des Epoxydharzes auflöst, einzusetzen. In diesem Projektstadium ist es allerdings nicht notwendig.

Die Auswahl des Ablagegrundes wird durch die Größe des Einspannrahmens determiniert. Dieser setzt eine Mindestbreite von 1000 mm und eine Mindestlänge von 1100 mm voraus. Da aktuell nur die Firma Lineo Naturfaserhalbzeuge Rollenware in dieser Breite anbietet, beschränkt sich die Auswahl auf Flaxplay BD FAW 150 sowie UD FAW 150. Die Parameterstudie wird zunächst mit einem quasiisotropen Polyestervlies mit einem Flächengewicht von 50 g/m² durchgeführt und die optimalen Parameter mit notwendigen Korrekturen auf orthotrope Halbzeuge übertragen.

Je nach Form des Fadenvorlegers (Abbildung 45, rechts unten), der Feinheit und der Aufmachung des Rovings auf der Spule sowie der Breite des Fixierstiches (R-Wert) kann der Roving gebündelt oder gespreizt werden. Wenn der R-Wert ungünstig gewählt wird, kann es zur Faserschädigung und zum Abfall der mechanischen Eigenschaften im Verbund führen. Ein weiterer entscheidender Parameter ist der Rovingabstand l_s . Je nach l_s -Wert entstehen entweder Lücken zwischen den Rovings oder es kommt zum Aufeinanderstapeln der Faserbündel. Dabei kommt es zur weiteren Faserschädigung. Somit sind die Stichbreite (sog. R-Wert) und der Rovingabstand l_s determinierende Parameter und werden in der Parameterstudie vordergründig untersucht.

Tabelle 6: Die in der Parametstudie ermittelten optimalen Stickparameter (grün)

Ist R-Wert (Stichbreite) vs. tex				Ist R-Rovingabstand l_s vs. tex			
Nr.	R-Wert 12 k (ca. 4,5 mm)	R-Wert 6 k (ca. 2,5-3 mm)	R-Wert 3 k (ca. 2 mm)	Nr.	R-Wert 12 k (ca. 4,5 mm)	R-Wert 6 k (ca. 2,5-3 mm)	R-Wert 3 k (ca. 2 mm)
1	3,4	2,6	1,4	1	2,6	2,6	1,4
2	3,4	2,8	1,6	2	2,8	2,8	1,6
3	3,6	3	1,8	3	3	3	1,8
4	3,8	3,2	2	4	3,2	3,2	2
5		2,6	2	5		2	1,4
6		2,6		6		1,8	
		2,4				1,8	
		2,2				1,8	

zeigt die untersuchten Parameter in Anhängigkeit der Rovingfeinheit. Alle grün markierten Parameter können für das Besticken von Naturfaserhalbzeugen übernommen werden. Abbildung 44 zeigt ein exemplarisches Beispiel der Parameterstudie mit 3K-Roving. Von rechts nach links wird der Rovingabstand von 2 mm bis 1,4 mm in 0,2 mm Schritten reduziert bis der Abstand zwischen den einzelnen Faserbündeln minimal ist. Die optimalen Parameter für ein 3K Roving sind $R = 2$ mm und $l_s = 1,4$ mm. Mikroskopaufnahmen zeigen, dass die Rovings faserparallel abgelegt werden und sich nicht überlappen. Durch das Zickzack-Stichmuster des Fixierfadens liegen die Faserbündel jedoch nicht ideal gerade, sondern leicht onduliert, was zu evtl. zu Minderung der mechanischen Eigenschaften führen wird. Die Faserondulation kann durch die Reduzierung des Stichabstandes oder die Vergrößerung des R-Wertes vermieden werden, wobei dadurch mehr Einstichstellen erzeugt sowie der Nähfadenanteil vergrößert wer-

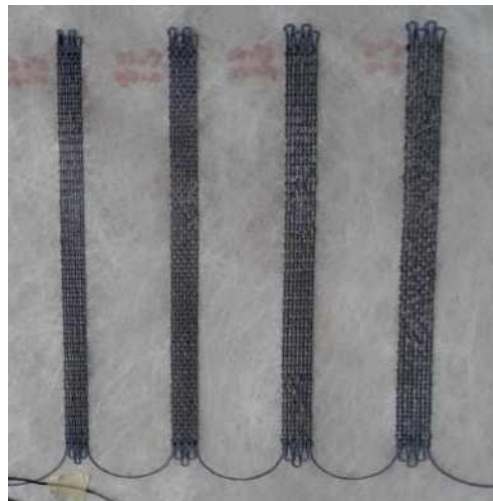


Abbildung 44: Exemplarisches Beispiel der Parameterstudie mit 3k CF-Roving den.

Das TFP-Besticken von uni- und bidirektionalen Naturfaserhalbzeugen zeigte im Vergleich zum Polyestervlies deutliche Unterschiede. Durch den bidirektionalen Spannungszustand des Textils (hervorgerufen durch den Spannrahmen) mussten die R-

Werte im Schnitt um 0,2 mm vergrößert und der Rovingabstand l_s um 0,2 mm verkleinert werden. Das Flachsfasergewebe BD FAW 150 lässt sich sowohl faserparallel als auch in beibiegen Winkel gut besticken.

Beim Flachssegele UD FAW 150 konnten Verarbeitungsprobleme beobachtet werden. Wie in der Abbildung 45 (links) zu sehen, werden durch den Fixierfaden die Flachsfasern auseinander gezogen, so dass Leerstellen entstehen. Außerdem kann aufgrund der fehlenden Querfestigkeit des Geleges keine gerade Ablage des CF-Roving gewährleistet werden. Es kommt zu einer starken Faserondulation und/oder Überlappung der Rovings. Eine Abbildung von komplexen TFP-Geometrien auf diesem Stickgrund ist nicht möglich. Für die weiteren Untersuchungen wird das Flachsfasergewebe BD FAW 150 favorisiert.

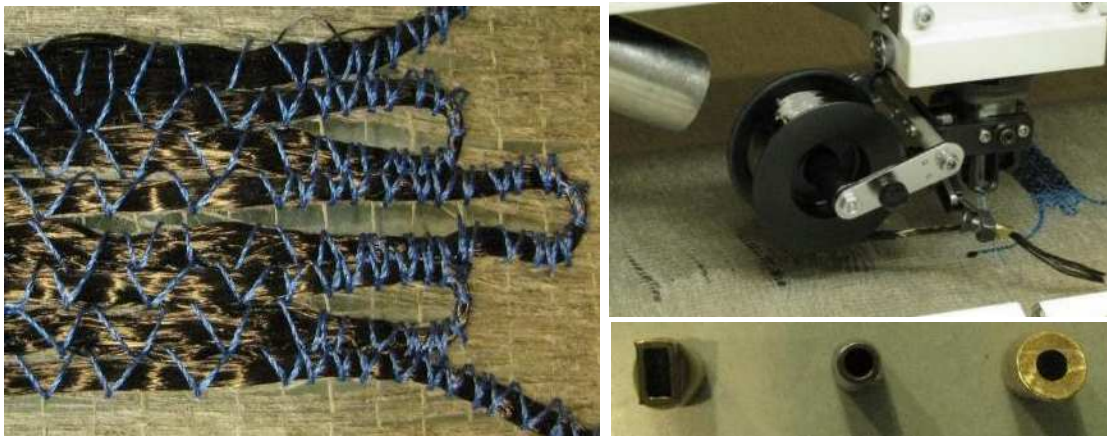


Abbildung 45: Die beobachteten Probleme bei TFP-Versuchen

6.2.2 AP 4.2: Fertigung von Verbund-Probekörpern

Für die Bauteilauslegung mit partieller TFP-Verstärkung ist die Kenntnis der Materialeigenschaften von essentieller Bedeutung. Daher wird im AP 4.2 die Bestimmung der Materialkennwerte durch experimentelle Untersuchungen vorgenommen. Dazu werden flächige TFP-Halbzeuge mit 3K, 6K und 12K CF-Roving erzeugt und mittels VARI-Verfahren zu zweilagigen Verbunden verarbeitet. Aus dem Laminat werden mittels Wasserstrahlschneiden standardisierte Zugproben nach DIN ISO 527-4 entnommen und einer Zugprüfung unterzogen.



Abbildung 47: Herstellung eines flächigen TFP-Halbzeuges durch Besticken von Flaxply BD 150 mit 12k CF-Roving für nachträgliche Herstellung von Zugproben

Die Abbildung 47 zeigt exemplarisch die Herstellung eines TFP-Halbzeuges mit 12K CF-Roving. Zwei solche Halbzeuge werden spiegelsymmetrisch aufeinander gelegt und, wie in der Abbildung 46 dargestellt, zum Verbund konsolidiert. Bei der Verarbeitung konnten keine Probleme festgestellt werden, wobei konstatiert werden musste, dass die TFP-Verarbeitungsparameter einen signifikanten Einfluss auf die Oberflächenqualität ausüben. Bei ungünstig gewählten I_s -Werten entstehen zwischen einzelnen Faserbündeln trockene Zwischenräume, die durch die Kapillarwirkung des Harzsystems nicht gefüllt werden können. Dieser Umstand spiegelt sich in einer rauen Oberfläche und optisch wenig ansprechenden Bauteiloberfläche wieder. Ferner ist der Fixierfaden deutlich sichtbar, was den optischen Eindruck negativ beeinflusst. Deswegen soll die TFP-Verstärkung bei späteren Bauteilauslegung nicht in der äußeren Laminatlage bzw. auf der Sichtseite des Bauteils platziert werden.



Abbildung 46: Herstellung von Zugproben aus TFP-Halbzeug mittels Vakuuminfusionsverfahren (links), Konsolidierte TFP-CF/Flachs-Platte

Die ersten Ergebnisse der mechanischen Zugprüfung von TFP-Zugproben mit 12K CF-Roving sind in der Abbildung 48 dargestellt. Während des Wasserstrahlschneidens der konsolidierten TFP-Verbundplatten konnten keine Probleme festgestellt werden.

Das TFP-Halbzeug mit 12K CF-Roving erreicht einen E-Modul von 37,41 GPa und eine Bruchfestigkeit von 448 MPa. Diese Werte liegen deutlich hinter den Erwartungen zurück und sind auf dem Niveau des CF-Gewebes, welches aktuell im Referenzbauteil (Kabinentür) zum Einsatz kommt. Eine mögliche Erklärung hierfür ist die durch ungünstig gewählten TFP-Parameter induzierte Faserondulation. Daher werden im weiteren Projektverlauf gezielt die Stickparameter optimiert und andere HT- sowie HM-CF-Faser untersucht. Das anvisierte Ziel dabei sind E-Moduln von mind. 80 GPa und Zugfestigkeiten von mind. 1,5 GPa.

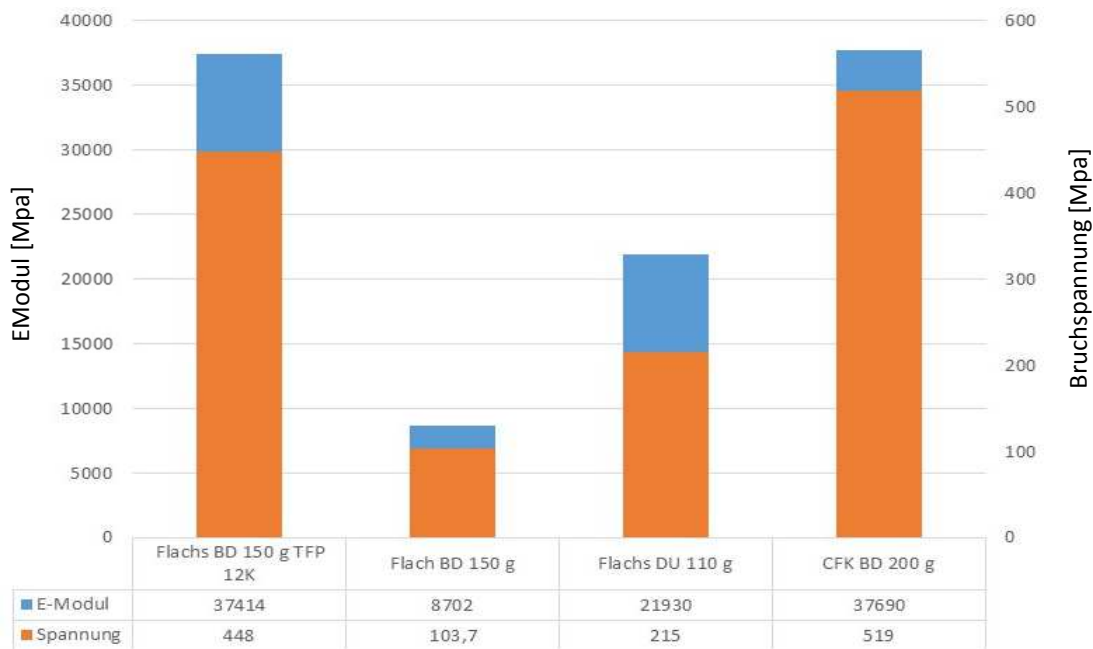


Abbildung 48: Vergleich der mechanischen Eigenschaften von kommerziell verfügbaren und TFP-CF/Flachs-Halbzeugen

6.2.3 AP 4.3: Fertigung des Muster-Verkleidungsbauteils

Referenzbauteil 1: Höhenleitwerk (HLW)

Im AP 3.2 (Bionische Topologie-Optimierung und Funktionsintegration) wurden zwei Vorzugslösungen für das Höhenleitwerk erarbeitet, simuliert und aus fertigungstechnischer Sicht betrachtet. Bei der Variante 1 handelt es sich um eine eher konservative Konstruktion mit einem U-Schubfeldträger, CFK-Gurten, lokalen CFK-Verstärkungen und Balsaholzkernen in den Häuten, die das lokale Beulen verhindern sollen. Die Variante 2 unterscheidet sich durch den topologieoptimierten Schaumkern, welcher anstelle des U-Schubfeldträgers die Schubbelastungen aufnimmt und die Deckschichten gegen das Beulen schützt. Beide Varianten weisen einen unterschiedlichen Lageraufbau auf und sind aufgrund des geplanten Fertigungsverfahrens (Vakuum Assistend Resin Injection – VARI), der Beschaffenheit der Naturfaserhalbzeuge sowie der kon-

strukturellen Einschränkungen in zweischaliger Bauweise auszuführen. Detaillierte Informationen zur Konstruktion, Lagenaufbau und technologischen Besonderheiten können dem Zwischenbericht für das Jahr 2017 entnommen werden. An dieser Stelle ist zu erwähnen, dass im Vorfeld der Werkzeugfertigung umfassende Vorversuche mit einer skalierten Version des Werkzeuges erfolgreich durchgeführt wurden. Die kritische Stelle des Profils, die Anströmkante, auch als Nasenkante bezeichnet, konnte gut abgebildet werden. Daraufhin wurde im Unterauftrag von der Firma LSE GmbH Versuchswerkzeuge entwickelt und aus einem für die Autoklav-Fertigung geeignetem Material vom Typ Ebalta EP 978 gefertigt. Die Fertigung der Einzelteile des Höhenleitwerkes erfolgte zum Teil im Technikum der Firma COTESA GmbH. Die Komponenten des Höhenleitwerkes (Decklagen, Schubfeldträger sowie Seitenteile) wurden im Vacuum Assisted Resin Infusion Verfahren (VARI) mit anschließender Autoklav-Aushärtung des Epoxidharzsystems hergestellt. Der Grund für den Einsatz eines Autoklaven liegt primär in der Möglichkeit der Verwendung eines biobasierten warmhärtenden Performance-Epoxidharzsystems vom Typ Super SAP INR-INS der Firma Entropy Resin. Ferner können signifikant höhere Faservolumenanteile als nur mit VARI erreicht werden. Die in der Fertigung eingesetzten Materialien sind in der

Tabelle 7 aufgelistet.

Material	textile Struktur	Flächengewicht [gm-2]	Hersteller	Markenname
Flachs UD	UD-Gelege	110	Lineo	FlaxTape™
Flachs BD	Gewebe 2/2-Körperbindung	150	Lineo	FlaxPreg
Kohlenstoff UD	UD-Gelege	200	R & G	Zoltek™
Kohlenstoff BD	Gewebe 2/2-Körperbindung	400	R & G	Torayca™
Harzsystem EP			Entropy Resin	Super SAP INR+INS
Schaumkern PVC		60 kg/m ³	Bacuplast	AIREX C71.55 - ET

Tabelle 7: In der Fertigung des Höhenleitwerkes eingesetzten Materialien

Tabelle 8 und Tabelle 9 geben Auskunft über den Aufbau der beiden Varianten des HLW mit dazugehörigem Lagenaufbau, verwendeten Werkstoffen und simuliertem Laminatgewicht bzw. Harzbedarf. Für die Berechnung wurde ein Faseranteil von

0,53 Vol.-% angenommen, welcher anhand von experimentellen Ergebnissen ermittelt werden konnte.

Tabelle 8: Aufbau der Konstruktionsvariante 1 des HLW (mit U-Schubfeldträger) mit dazugehörigem Lagenaufbau, verwendeten Materialien und simulierten Laminat bzw. Harzmassen.

Variante 1	Lagenaufbau	Material	Masse Laminat [g]	Masse Harz [g]
obere Schale	[+45;-45;+45;-45;Balsa] _s	FlaxTape™	572	292
untere Schale 1	[+45;-45] ₂	FlaxPreg	151	77
untere Schale 2	[+45;-45;+45;-45;Balsa] _s	FlaxTape™	515	262
2 Seitenteile	[0;90;+45;-45] _s	FlaxPreg	76	42
U-Schubfeldträger	[+45;-45] ₆	FlaxPreg	145	81
CFK-Gurte*	[0] ₁₀	Zoltek™	54	27
CFK-Verstärkungen*	[+45;-45] ₂	Torayca™	12	6
Balsa-Kern 2 mm	0°	Balsa (0,1 g/cm ³)	73	
Klebstoff, PVC Kerne			100	
*siehe ZB 2017			1698	787

Tabelle 9: Aufbau der Konstruktionsvariante 2 des HLW (mit topologieoptimiertem Kern) mit dazugehörigem Lagenaufbau, verwendeten Materialien und simulierten Laminat bzw. Harzmassen.

Variante 2	Lagenaufbau	Material	Masse Laminat [g]	Masse Harz [g]
obere Schale	[+45;-45;] ₃	FlaxTape™	479	269
untere Schale	[+45;-45] ₂	FlaxPreg	471	264
2 Seitenteile	[0;90;+45;-45] _s	FlaxPreg	76	42
Kern		AIREX C71.55-ET (0,8 g/cm ³)	188	
CFK-Gurte*	[0] ₁₀	Zoltek™	54	27
CFK-Verstärkungen*	[+45;-45] ₂	Torayca™	21	10
Klebstoff, Harz			120	70
*siehe ZB 2017			1409	682



Abbildung 50: Textiler Aufbau der unteren Hälfte des HLW (links) sowie fertiger Aufbau für das VARI-Verfahren (rechts)



Abbildung 49: Fertigung der HLW-Hälften mittels VARI-Verfahren (links) und anschließender Aushärtung im Autoklaven (rechts)

Zum permanenten Betreiben von Structural Health Monitoring (SHM) im Bauteil während der mechanischen Prüfung werden in die HLW-Struktur innovative kapazitive Stickdehnungssensoren (sDSM) integriert. Zur genaueren Zustandsüberwachung wurde eine Messrosette mit drei SDS ausgewählt, die in 0° , 45° und 90° angeordnet sind. Die sDSMs werden, wie in der Abbildung 52 dargestellt, zwischen den Inserts platziert, da dies laut Simulationsergebnissen der am stärksten belastete Bereich ist, an welchem die größten Dehnungen in Spannweitenrichtung zu erwarten ist. Die Sensoren werden auf beiden Halbschalen an der gleichen Stelle angeordnet. Um sicherzustellen, dass die Sensoren sich im Zuge der Verformung nicht ablösen, werden diese auf der Innenseite zwischen den letzten textilen Lagen eingelegt. Aufgrund des parallelen Faserverlaufs lassen sich die Lötstellen gut identifizieren und kontaktieren.

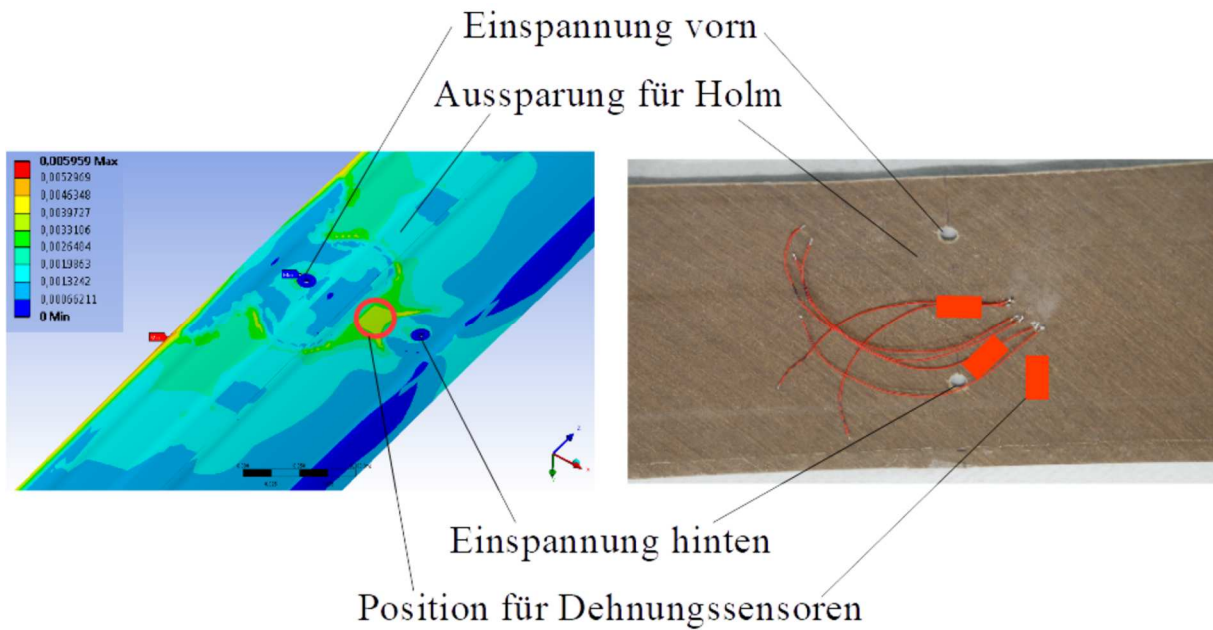


Abbildung 52: Anordnung der Sticksensoren auf der unteren Halbschale der Variante 1 des Höhenleitwerks

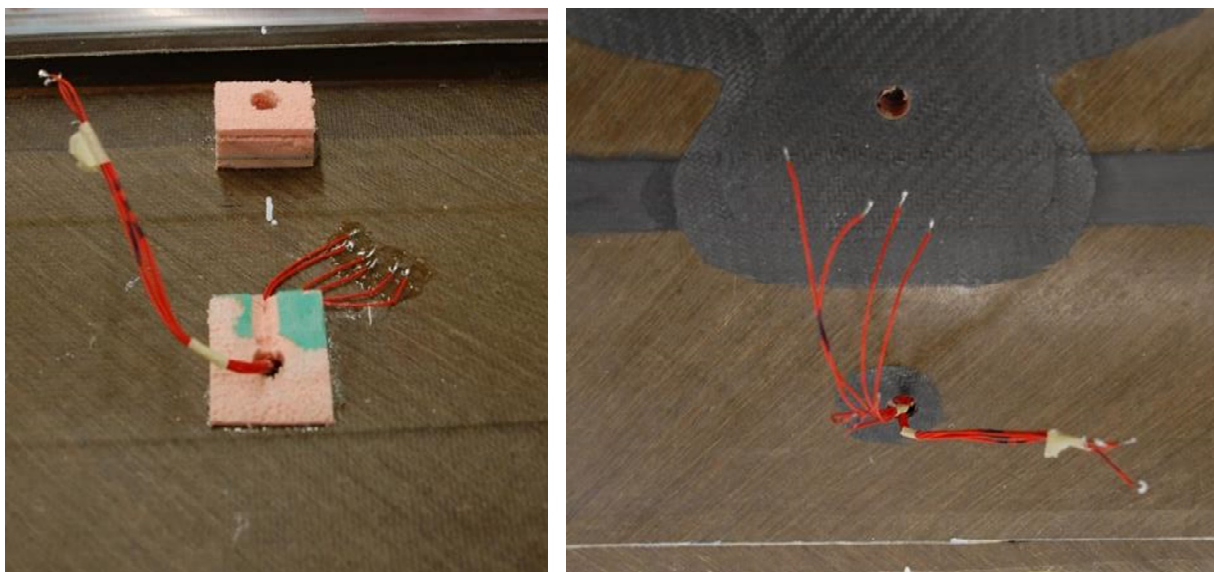


Abbildung 51: Konstruktive Lösung zum Führen von Kontaktierungsdrähten über die hintere Insertbohrung

Nach der Fertigung der oberen und unteren Halbschalen erfolgt das manuelle Zuschneiden, die Kontaktierung von Sticksensoren und anschließende Verklebung mit dem U-Schubfeldträger bzw. topologieoptimierten Hartschaumkern (Abbildung 53). Zum Verkleben wird struktureller Zweikomponentenkleber Elantech ADH 891.892 eingesetzt. Nach einer Aushärtezeit von 24 h wird das Höhenleitwerk entformt und manuell mit einem Vibrationsschneidwerkzeug auf Maß beschnitten. Andere Schneidmethoden, wie Wasserstrahlschneiden haben sich als weniger effektiv erwiesen, da die

offenen Stirnflächen Feuchtigkeit aufnehmen und aufquellen. Bei der industriellen Fertigung wäre eine Bearbeitung mittels eines 5-Achs-CNC-Bearbeitungszentrums effektiver. Abschließend erfolgt die Verklebung der Seitenteile und das Einsetzen der Stahlinserts.



Abbildung 53: Das Verkleben der unteren und oberen Halbschalen mit dem U-Schubfeldträgers in der Laminierform

Abbildung 54 zeigt die beiden Varianten des Höhenleitwerkes. Von jeder Variante wurden zwei Exemplare hergestellt und der mechanischen Prüfung unterzogen.



Abbildung 54: Fertige Höhenleitwerke (oben: Variante 1 mit U-Schubfeldträger, unten: Variante 2 mit topologieoptimiertem Kern)

Tabelle 10 stellt das tatsächlich erzielte Gewicht der beiden Höhenleitwerksvarianten dar. Bei der Variante 1 (mit U-Schubfeldträger) wurde ein Gesamtgewicht von 2380g erzielt, was dem 1,41-fachen des berechneten Gewichtes entspricht. Das Mehrgewicht

ist dadurch begründet, dass das Balsaholz naturbedingt über eine hohe Harzaufnahmefähigkeit verfügt, welche durch das Anlegen eines Überdruckes von 3 Bar im Autoklaven begünstigt wird. Ferner musste das Balsaholz für eine bessere Infusion des Laminates mit Löchern versehen werden, die sich während der Infusion zusätzlich mit Harz füllten. Die Aufnahme von Harz kann in der Zukunft durch eine Oberflächenbehandlung des Balsaholzes signifikant reduziert oder komplett unterbunden werden. Bei der Variante 2 (mit topologieoptimiertem Kern) ist eine bessere Vergleichbarkeit der berechneten und realen Masse zu sehen. Mit einem Gewicht von nur 1560 g ergibt sich ein Verhältnis von 1,11. Die Variante 1 beinhaltet real 44 % und die Variante 2 38 % an biobasiertem Masseanteil.

Tabelle 10: Vergleich des Gewichts von simulierten und realen Referenzbauteilen

	Variante 1	Variante 2	Referenz (CFK)
Simulierte Gewicht	1689 g	1408 g	-
Gewicht der realen Teile	2380 g	1560 g	1866 g
Verhältnis (real/simuliert)	1,41	1,11	-
sim. Biomassenanteil	55 %	43 %	
real. Biomassenanteil	44 %	38 %	0%

Da das Bauteilgewicht in der Luftfahrt eine entscheidende Rolle spielt, kann das erzielte Gewicht, besonders bei der Variante 2, als Erfolg angesehen werden. Im Vergleich mit dem Referenzbauteil aus CFK mit Vollhartschaumkern, ergibt sich eine Reduktion des Gesamtgewichtes um 16,4 %.

Referenzbauteil 2: Kabinentür

Im AP 3.2 (Bionische Topologie-Optimierung und Funktionsintegration) wurde eine Vorzugslösung für das Höhenleitwerk erarbeitet, simuliert und aus fertigungstechnischer Sicht betrachtet. Obwohl mittels der Bündel Sizing Optimization eine Kabinentürvariante mit niedrigerem Gewicht erarbeitet werden konnte, ergab sich nach einer umfassenden technologischen Betrachtung ein vereinfachterer Lagenaufbau (

Tabelle 11). Ein komplizierter Lagenaufbau bedingt aufgrund einer Großzahl von TFP-

	Lagenaufbau	Material	Masse Laminat [g]	Masse Harz [g]
Außenschale				
Grundträger	[0;90;+45;-45]	FlaxTapeTM	392	220
Verstärkungen 1*	[90°] ₄	ZoltekTM	11	4
Verstärkungen 2*	[0°] ₂	ZoltekTM	11	4
Gewicht Außenschale			414	228
Innenschale				
Grundträger	[+45;-45]	FlaxPreg	203	103
Scharnier oben*	[+45;-45]	ToraycaTM	135	66
Scharnier rechts*	[+45;-45]	ToraycaTM		
Scharnier unten*	[+45;-45]	ToraycaTM		
TFP - Verstärkung	variabel	Carbonwerke	20	10
Gewicht Innenschale			358	179
Kern Scharnier			70	
Klebstoff			100	
Gesamtgewicht			942	
*siehe ZB 2017				

Verstärkungen (Abbildung 38) einen hohen fertigungstechnischen und personellen Aufwand. Dennoch konnte eine Kompromisslösung gefunden werden, welche bei vertretbarer Gewichtszunahme vergleichbare Verformung der Tür zulässt. Das Gesamtgewicht beläuft sich rechnerisch auf 943 g bei einem biobasierten Masseanteil von mehr als 50% und ist nur 40 g schwerer, als die an der TUM- gefertigte hybride Variante aus Prepreg-Material. Laut Lastenheft ist dieses Gewicht zulässig.

Tabelle 11: Aufbau der Kabinentür mit dazugehörigem Lagenaufbau, verwendeten Materialien und simulierten Laminat bzw. Harzmassen

	Lagenaufbau	Material	Masse Laminat [g]	Masse Harz [g]
Außenschale				
Grundträger	[0;90;+45;-45]	FlaxTape™	392	220
Verstärkungen 1*	[90°] ₄	Zoltek™	11	4
Verstärkungen 2*	[0°] ₂	Zoltek™	11	4
Gewicht Außenschale			414	228
Innenschale				
Grundträger	[+45;-45]	FlaxPreg	203	103
Scharnier oben*	[+45;-45]	Torayca™	135	66
Scharnier rechts*	[+45;-45]	Torayca™		
Scharnier unten*	[+45;-45]	Torayca™		
TFP - Verstärkung	variabel	Carbonwerke	20	10
Gewicht Innenschale			358	179
Kern Scharnier			70	
Klebstoff			100	
Gesamtgewicht			942	
*siehe ZB 2017				

Für die Fertigung der beiden Türhälften wurden im Unterauftrag von der Firma LSE GmbH Laminierformen entwickelt und aus einem für die Autoklavfertigung geeignetem Material vom Typ Ebalta EP 978 gefertigt (Abbildung 56). Eine Besonderheit bei diesen Formen ist, dass die Verklebung der Einzelteile in der Form stattfindet, wodurch zeitliche Einsparung und niedrigere fertigungstechnische Toleranzen erzielt werden können. Ferner können die Formen sowohl für das VARI- als auch Prepreg-Fertigung eingesetzt werden. Um die thermische Belastung während der Fertigung herabzusetzen, sind die Formen von innen hohl ausgeführt. Laut technischem Datenblatt erlaubt das Formenmaterial Aufheiz-/Abkühlraten von 5°K/Std und eine maximale Gebrauchstemperatur von 140°C.



Abbildung 56: Laminierformen (links: Innenseite, rechts: Außenseite) für die Herstellung der Kabinentür

Aufgrund der doppelgekrümmten Geometrie und der Größe des Referenzbauteils musste für die Infiltration ein Angussssystem entwickelt und vor der Bauteilfertigung erprobt werden. Das erfolgreich getestete Angussssystem ist in Abbildung 55 schematisch dargestellt. Die mit den Ziffern gekennzeichnete Pfeile stellen die Reihenfolge der angesteuerten Einlass-/Auslassventile dar, wobei mit grün Harzzuleitungs- und mit rot Vakuuman schlüsse gekennzeichnet sind. Je nach Harzfrontvorschritt werden die Ventile geöffnet oder geschlossen bis eine vollständige Infiltration des Bauteils gewährleistet ist.

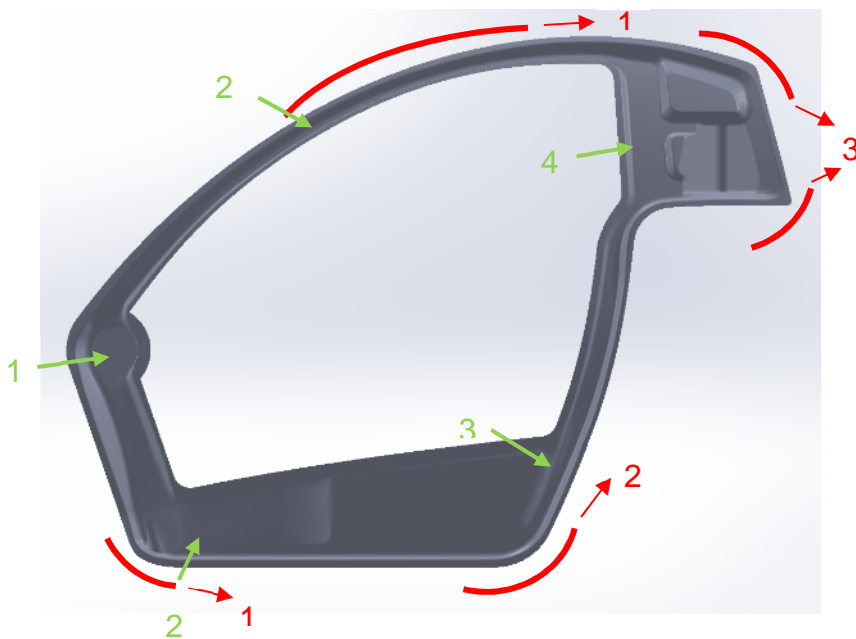


Abbildung 55: Das Infiltrationsschema für die Innenseite der Hubschraubertür

In Abbildung 57 sind der Anfang (links) und das Ende (rechts) des Infiltrationsprozesses dargestellt. Je nach Viskosität des Harzsystems (abhängig von der Außentemperatur und voranschreiten der Topfzeit), dauert der Infiltrationsvorgang durchschnittlich ca. 60 min. Im Anschluss erfolgt im Autoklaven bei 120°C sowie einem Überdruck von 2 bar 120 min lang die Aushärtung des Harzes. Das Überschüssige Harz wird nach dem Anlegen des Überdruckes aus dem Bauteil gepresst und verbleibt in einer temperatur- und überdruckbeständigen Harzfall. Die Fertigungsversuche fanden im Technikum der TUM-HT statt.



Abbildung 57: Der Infiltrationsvorgang der Außenschale mit sichtbarer Fließfront (links: Anfang, rechts: Ende des Infiltrationsvorganges)



Abbildung 58: Die infiltrierte Außenschale im Autoklaven

Als Harzsystem wurde das biobasierte warmhärtende Epoxidharz vom Nach dem ersten Versuch wurden diverse Beschädigungen in den Laminierformen festgestellt, insbesondere starke gelbliche Verfärbung der Oberfläche, tiefe Risse sowie Ablösungen

von verklebten Formteilen (Abbildung 59). Die Dichtheit der Oberfläche war für weitere Versuche nicht mehr gewährleistet. Nach der Kontaktaufnahme mit dem Materialhersteller (Firma Ebalta GmbH) wurden die Laminierformen vor Ort begutachtet und Materialproben entnommen. Basierend auf den Laborergebnissen konnte kein Materialfehler festgestellt werden. Als mögliche Ursache nannte die Firma Ebalta ungünstige konstruktive Ausführung der Laminierformen sowie zu hohe Aufheiz- bzw. Abkühlraten, die zu Spannungsrissen geführt haben sollen. Im Zuge einer Reklamationsanfrage wurde das beschädigte Material zum Teil durch ein Neues ersetzt. Die Klärung der Ursachen, Reklamation sowie Instandsetzung der Laminierformen zog eine zeitliche Verzögerung nach sich, so dass das Projekt um weitere 4 Monate kostenneutral verlängert werden musste. Die Fertigung der Hubschraubertür wurde laut angepasstem Arbeitsplan auf das erste Quartal verschoben.

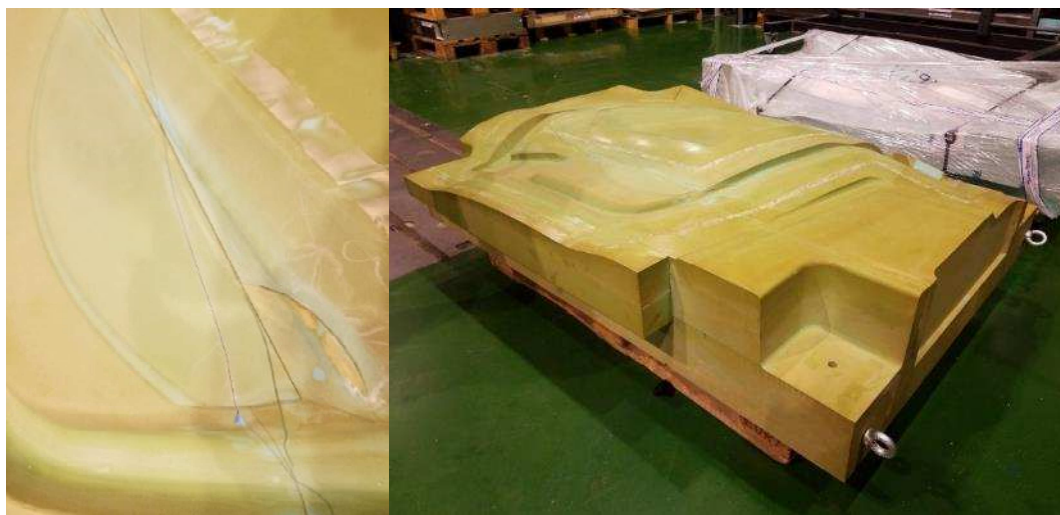


Abbildung 59: Beschädigte Laminierform mit Rissen auf der Oberfläche (linkes Bild)

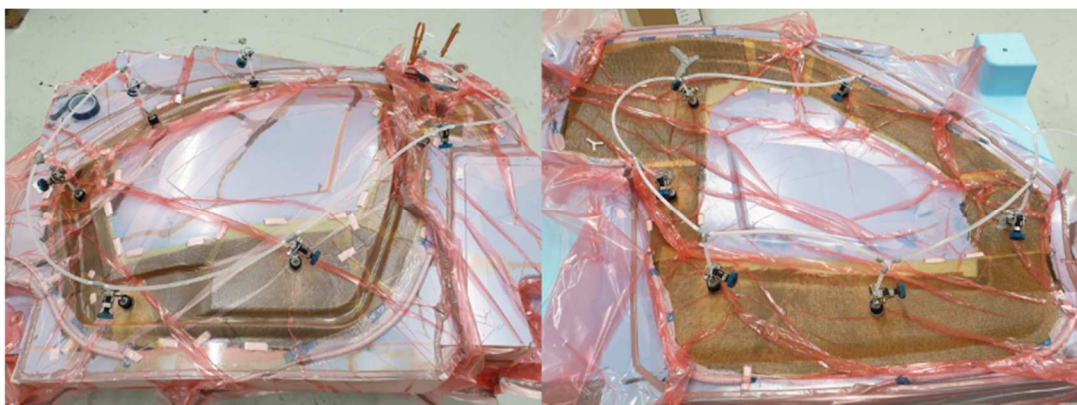


Abbildung 60: Erneute Fertigung der Kabinentür im VARI-Verfahren (links - innere Schale, rechts - äußere Schale)

Die Fertigung der Kabinentür erfolgte laut geändertem Arbeitsplan im ersten Quartal 2019 (Abbildung 60). Da die Laminierformen den thermischen Belastungen im Autoklaven nicht Stand hielten, musste das Fertigungsverfahren nach der Aufbereitung der

Formen auf VARI umgestellt werden. Dabei musste akzeptiert werden, dass die zuvor im Autoklaven ermittelten Materialkennwerte aufgrund des niedrigeren Faservolumengehaltes im VARI-Verfahren um 5-10 % kleiner ausfallen werden.



Abbildung 61: Verklebung der einzelnen Schalen in der Laminierform (links), Verklebung der bearbeiteten Tür mit der Fensterscheibe unter ungelegtem Vakuum

Als Harz wurde das von Germanischer Lloyd für den Bau von Rotorblättern für Windkraftanlagen zugelassene, kalthärtende Harzsystem (Epoxydharz L + Härter GL2) mit einer Topfzeit von 210 min. verwendet. Nach der Entformung wurden die Ränder mit einem Multifunktionsgerät händisch besäumt und für die Verklebung vorbereitet. Die Verklebung (Abbildung 61) erfolgte in der Form unter Verwendung des 2K-Klebstoffes Scotch Weld DP 490 und speziell angefertigter Inserts. So werden exakte Geometrien und eine einfachere Nachbearbeitung gewährleistet. Anschließend wurde mit PU-Scheibenklebstoff die PMMA-Scheibe eingeklebt. In der Abbildung 62 ist die komplettierte und für die mechanische Prüfung vorbereitete Kabinentür dargestellt.



Abbildung 62: Komplettierte hybride Kabinentür

Tabelle 12: Vergleich des Gewichts von simulierter, reeller und referenzierter Kabinentür aus CFK

	NFK (berechnet)	NFK (real)	CFK (real)
Simulierte Gewicht	942 g	-	-
Reales Gewicht	-	985 g	659 g +70g Kern
Verhältnis (real/simuliert)	-	1,05	1,35
sim. Biomassenanteil (petrochemisches Harzsystem)	29%	-	0%
real. Biomassenanteil	-	28%	0%

Tabelle 12 gibt Auskunft über das erzielte Gewicht der Kabinentür in hybrider Bauweise im Vergleich zum berechneten und referenzierten Bauteil. Mit 985 g ist das Gewicht der gefertigten Kabinentür um 5 % schwerer als berechnet. Aufgrund der Umstellung von biobasiertem auf petrochemisches Harz, reduzierte sich der theoretische Biomassenanteil auf 29 %. Der Erzielte Biomassenanteil liegt bei ca. 28 %. Bezugnehmend auf das Referenzbauteil aus CFK ist die hybride Kabinentür um 35 % schwerer.

6.3 HAP 5: Validierung von Material und Bauweise für Luftfahrtanwendungen

6.3.1 AP 5.1: Prüfaufbau und Funktionstest des Musterbauteils

Referenzbauteil 1: Höhenleitwerk (HLW)

In diesem Arbeitspaket werden die Simulationsergebnisse validiert, indem die gebauten Höhenleitwerke einer mechanischen Prüfung unterzogen werden. Dazu wird in Anlehnung an die CFD-Umströmungssimulationsergebnisse, welche als Inputgröße für die FEM-Verformungssimulation eingeflossen sind, ein äquivalenter und realitätsnaher Versuchsaufbau erarbeitet. Im Realbetrieb wird das Höhenleitwerk allseitig von Luft umströmt. Um dies in der Realität nachzubilden, müsste das Höhenleitwerk in einem Strömungskanal untersucht werden. Da an der TUC-IST kein Strömungskanal zur Verfügung steht, muss ein alternativer Prüfaufbau entwickelt werden. Während der Anströmung entsteht an der Oberseite ein Überdruck und an der Unterseite Unterdruck. Aufgrund der unsymmetrischen Eigenschaften des Profils wird eine gekoppelte Biege-/Torsionsbelastung hervorgerufen. Die Druckvektoren stehen senkrecht zur Oberfläche und erzeugen somit Momente um alle drei Achsen. Um diese Beanspruchung möglichst genau in einem statischen Versuch nachzubilden, muss die Flächenlast in möglichst viele kleine Bereiche geteilt und in punktuell angreifende Kräfte überführt

werden (Abbildung 63). Je präziser die Skalierung der Bereiche wird, umso genauer entspricht die resultierende Verformung den realen Gegebenheiten.

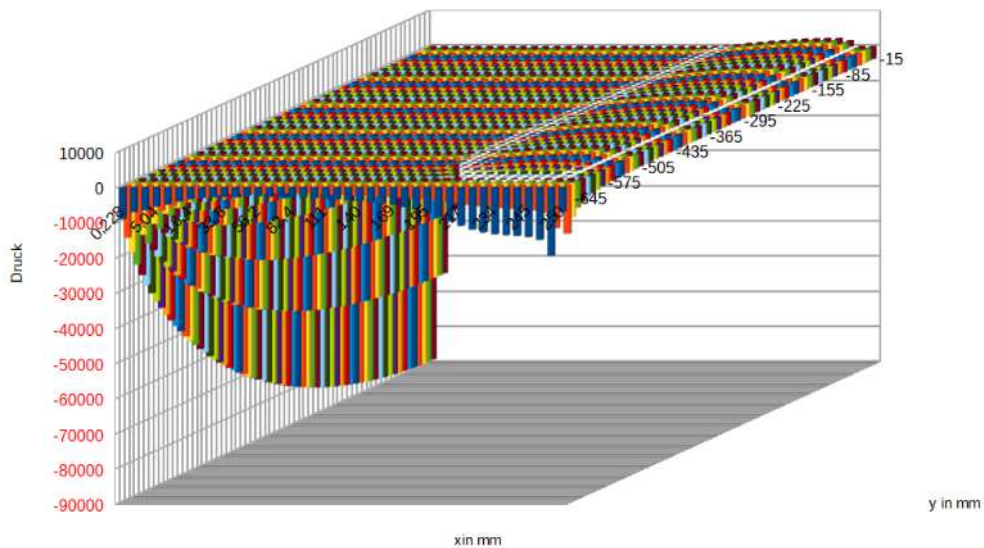


Abbildung 63: Druckverteilung auf der Oberfläche des Höhenleitwerks (halbe Spannweite)

Da die Umsetzung dieser Testmethode unverhältnismäßig hohen entwicklungs-/fertigungstechnischen Aufwand bedeuten würde, werden zur Versuchsausarbeitung die resultierenden Reaktionskräfte (Abbildung 64) in der Einspannung herangezogen. Im Ergebnis wird ein modifizierter 3-Punkt-Biegeversuch entwickelt, welcher eine reproduzierbare Krafteinleitung bei einer definierten Belastungsgeschwindigkeit ermöglicht.

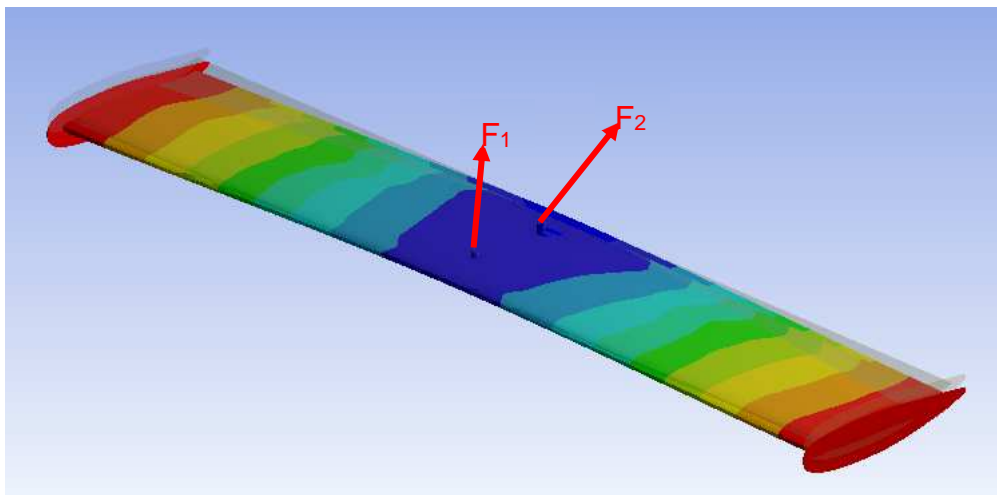


Abbildung 64: In Ansys Workbench ausgelesene Reaktionskräfte in der Einspannung des Höhenleitwerkes

In der Tabelle 13 sind die Reaktionskräfte beider Lagerungspunkte aufgeführt.

Tabelle 13: Aus den FE-Simulationsergebnissen ausgelesene Reaktionskräfte

Reaktionskräfte	F_x in N	F_z in N	F_{ges} in N
F_1	159,7	1.640,3	1.648,1
F_2	488,7	333,7	591,8

Über das Kräftegleichgewicht können resultierende Kräfte F_{xR} und F_{zR} errechnet werden. Mit Hilfe des Momentengleichgewichtes wird die Entfernung x des Kraftangriffspunktes von der vorderen Einspannung mit dem Abstand $l = 125$ mm zwischen den beiden Einspannungen ermittelt. Aus den einzelnen Kräftekomponenten wird eine resultierende Kraft F_R und der Winkel α , unter welchem die Resultierende angreift, errechnet. Tabelle 14 fasst die Ergebnisse zusammen.

Tabelle 14: Resultierende Kraft F_R , der Abstand von der vorderen Einspannung und der Angriffswinkel α

F_{xR}	F_{zR}	F_R	x	α
-648,4 N	-1974 N	2077,8 N	21,1 mm	17,3°

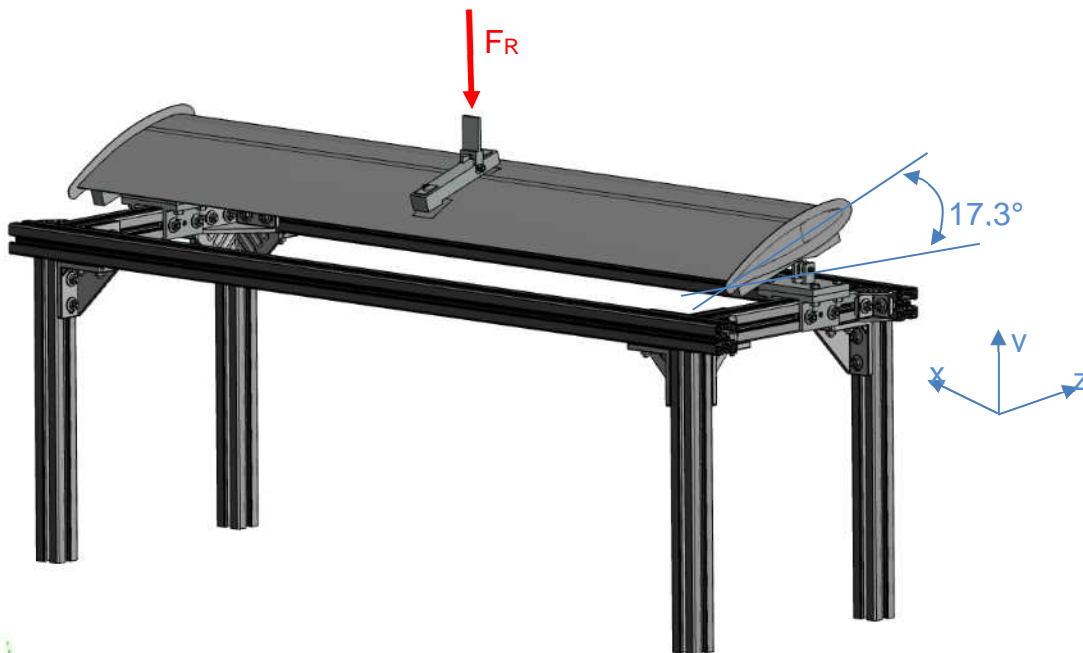


Abbildung 65: Versuchsaufbau für die mechanische Prüfung des Höhenleitwerkes

Auf Basis dieser Überlegungen wurde ein Versuchsaufbau entworfen, welcher in Abbildung 65 dargestellt ist. Wie der Zeichnung entnommen werden kann, wird die resultierende Kraft unter einem Winkel von $17,3^\circ$ über eine Krafteinleitungsvorrichtung in die Inserts, die mit dem HLW stoffschlüssig verbunden sind, eingeleitet. Das HLW wird an den Spannweitenenden zum Teil beweglich gelagert, wobei die Translationsgrade in x-, y- und z-Richtungen gesperrt sind. Um die widerstandsfreie Biegung des HLW zu gewähren, werden die Rotationsfreiheitsgrade um die x-, y- und z-Achsen offen gelassen. Dies wird mit Gelenklagern und den auf der Oberfläche des HLW aufgeklebten großflächigen Krafteinleitungselementen realisiert. Der Abstand zwischen der Krafteinleitung und der Lagerung in Richtung Z beträgt 21,1 mm. Um die Prüfergebnisse miteinander vergleichen zu können wurde von dem Prüfaufbau eine FEM-Simulation durchgeführt. Die Simulationsergebnisse für den zu prüfenden Bereich zeigten, dass die sich einstellende Verformung um Faktor 4 größer ist, als die Verformung im Zuge der aerodynamischen Last. Der Grund hierfür ist die Art des Prüfaufbaus, welcher eine freie Verformung in Spannweitenrichtung verhindert. Daher wurde die Prüfkraft so angepasst, dass die simulierten Verschiebungen in die Y-Achse im 3-Punkt-Biegeversuch einen maximalen Wert von ca. 18 mm entspricht (Abbildung 66). Daraus resultiert eine Prüfkraft von 550 N.

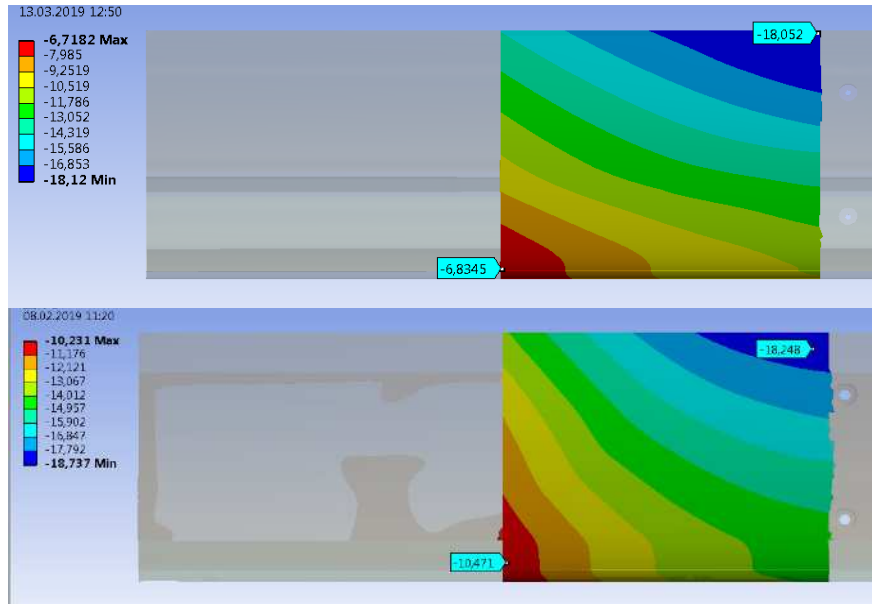


Abbildung 66: Mittels FE-Analyse ermittelten Verschiebungen, die sich während des Druckversuchs einstellen (oben: Variante 1, unten: Variante 2)

Um den strukturmechanischen Zustand permanent zu überwachen sowie Verschiebungen und Dehnungen des HLW mit den Simulationsergebnissen zu vergleichen, werden strukturintegrierte gestickte Dehnungssensoren eingesetzt und Dehnungsmessstreifen (DMS) auf die Oberfläche geklebte. Ferner werden die Verschiebungen

der Oberfläche mit einem optischen ARAMIS Messsystem dreidimensional erfasst (Abbildung 67).

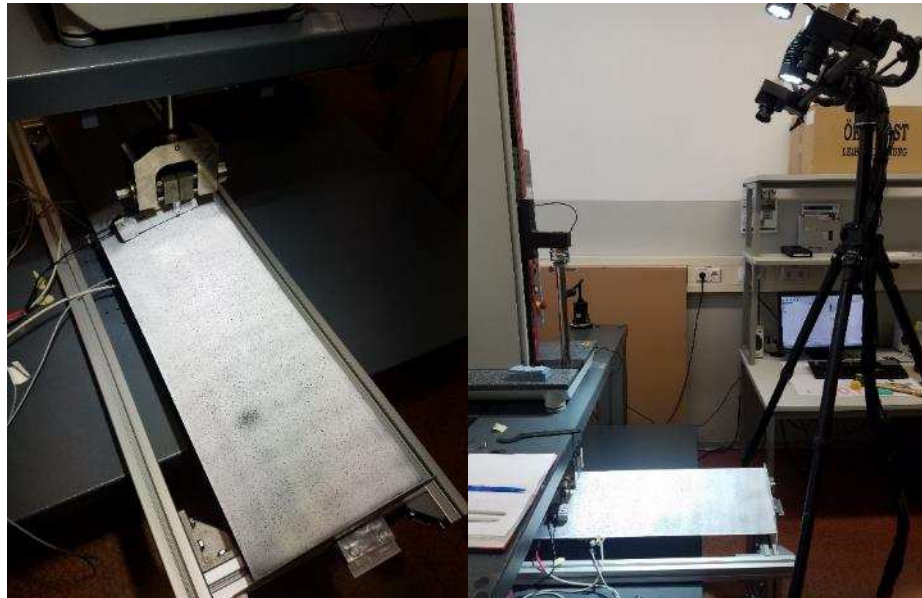


Abbildung 67: Erfassung der Oberflächenverschiebung mit einem optischen Messsystem ARAMIS

Das Wegmesssystem der Prüfmaschine nimmt nur den zurückgelegten Weg des Prüfstempels auf. Dain diesem Versuch, anders als im einfachen Drei-Punkt-Biegeversuch, ein resultierendes Moment induziert wird, gibt dies nicht die maximale Verformung des HLW wieder. Die maximale Verformung ist mittig im Bereich der hinteren Kante zu erwarten. Die Erfassung der Dehnungen erfolgt mittels gestickten Dehnungssensoren der Firma LSE und DMS HBM 1-LY71-3/350 von HBM. Deren Eigenschaften sind in Tabelle 15 aufgeführt.

Tabelle 15: Eigenschaften der für die Messung eingesetzten Dehnungssensoren

	Gestickter Dehnungssensor	DMS
elektrischer Widerstand	120 $\Omega \pm 2 \%$	350 $\Omega \pm 0,3 \%$
Messgittermaterial	Konstantandraht d = 50 μm	Konstantan
Dehnungsbereich	$\pm 3 \%$	$\pm 5 \%$
k-Faktor	1,9 $\pm 2 \%$	2 $\pm 1 \%$
Trägermaterial	Polyestervlies (35 g/m ²)	Polyamidfolie
Messgitterlänge	27 mm	3
Messgitterbreite	14 mm	2,7

Dem Biegeversuch wurden jeweils zwei Exemplare von Konstruktionsvariante 1 und 2 unterzogen. Die Ergebnisse der Biegeversuche sind in Abbildung 68 und Tabelle 16 zusammengefasst und den Simulationsergebnissen gegenübergestellt.

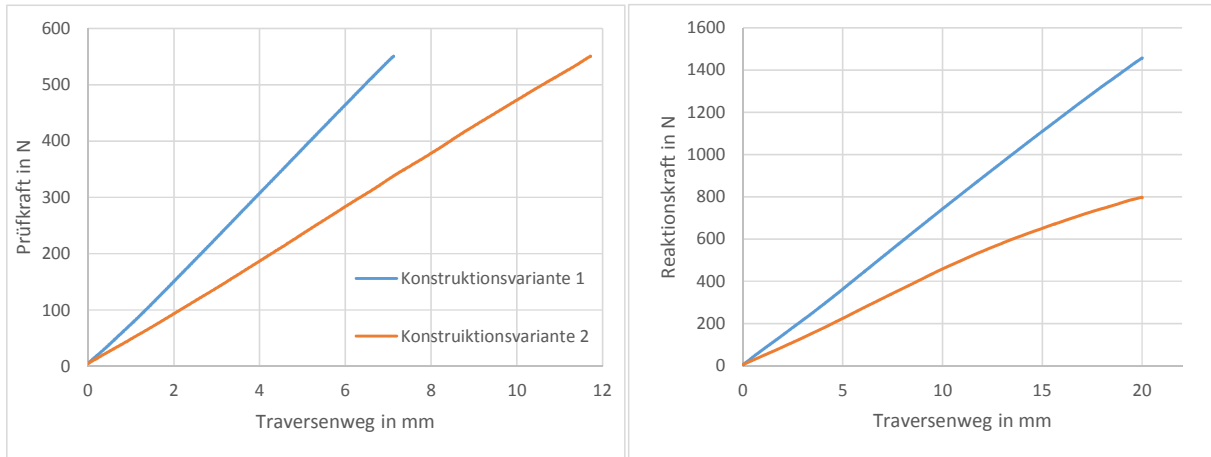


Abbildung 68: Ergebnisse der Biegeversuche (link: bei Prüfkraft von 550 N, rechts: bei einer Sollverformung von 20 mm)

Jedes HLW wurden 5-mal nacheinander mit einer Prüfkraft von 550 N belastet. Alle Bauteile zeigten stets ein linearelastisches Verhalten. Die Konstruktionsvariante 1 zeigt bei 550 N eine Verformung von 8,2 mm während die Konstruktionsvariante 2 sich um 13,1 mm verbiegt. Eine plastische Verformung konnte nicht beobachtet werden, der Kurvenverlauf ist stets linear. Wie der Tabelle 16 zu entnehmen ist, verhalten sich reale Bauteile deutlich steifer als es die FEM-Simulation vorhersagt. Bei der Konstruktionsvariante 1 beträgt das Verhältnis zwischen der realen und simulierten maximalen Verformung 2,21. Bei der Konstruktionsvariante 2 liegt dieser Wert bei 1,39. Da im Zuge der Biegebeanspruchung die Verformung von 18 mm von keiner Variante erreicht werden konnte, wurden die HLWs mit einem Traversenweg von 20 mm belastet und die Reaktionskraft aufgenommen. Um die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse zu gewährleisten, wurden auch diese Versuche 5-mal nacheinander wiederholt. Die sich einstellenden Reaktionskräfte liegen bei 1455 N bzw. 798 N. Somit ist die Variante 1 um den Faktor 1,81 steifer als Variante 2. Der Kraft-Weg-Verlauf ist beim HLW 1 linear, wohingegen beim HLW 2 in der Kurve ab 12 mm Verformung ein negativ exponentieller, aber reversibler Anstieg zu beobachten ist. Beide HLW-Varianten ertragen die Beanspruchung ohne eine plastische Verformung oder sichtbarer Schäden.

Tabelle 16: Ergebnisse der Biegeversuche im Vergleich mit FEM-Ergebnissen (HLW)

	Variante 1	Variante 2
Variante	Holm	Kern
Traversenweg bei $F = 550 \text{ N}$	7,1 mm	11,7 mm
max. Durchbiegung (1)	-8,20	-13,10
min. Durchbiegung (2)	-3,00	-5,90
max. Durchbiegung (simuliert) (1)	-18,12	-18,25
min. Durchbiegung (simuliert) (2)	-6,72	-10,50
Reaktionskraft bei 20 mm Traversenweg	1455 N	798 N
Standardabweichung	14,5 N	2,1 N
Verhältnis der max. Durchbiegungen	2,21	1,39
Verhältnis der min. Durchbiegungen	2,24	1,78

Abbildung 69 zeigt den Vergleich der realen, mit ARAMIS aufgenommenen, und simulierten Verschiebungen des Prüfbereichs in Z-Richtung. Der sichtbare Bereich beträgt 200 mm in Richtung X und 300 mm in Richtung Y. Trotz steiferen Verhaltens der beiden Konstruktionsvarianten ist ein sehr ähnlicher qualitativer Verlauf der Verschiebung erkennbar. Besonders bei der Variante 2 kann von einer sehr guten Übereinstimmung der Ergebnisse ausgegangen werden. Im Weiteren werden die Simulationsergebnisse validiert und die Materialkennwerte angepasst.

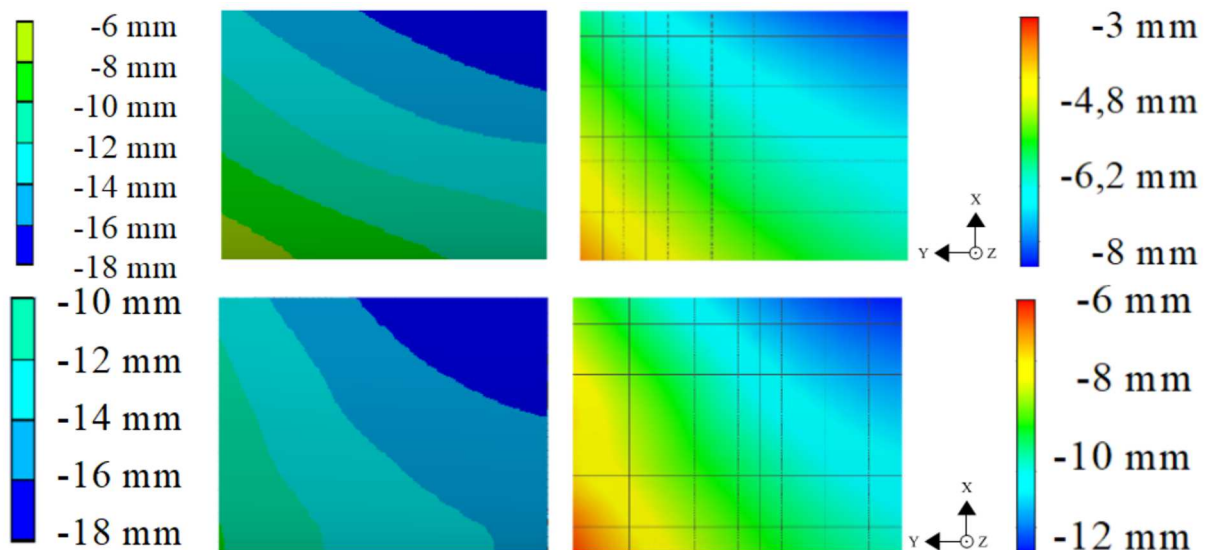


Abbildung 69: Vergleich der gemessenen (rechts) und simulierten (links) Verschiebungen (oben: Konstruktionsvariante 1, unten: Konstruktionsvariante 2)

Referenzbauteil 2: Kabinentür

Die Simulationsergebnisse zeigen, dass sich beim kritischen Lastfall (CFD-Last + seitliche Böhe) die untere Ecke der Kabinentür um 17,81 mm (optimierte TUC-Variante) bzw. 20,54 mm (Referenz aus CFK) abhebt. Im Realbetrieb wird die Kabinentür in der Hubschrauberkabine an drei Stellen gelagert, wobei bei dem Scharnier (Abbildung 70, Position 1) alle Translations- sowie Rotationsfreiheitsgrade in x- und y-Richtung gesperrt sind. Beim Öffnen geht die Kabinentür nach hinten. Im geschlossenen Zustand wird die Kabinentür an den Positionen 2 und 3 durch ein manuell zu betätigenden Verriegelungsmechanismus (zwei Verriegelungsbolzen) verschlossen. Dabei bleibt an den Verriegelungsstellen nur der Translations- entlang und der Rotationsfreiheitgrad um die Bolzenachse erhalten. Auf Basis dieser Ergebnisse und konstruktiven Besonderheiten wurde ein realitätsnaher Prüfaufbau erarbeitet und dieser mittels FEM-Analyse nachgebildet.

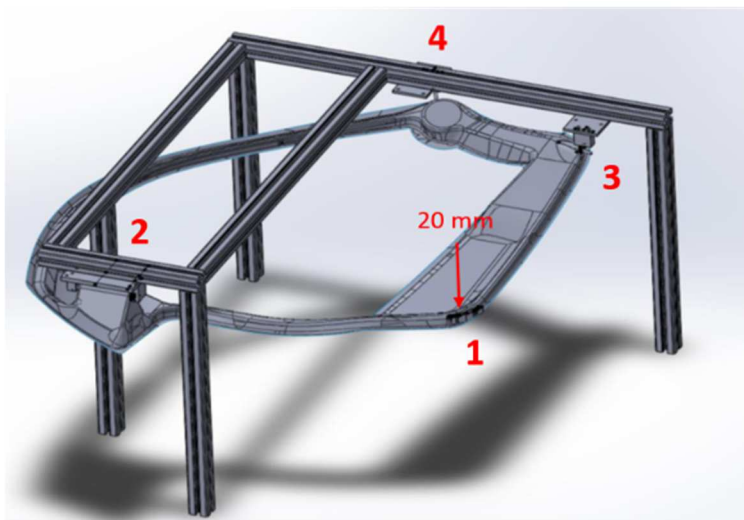


Abbildung 70: Versuchsaufbau für die mechanische Prüfung der Kabinentür (1 - Krafteinleitung, 2 - Scharnier, 3 – Verriegelungsbolzen unten, 4 – Verriegelungsbolzen mitte)

Wie der Abbildung 72 zu entnehmen ist, wird die Lagerung der Tür mittels Scharnierlagern (Bild 3 und 4) sowie einem Lagerbock (Bild 2) möglichst wirklichkeitsgetreu umgesetzt. Bei dem Prüfaufbau wird die untere Ecke der Kabinentür mittels universeller Zug-/Druckmaschine über ein stoffschlüssig verbundenes Krafteinleitungselement und ein Scharnierlager um 20 mm (Ergebnis der FE-Simulation) bzw. 30 mm (zusätzlicher SF von 1,5) in z-Richtung ausgelenkt und dabei über eine Kraftmessdose die resultierende Kraft erfasst (Bild 1). Der Versuch wird für jede Auslenkung 10 Mal wiederholt und aus den Messergebnissen der Mittelwert gebildet. Diese wird anschließend mit der berechneten resultierenden Kraft verglichen.



Abbildung 72: Realisierung der Lagerung (1 - Krafteinleitung, 2 - Scharnier , 3 – Verriegelungsbolzen unten, 4 – Verriegelungsbolzen mitte)



Abbildung 71: Erfassung der Oberflächenverschiebungen mit einem optischen Messsystem ARAMIS

Wie aus den FE-Simulationsergebnissen ersichtlich (Abbildung 41), stellt die Stelle mit dem kleinsten Profilquerschnitt den kritischen Bereich der Konstruktion dar. Aufgrund des hohen resultierenden Biegemomentes und kleinen Flächenträgheitsmomentes entstehen in diesem Bereich hohe Spannungen, welche zum Versagen der Kabinentür

führen können. Daher wird während der Prüfung dieser Bereich (Abbildung 71) mit einem optischen Messsystem ARAMIS dreidimensional erfasst und zur Verifizierung der FE-Ergebnisse die Verschiebungen der Oberfläche ermittelt.

Die Ergebnisse der Bauteilprüfung sind in der Tabelle 17 zusammengefasst und den Simulationsergebnissen gegenübergestellt. Während der Prüfung zeigt die Kraft-Weg-Kurve ein reversibles lineares Verhalten. Bei 20 mm Auslenkung resultiert eine mittlere Kraft von 108,62 N, bei 30 mm Auslenkung stellen sich im Durchschnitt 157,95 N ein. Die berechneten Werte liegen bei 119N bzw. 178,54 und sind somit um 10 % bzw. 13 % höher als die gemessenen Werte. Demnach ist die hybride Variante bei 20 mm Auslenkung 10 % weniger steifer als berechnet. In Anbetracht dessen, dass durch die Änderung des Fertigungsverfahrens (VARI statt Autoklav) deutlich niedrigere Faservolumenanteile realisiert werden konnten und dadurch eine signifikante Verringerung der Mechanik einherging, kann von einem sehr guten Ergebnis gesprochen werden.

Tabelle 17: Ergebnisse der Biegeversuche im Vergleich mit FEM-Ergebnissen (Kabinentür)

	FEM-Ergebnisse	Versuch	Verhältnis [FEM/Versuch]
Reaktionskraft bei 20 mm Traversenweg [N]	119	108,62	1,10
Reaktionskraft bei 30 mm Traversenweg [N]	178,54	157,95	1,13
Verschiebung bei 119 N [mm]	20,25	22,15	0,91

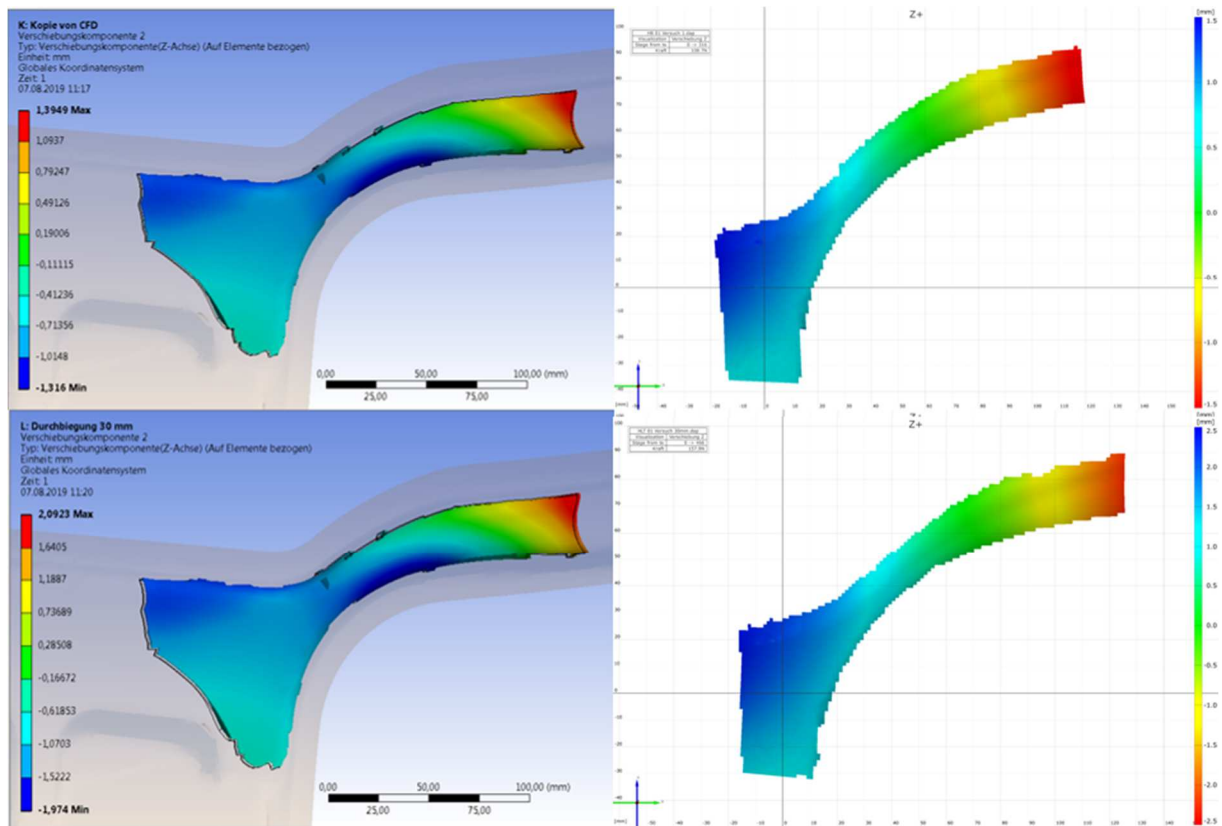


Abbildung 73: Vergleich der gemessenen (rechts) und simulierten (links) Verschiebungen in z-Richtung im Bereich des kleinsten Profilquerschnitts bei 20 mm (oben) bzw. 30 mm (unten) Auslenkung

Abbildung 73 zeigt den Vergleich der mit ARAMIS ermittelten (rechts) und mittels FE-Simulation berechneten (links) Verschiebungen in z-Richtung. Der sichtbare Bereich in x- bzw. y-Richtung beträgt ca. 200 mm. Wie den Bildern entnommen werden kann, wird das Kabinentürkantenprofil sowohl gebogen als auch tordiert. Trotz weniger steifen Verhaltens des Prototyps ist ein sehr guter qualitativer und vor allem quantitativer Verlauf der Verschiebungen erkennbar. Die Abweichungen in den gemessenen Werten liegen je nach Bereich zwischen 7 bis 12 %. Somit lässt sich schlussfolgern, dass die Verformung der Kabinentür numerisch gut abgebildet und die rechnerisch nachgewiesenen Anforderungen gut validiert werden konnten.

6.4 Zusammenfassung der Ergebnisse

Zu Beginn des Verbundvorhabens „InteReSt“ einigten sich die Projektpartner auf den ultraleichten koaxialen Hubschrauber vom Typ CoAX 2D der Firma EDM AEROTECH GmbH als geeignetes Versuchsobjekt für die Auswahl des repräsentativen Musterbauteils. Der Hintergrund für die Wahl dieses Hubschraubermodells war die langjährige enge Kooperation TUM-HT mit EDM im Rahmen des LUFO-V2 Förderprojektes CuROT, was den Zugang zu den notwendigen Bauteildaten und die Durchführung von entsprechenden Bauteiltests erleichterte. Daraufhin wurde vom Verbundpartner TUM-

HT im HAP 1 die Operations- und Lastszenarien, luftfahrtspezifische Materialanforderungen sowie konstruktive Spezifikationen für 2 repräsentative Hubschrauberstrukturen, das Höhenleitwerk und die linke Kabinentür, ausgearbeitet und im vollständigen Lastenheft definieren. Im AP 3.1 wurde von TUM-HT die CAD-Zeichnung für die Musterbauteile mit angepasster Geometrie erstellt, die Lastszenarien auf Basis der Anforderungen entsprechend der Zulassung für LTF-ULH definiert und auf dieser Basis die ersten FE-Berechnungen durchgeführt. Diese Ergebnisse stellten den Input für das AP 3.2 dar, in dem die beiden Bauteile numerisch ausgelegt und unter Anwendung generischer Algorithmen optimiert wurden.

Im Ergebnis des AP 3.2 konnte beim Höhenleitwerk, dessen Referenz aus CFK in Vollkernbauweise ausgeführt ist und aus CFK-Prepreg im Autoklaven konsolidiert wird, eine neue Konstruktion mit topologieoptimiertem Hartschaumkern und optimiertem hybriden FF-Laminataufbau entwickelt werden. Dabei wurde beim Vollhartschaumkern die Topologieoptimierung mit einer Massenreduktionsstudie kombiniert, um eine vorteilhafte Beziehung zwischen Massereduktion und Nachgiebigkeit des HLW herauszufinden. Dadurch konnte die Masse des Vollkerns um 58 % reduziert werden. Insgesamt erreichte das HLW in biobasierter hybrider Bauweise rechnerisch ein Gesamtgewicht von 1560 g (16,4 % weniger als das CFK-Referenzgewicht von 1866 g) bei einem Biomassenanteil von 43 %.

Für die Optimierung der Kabinentür wurde im Programmen Optistruct und Hyperworks eine Kombination aus Free Sizing, Bundle Sizing und Shuffle Optimiesierung durchgeführt. Als Optimierungszielgröße wurde die Verformung der nicht befestigten unteren Kabinentürecke von 20 mm festgelegt, welche sich im Zuge der aerodynamischen Last (CFD-Druckverteilung) und seitlich nach außen wirkenden Windböe von 10 m/s einstellt. Im Ergebnis konnte nach umfassender technologischer Betrachtung eine Kompromisslösung mit einem Grundlaminataufbau aus einem $[45^\circ/-45^\circ]_s$ FF-Gelege bzw.-Gewebe und den partiellen Verstärkungen aus CF-TFP-Patches und CF-Gewebe in stark belasteten Bereichen ausgearbeitet werden. Mit einem rechnerischen Gewicht von 942 g ohne Türscheibe und einem Biomassenanteil von 29% ist die hybride Variante zwar um 35 % schwerer als die CFK-Kabinentür (729 g), dies liegt aber im Rahmen des im Lastenheft definierten zulässigen Gesamtgewichtes. Dabei konnte ein besseres Verformungsbild sowie signifikante Verbesserung des Dämpfungsverhaltens erzielt werden.

Zeitparallel wurde im AP 4.1 die Eignung der TFP-Technologie zur Herstellung hybriden Verstärkungsstrukturen mit faserparallel ausgerichteten und auf einem textilen Flachsfaserträger variabelaxial abgelegten CF-Hochleistungsfasern untersucht. Dabei konnten mehre Fadenfeinheiten und Trägermaterialien getestet werden. Das TFP-Be-

sticken von uni- und bidirektionalen FF-Halbzeugen zeigte im Vergleich zum Polyestervlies deutliche Unterschiede. Das FF-Gewebe BD FAW 150 ließ sich sowohl faserparallel als auch in beibiegen Winkel gut besticken. Beim FF-Gelege UD FAW 150 konnten Verarbeitungsprobleme beobachtet werden. Beim Letzten wurden die Flachfasern durch den Fixierfaden auseinandergesogen, so dass sich im Träger Leerstellen ausbildeten. Ferner konnte aufgrund der fehlenden Querfestigkeit des FF-Geleges keine gerade Ablage des CF-Roving erzielt werden. Es kam zu einer starken Faserondulation und/oder Überlappung der CF-Rovings.

Im AP 4.2 wurden aus den hybriden TFP-NFK-Halbzeugen im VARI-Verfahren Verbundplatten und anschließend Zugprobekörper hergestellt. Diese wurden einer mechanischen Zugprüfung unterzogen. Während der Fertigung wurden zwischen einzelnen Faserbündeln trockene Zwischenräume beobachtet. Dieser Umstand spiegelte sich in einer rauen und optisch wenig ansprechenden Oberfläche wieder. Ferner war der Fixierfaden deutlich sichtbar, was den optischen Eindruck des Halbzeugs zusätzlich negativ beeinflusste. Daher sollten die TFP-NFK-Verstärkungen bei späteren Bauteilauslegung nicht in der äußeren Laminatlage bzw. auf der Sichtseite des Bauteils platziert werden. Das TFP-NFK-Halbzeug mit 12K CF-Roving erreichte einen E-Modul von 37,41 GPa und eine Bruchfestigkeit von 448 MPa. Diese Werte lagen deutlich hinter den Erwartungen zurück und waren auf dem Niveau des CF-Gewebes, welches aktuell im Referenzbauteil (Kabinentür) zum Einsatz kommt. Eine mögliche Erklärung hierfür ist die durch ungünstig gewählten TFP-Parameter induzierte Faserondulation.

Im AP 5.1 wurden die FE-Ergebnisse durch die mechanische Prüfung der im AP 4.3 gefertigter Musterbauteile validiert. Dazu wurden in Anlehnung an die CFD-Ergebnisse möglichst realitätsnahe Versuchsaufbauten erarbeitet und in FEM-Tools nachgebildet. Während der Bauteilprüfung wurden die Verschiebungen der Bauteiloberfläche an ausgewählten Stellen mittels eines optischen 3D-Messsystems erfasst und den FE-Ergebnissen gegenübergestellt.

Im Ergebnis wurde das gefertigte Höhenleitwerk mit 1560 g um 11% schwerer als berechnet. Dadurch verringerte sich der reale Biomassenanteil von 43 % auf 38 %. Bei der mechanischen Prüfung ergab sich ein Verhältnis zwischen simulierten und realen Werten von 1,39. Somit ist der Prototyp deutlich steifer geworden als berechnet. Trotz steiferen Verhaltens des Prototyps war ein sehr ähnlicher qualitativer Verlauf der Verschiebung erkennbar. Im Weiteren wurden die Simulationsergebnisse validiert und die Materialkennwerte angepasst.

Mit 985 g fiel das Gewicht der gefertigten Kabinentür um 5 % größer aus als berechnet. Wegen fertigungstechnischen Probleme während der Türherstellung musste von bio-basiertem auf petrochemisches Harz umgestellt werden. Dies reduzierte den theoretischen Biomassenanteil auf 29 %. Der tatsächlich erzielte Biomassenanteil lag bei ca.

28 %. Bezugnehmend auf das Referenzbauteil aus CFK ist die hybride Kabinentür um 36 % schwerer geworden. Während der Prüfung zeigte die Kraft-Weg-Kurve der verformten Kabinentür ein reversibel lineares Verhalten. Bei 20 mm Auslenkung resultierte eine mittlere Kraft von 108,62 N. Berechnete Werte lagen bei 119 N und somit um 10 % höher als gemessen. In Anbetracht dessen, dass durch die Änderung des Fertigungsverfahrens (VARI statt Autoklav) deutlich niedrigere Faservolumenanteile realisiert werden konnten und dadurch eine signifikante Verringerung der Mechanik einhergeht, kann von einem sehr guten Ergebnis gesprochen werden. Trotz weniger steifen Verhaltens des Prototyps konnte ein sehr guter qualitativer und vor allem quantitativer Verlauf der Verschiebungen im kritischen Bereich (kleinster Profilquerschnitt) beobachtet werden. Die Abweichungen zu simulierten Werten lagen je nach Bereich zwischen 7 bis 12 %. Somit lässt sich schlussfolgern, dass die Verformung der Kabinentür numerisch gut abgebildet und die Anforderungen erfüllt werden konnten.

7 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Die bewilligten finanziellen Mittel wurden gemäß dem Antrag eingesetzt und für die eingeplanten Positionen verwendet. Die tatsächlichen, während der Projektlaufzeit entstandenen, Ausgaben sind in den Tabelle 18 zusammengefasst. Aufgrund der kostenneutralen Projektverlängerung musste ein Antrag aus Kostenumwidmung gestellt werden. Dieser beinhaltete die Umwidmung von gesamt 23.500,- € aus den Positionen 0813, 0843, 0846, 0850 in Position 0817.

Tabelle 18: Tatsächliche Ausgaben während der Projektlaufzeit

Position	Gesamtfinanzierungsplan	Entstandene Ausgaben bis einschl. 2016 in €	Entstandene Ausgaben bis einschl. 2017 in €	Entstandene Ausgaben bis einschl. 2018 in €	Entstandene Ausgaben bis einschl. 2019 in €
0812		7.760,08	31.747,03	117.601,72	26.871,81
0817		11.714,82	39.902,02	24.711,40	0
0822		3.068,70	1.872,14	8.703,70	3.809,56
0843		1.038,75	1.038,75	19.524,10	4.689,29
0846		1.180,42	2.166,89	3.573,18	1.063,80
0850		0	1.573,01	36.324,75	13.952,75
Summe		24.762,77	90.486,21	210.438,85	50.387,21

8 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Trotz immer stärker werdendem Interesse an „grünen“ Werkstoffen und Technologien seitens der Luftfahrtbranche, vor allem im Zuge drohender regulatorischer Umweltvorgaben, konnte das Verbundvorhaben „InteReSt“ aufgrund eines enormen wirtschaftlichen Risikos für Industrieunternehmen ohne öffentliche Förderung nicht durchgeführt werden.

Das übergeordnete Ziel des Projektes war die Untersuchung der Anwendbarkeit von hybriden Naturfaserverbunden für den Einsatz in Luftfahrtanwendungen, besonders im ULH-Bereich. Aufgrund der fehlenden Erfahrungswerte und einer nicht ausreichenden Datenbasis für die numerische Auslegung von biobasierten Luftfahrtstrukturen wurde im Vorhaben Grundlagenforschung betrieben. Ferner stellten die durchgeführten Arbeiten, hinsichtlich der bionische Optimierung von Musterbauteilen mittels generischer Algorithmen, der Technologieentwicklung zur Herstellung von hybriden Naturfaserhalbzeugen sowie der Verfahrensentwicklung bzw. -optimierung zur Herstellung von Luftfahrtstrukturen aus den erzeugten Halbzeugen, einen notwendigen und wichtigen Schritt in Richtung eines zuverlässigen und durchgängigen Auslegungs-, Simulations- und Technologiekonzepts, zur Umsetzung von biogenen semistrukturellen Luftfahrtbauteilen, dar. Dies ist für die Umsetzung des Förderziels „Umweltfreundlicher Luftverkehr“ unabdingbar, weil die Luftfahrtbranche wegen der hohen Sicherheitsanforderungen, bei welchen jegliche neuen Werkstoffe und Prozesse einer strengen Qualitätsüberwachung unterliegen, eher träge auf ökologische Trends reagiert.

Bei der technischen Bewertung wurden die erzielten Erkenntnisse analysiert und in Bezug auf die anfänglich formulierten Anforderungen bewertet. Hierbei musste resümiert werden, dass trotz der Erfüllung wichtiger Luftfahrtanforderungen noch weiterer Forschungsbedarf besteht. Hierzu zählt aus Sicht der TUC-SLK die Entwicklung eines gesamtheitlich technologischen Lösungsansatzes, welcher auf der Vernetzung modernster Topologie- und Materialoptimierungsverfahren, angepasster Fertigungsprozesse sowie integrativen Bauweisen beruht. Ein derartiges computergestütztes Vorgehen wurde bislang kaum für nachhaltige Luftfahrtstrukturen verfolgt. Ferner besteht der Forschungsbedarf in der Materialweiterentwicklung und dem Ausbau der Datenbasis.

9 Nutzen und Verwertbarkeit

Im Rahmen des Forschungsvorhabens „InteReSt“ war keine klassische Produktvermarktung mit kommerziellem Aspekt vorgesehen. Die Verbundpartner verfolgen vielmehr das Ziel, Referenzen zu schaffen und Know-how aufzubauen, um in einem zukunftsorientierten Forschungsgebiet für zukünftige Aufgaben bestens ausgewiesen zu

sein. So wurden die Projektergebnisse im Sinne eines Wissenschaftsmarketings publiziert, um Interessenten im industriellen Umfeld für nachfolgende Drittmittelprojekte zu gewinnen. Im Berichtszeitraum wurden ausgewählte Projektergebnisse bei DLRK 2016 und 2017 und der 3. Internationalen Konferenz: Hybrid Materials and Structures 2018 veröffentlicht. Ferner wurden 2017 Bewerbungen für den Sächsischen Umweltpreis 2017 in der Kategorie „Umweltfreundliche Technologien und Produktionsverfahren“ und für den AVK-Innovationspreis 2017 in der Kategorie „Forschung/Wissenschaft“ eingereicht. Beide Anmeldungen kamen in die finale Auswahlrunde.

Bis zum aktuellen Zeitpunkt bekundeten zwei große Unternehmen, INVENT GmbH und Airbus Helicopters, ihr Interesse an einer potentiellen Zusammenarbeit und der Entwicklung von Hubschrauberkomponenten aus biogenen hybriden Hochleistungskompositen. Daher ist vorgesehen die Projektergebnisse mit den interessierten Unternehmen zu diskutieren und ggf. Upscaling auf Großserienanwendungen durchzuführen.

Weiterhin wurde im Rahmen der LUFO-VI 1 Runde eine Skizze für das Folgevorhaben „InteReSt II“ in gleicher Konstellation eingereicht. Hierbei soll verstärkt auf die Beschreibung von Versagensmechanismen und die Entwicklung eines gesamtheitlichen computergestützten Auslegungsprozesses für hybride Naturfaserverbunden mit variabel-axialem Faserdesign eingegangen werden. Der Beginn der zweiten Phase ist für 2020 anvisiert.

Auch das anvisierte Forschungsvorhaben „EcoPrepreg“, welches im Rahmen der LUFO-VI 1 Runde beantragt wird, resultiert aus den Erkenntnissen von „InteReSt“. Dabei soll ein Flachsfaser-Prepreg mit einem warmhärtenden biobasierten Harzsystem entwickelt werden, um zum einen der Industrie eine nachhaltige und konkurrenzfähige Lösung zu bieten und zum anderen die Freisetzungsmenge von giftigen Nebenprodukten während der Fertigung und Weiterverarbeitung signifikant zu reduzieren.

Die im Projektantrag beschriebenen und im Berichtszeitraum verfolgten Verwertungsstrategien werden auch nach dem Vorhabensende fortgeführt. Hierzu zählen insbesondere:

- Analyse möglicher Kundenpotenziale und den daraus ableitbaren Absatzmärkten sowie deren projektbegleitender Fortschreitung,
- Öffentlichkeitsarbeit zur Erhöhung des Bekanntheitsgrades der Entwicklungsziele und
- Proaktive Bewerbung des Entwicklungsansatzes und der erzielten Ergebnisse, um potenzielle Anwender frühzeitig auf die Anwendungsvorteile und -möglichkeiten aufmerksam zu machen.

Eine industriegetragene Finanzierung von Anschlussprojekten nach Beendigung der öffentlichen Förderung bleibt ein weiteres wichtiges Ziel der TU Chemnitz. Über den bewilligten Projektzeitraum hinaus wird sich TUC-SLK weiter als kompetente Ansprechstelle für Wissenschaft und Industrie zu Fragen rund um biobasierte Verbundwerkstoffe etablieren. Das umfangreiche angesammelte Knowhow und die maschinentechnische Ausstattung von TUC-IST ermöglicht eine schnelle Bearbeitung von Industrieanfragen und trägt somit zur erfolgreichen Verwertung der Projektergebnisse bei.

Der thematische Schwerpunkt des Vorhabens „InteReSt“ wurde zudem in die Vorlesungsreihe „Biobasierte Polymerwerkstoffe und Verbundstrukturen“ des internationalen Master-Studienganges „MERGE“ integriert. Der Studiengang wurde 2015 an der TU Chemnitz im Rahmen des deutschlandweit ersten Bundesexzellenzclusters auf dem Gebiet der Leichtbauforschung etabliert. So konnten die Studenten der TUC ab dem Sommersemester 2017 erste theoretische Inhalte lernen und praktische Erfahrungen in Bezug auf die Fertigung hybrider Biokunststoffverbunde sammeln. Außerdem wurden an der Professur sechs Studienarbeiten ausgeschrieben, betreut und durchgeführt.

10 Fortschritt bei anderen Stellen

Die Analyse von aktuellen Veröffentlichungen (siehe Kapitel 4) sowie Besuche von Tagungen und Fachsymposien zeigen, dass viel zum Thema hybride Naturfaserverbundwerkstoffe, insbesondere zu Flachfaserverbunden, geforscht wird. Die potentiellen Einsatzbereiche beschränken sich nicht nur auf Luftfahrtanwendungen, sondern vielmehr im Bereich Automotive und Schienenverkehr. Anders als beim Verbundvorhaben „InteReSt“, in dem repräsentative Hubschrauberbauteile in hybridisierter Bauweise umgesetzt wurden, gehen die Publikationen, wie [11], [12], [22] auf das mikro-mechanische Materialverhalten ein und diskutieren z.B. die Ursachen für das nicht-linearelastische Materialverhalten von unidirektionalen Flachfaserlaminaten. Auch dieses Thema soll bei weiteren Forschungsarbeiten ausreichend berücksichtigt werden, da besonders in der Luftfahrt das genaue Verständnis des Materialverhaltens für zukünftige Entwicklungen eine sicherheitsrelevante Rolle spielt.

Auf der JEC 2016 wurde erstmalig von einem französischen Forschungsverbund, welches vom französischen Verteidigungsministerium gefördert wurde, ein nicht-strukturelles Hubschrauberaußenbauteil aus Flachfaserverbunden präsentiert. Dabei handelte es sich um ein Bauteil, welches aus einem mit feuerhemmendem Mittel modifizierten Flachfaser UD-Prepreg der Fa. Lineo hergestellt wurde. Nähere Informationen zu Art des Hubschraubers oder zu Materialzusammensetzung gab der Verbund aber

nicht preis. Weitere Projekte, bei denen Luftfahrtbauteile aus biogenen hybriden Verbundwerkstoffen umgesetzt wurden oder werden, sind dem TUC-SLK zum aktuellen Zeitpunkt nicht bekannt.

11 Erfolgte und geplante Veröffentlichungen der Ergebnisse

Während der Projektlaufzeit wurden die Ergebnisse auf verschiedenen Konferenzen, Symposien, in Wissenschaftszeitschriften und bei Preisverleihungen in Form von Publikationen, Vorträgen und Beiträgen veröffentlicht (Tabelle 19). Dabei konnte festgehalten werden, dass das Thema nachhaltige hybride Werkstoffe für die Luftfahrt beim fachkundigen Publikum und Vertretern der Industrie mit großem Interesse aufgenommen wurde.

Tabelle 19: Übersicht der im Berichtszeitraum veröffentlichten Publikationen

Titel	Autoren	Ort der Publikation
Anwendungspotenzial von naturbasierten hybriden Leichtbaustrukturen in der Luftfahrt	Rinberg, Svidler, Klärner, Kroll, Strohrmann, Hajek, Endres	DLRK 2016
Natural Fibre Reinforced Plastics for Aviation Application	Panescu, Endres, Strohrmann, Svidler	bio-fibre Magazine (Ausgabe 01/2017)
Umweltfreundliche Technologien und Produktionsverfahren	Rinberg, Svidler, Klärner, Kroll, Hajek, Endres	Sächsischer Umweltpreis 2017
Nachhaltige Mischverbunde aus Kohlenstoff- und Naturfasern für den Leichtbau	Rinberg, Svidler, Klärner, Kroll, Nendel	AVK-Innovationspreis 2017
Impact Damage Behavior and Non-Destructive Inspection Methods of Thin Hybrid Carbon-Flax Laminates	Strohrmann, Blaut, Panescu, Endres, Svidler, Hajek	DLK 2017
Sustainable hybrid composites of carbon and natural fibres for lightweight components	Rinberg, Svidler, Ouali, Klärner, Kroll	Hybrid Materials and Structures 2018

Interlaminar shear damping of glass, carbon and flax fibre reinforced composites	Klärner, Rinberg, Svidler	Geplant für 2019
--	---------------------------	------------------

12 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Strukturplan aus Vorhabensbeschreibung.....	7
Abbildung 2: Netzplan aus Vorhabensbeschreibung.....	8
Abbildung 3: Zeitplan aus Vorhabensbeschreibung	9
Abbildung 4: Als Referenz ausgewählten Bauteile (Höhenleitwerk (links), Hubschraubertür (rechts)) des Ultraleithubschraubers CoAX 2D der Firma EDM Aerotec GmbH mit entsprechender aerodynamischen Druckverteilung	13
Abbildung 5: Referenzbauteil Höhenleitwerk in Vollkernbauweise mit farbig gekennzeichneten Dicken der CFK-Deckschichten.....	14
Abbildung 6: Querschnitt des von TUM vorausgelegten HLWs mit entsprechendem Lagenaufbau	14
Abbildung 7: U-Schubfeldträger mit gekennzeichneter Position des Schwer- sowie Schubmittelpunktes	15
Abbildung 8: Importierte Druckverteilung aus der CFD-Simulation auf der Überdruckseite des HLW, versehen mit einem Sicherheitsfaktor von 1,875 (Ultimate Load).....	16
Abbildung 10: Ergebnisse der FE-Simulation aus dem AP 3.1, links die Verformung, rechts das Versagen der Halbspannweite	16
Abbildung 9: Profil des Höhenleitwerkes mit gekennzeichneten Stelle der potenziellen Trennung.....	17
Abbildung 11: Neukonstruktion 1 des Höhenleitwerkes mit U-Schubfeldträger (oben), 2 Inserts zur Krafteinleitung (unten links) sowie Hartschaumkernen an der Krafteinleitungsstelle (unten rechts)	18
Abbildung 12: Neukonstruktion 2 des Höhenleitwerkes mit Hartschaumkern und 2 Inserts zur Krafteinleitung	18
Abbildung 14: Optimierter Lagenaufbau der Neukonstruktion 1 des HLW	19
Abbildung 13: Querschnitt der Neukonstruktion 1 des HLW mit schematischem Lagenaufbau.....	19
Abbildung 15: Darstellung der Randbedingungen des HLW im FE-Modell	20
Abbildung 16: Verformung der Neukonstruktion 1 unter 1- und 1,875-facher Belastung.....	20
Abbildung 17: Darstellung des Versagens (max. Spannungen, max. Dehnungen) auf der Überdruckseite des HLW (Neukonstruktion 1).....	21
Abbildung 18: Darstellung des Versagens (max. Sapnungen, max. Dehnungen) auf der Unterdruckseite des HLW (Neukonstruktion 1).....	21
Abbildung 20: Darstellung des Versagens (Sandwich Criteria) auf der Unterdruckseite des HLW (Neukonstruktion 1).....	22
Abbildung 19: Darstellung des Versagens (Sandwich Criteria) auf der Überdruckseite des HLW (Neukonstruktion 1).....	22
Abbildung 22: Verformung des HLW mit Vollschaumkern (oben) und mit topologieoptimiertem Schaumkern (unten).....	23

Abbildung 21: Ergebnis der Topologieoptimierung des Hartschaumkerns (oben) bei einer Massereduktion von 60 % sowie CAD-Nachkonstruktion für die Re-Analyse.....	23
Abbildung 24: Verformung der Neukonstruktion 2 unter 1- und 1,875-facher Belastung.....	24
Abbildung 23: Optimierter Lagenaufbau der Neukonstruktion 2 des HLW	24
Abbildung 26: Darstellung des Versagens (max. Spannungen, max. Dehnungen) auf der Unterdruckseite des HLW (Neukonstruktion 2).....	25
Abbildung 25: Darstellung des Versagens (max. Spannungen, max. Dehnungen) auf der Überdruckseite des HLW (Neukonstruktion 2).....	25
Abbildung 27: Schritte der Strukturoptimierung in Optistruct und Hyperworks	27
Abbildung 29: Verformung der Referenztür aus einem 2 lagigen CFK-Laminat mit eingeklebter 4 mm starken PMMA-Fensterscheibe	28
Abbildung 28: CFD-Druckverteilung + Böendrucklast von 139 N/m ² in Richtung -Y (Unterdruck)	28
Abbildung 30: Versagensbilder der Referenztür nach Kriterium der max. Spannungen bzw. max. Dehnungen	29
Abbildung 31: Definition von Material und Kontakten im HyperWorks-FE-Model	29
Abbildung 32: Aufteilung des FE-Modells in Plies und die Referenzrichtung des jeweiligen Bereiches.....	29
Abbildung 33: Die statischen Verschiebungen der Kabinentür am Anfang (links) und am Ende der Free Size Optimization.....	30
Abbildung 36: Ergebnis der FE-Simulation: Dickenverteilung in -45° Richtung	31
Abbildung 35: Ergebnis der FE-Simulation: Dickenverteilung in 45° Richtung	31
Abbildung 34: Ergebnis der FE-Simulation: Dickenverteilung in 0° Richtung	31
Abbildung 37: Ergebnis der FE-Simulation: Dickenverteilung in 90° Richtung	32
Abbildung 38: Ergebnisse der Bundle Sizing Optimization, Position der Verstärkungslagen auf der Außen- (links) und Innenseite der Tür	32
Abbildung 40: Das Verformungsbild der optimierten Vorzugsvariante unter CFD-Last.....	33
Abbildung 39: Die Laminatdickenverteilung der Außen- (links) und Innenschale (recht) der Kabinentür.....	33
Abbildung 42: Das Versagensverhalten nach Hoffman	34
Abbildung 41: Vergleich der maximalen Verformung unterschiedlicher Konstruktionsvariante der Kabinentür.....	34
Abbildung 43: Vergleich der der Eigenfrequenzen der CFK-Referenztür (blau), der TUM-Variante (orange) und der TUC-Variante (grau)	36
Abbildung 44: Exemplarisches Beispiel der Parameterstudie mit 3k CF-Roving	38
Abbildung 45: Die beobachteten Probleme bei TFP-Versuchen.....	39

Abbildung 47: Herstellung von Zugproben aus TFP-Halbzeug mittels Vakuuminfusionsverfahren (links), Konsolidierte TFP-CF/Flachs-Platte	40
Abbildung 46: Herstellung eines flächigen TFP-Halbzeuges durch Besticken von Flaxply BD 150 mit 12k CF-Roving für nachträgliche Herstellung von Zugproben	40
Abbildung 48: Vergleich der mechanischen Eigenschaften von kommerziell verfügbaren und TFP-CF/Flachs-Halbzeugen	41
Abbildung 50: Fertigung der HLW-Hälften mittels VARI-Verfahren (links) und anschließender Aushärtung im Autoklaven (rechts)	44
Abbildung 49: Textiler Aufbau der unteren Hälfte des HLW (links) sowie fertiger Aufbau für das VARI-Verfahren (rechts)	44
Abbildung 52: Konstruktive Lösung zum Führen von Kontaktierungsdrähten über die hintere Insertbohrung	45
Abbildung 51: Anordnung der Sticksensoren auf der unteren Halbschale der Variante 1 des Höhenleitwerks	45
Abbildung 53: Das Verkleben der unteren und oberen Halbschalen mit dem U-Schubfeldträgers in der Laminierform	46
Abbildung 54: Fertige Höhenleitwerke (oben: Variante 1 mit U-Schubfeldträger, unten: Variante 2 mit topologieoptimiertem Kern)	46
Abbildung 56: Das Infiltrationsschema für die Innenseite der Hubschraubertür	50
Abbildung 55: Laminierformen (links: Innenseite, rechts: Außenseite) für die Herstellung der Kabinentür	50
Abbildung 57: Der Infiltrationsvorgang der Außenschale mit sichtbarer Fließfront (links: Anfang, rechts: Ende des Infiltrationsvorganges)	51
Abbildung 58: Die infiltrierte Außenschale im Autoklaven	51
Abbildung 59: Beschädigte Laminierform mit Rissen auf der Oberfläche (linkes Bild)	52
Abbildung 60: Erneute Fertigung der Kabinentür im VARI-Verfahren (links - innere Schale, rechts - äußere Schale)	52
Abbildung 61: Verklebung der einzelnen Schalen in der Laminierform (links), Verklebung der bearbeiteten Tür mit der Fensterscheibe unter ungelegtem Vakuum	53
Abbildung 62: Komplementierte hybride Kabinentür	53
Abbildung 63: Druckverteilung auf der Oberfläche des Höhenleitwerks (halbe Spannweite)	55
Abbildung 64: In Ansys Workbench ausgelesene Reaktionskräfte in der Einspannung des Höhenleitwerkes	55
Abbildung 65: Versuchsaufbau für die mechanische Prüfung des Höhenleitwerkes	56
Abbildung 66: Mittels FE-Analyse ermittelten Verschiebungen, die sich während des Druckversuchs einstellen (oben: Variante 1, unten: Variante 2)	57

Abbildung 67: Erfassung der Oberflächenverschiebung mit einem optischen Messsystem ARAMIS.....	58
Abbildung 68: Ergebnisse der Beigerversuche (links: bei Prüfkraft von 550 N, rechts: bei einer Sollverformung von 20 mm	59
Abbildung 69: Vergleich der gemessenen (rechts) und simulierten (links) Verschiebungen (oben: Konstruktionsvariante 1, unten: Konstruktionsvariante 2)	60
Abbildung 70: Versuchsaufbau für die mechanische Prüfung der Kabinentür (1 - Krafteinleitung, 2 - Scharnier , 3 – Verriegelungsbolzen unten, 4 – Verriegelungsbolzen mitte).....	61
Abbildung 72: Erfassung der Oberflächenverschiebungen mit einem optischen Messsystem ARAMIS.....	62
Abbildung 71: Realisierung der Lagerung (1 - Krafteinleitung, 2 - Scharnier , 3 – Verriegelungsbolzen unten, 4 – Verriegelungsbolzen mitte)	62
Abbildung 73: Vergleich der gemessenen (rechts) und simulierten (links) Verschiebungen in z-Richtung im Bereich des kleinsten Profilquerschnitts bei 20 mm (oben) bzw. 30 mm (unten) Auslenkung.....	64

13 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Die von TUC-SLK bearbeiteten Arbeitspakete.....	2
Tabelle 2: Durchgeführte Projekttreffen	12
Tabelle 3: Vergleich der optimierten Vorzugskonzepte	26
Tabelle 4: Für das FE-Modell verwendeten Materialkennwerte.....	30
Tabelle 5: Die Eigenfrequenzen der drei Konstruktionsvarianten für die ersten 20 Moden.....	35
Tabelle 6: Die in der Parametstudie ermittelten optimalen Stickparameter (grün)....	38
Tabelle 7: In der Fertigung des Höhenleitwerkes eingesetzten Materialien.....	42
Tabelle 8: Aufbau der Konstruktionsvariante 1 des HLW (mit U-Schubfeldträger) mit dazugehörigem Lagenaufbau, verwendeten Materialien und simulierten Laminat bzw. Harzmassen.	43
Tabelle 9: Aufbau der Konstruktionsvariante 2 des HLW (mit topologieoptimiertem Kern) mit dazugehörigem Lagenaufbau, verwendeten Materialien und simulierten Laminat bzw. Harzmassen.....	43
Tabelle 10: Vergleich des Gewichts von simulierten und realen Referenzbauteilen	47
Tabelle 11: Aufbau der Kabinentür mit dazugehörigem Lagenaufbau, verwendeten Materialien und simulierten Laminat bzw. Harzmassen	49
Tabelle 12: Vergleich des Gewichts von simulierter, realer und referenzierter Kabinentür aus CFK	54
Tabelle 13: Aus den FE-Simulationsergebnissen ausgelesene Reaktionskräfte	56
Tabelle 14: Resultierende Kraft F_R , der Abstand von der vorderen Einspannung und der Angriffswinkel α	56
Tabelle 15: Eigenschaften der für die Messung eingesetzten Dehnungssensoren	58
Tabelle 16: Ergebnisse der Biegeversuche im Vergleich mit FEM-Ergebnissen (HLW).....	60
Tabelle 17: Ergebnisse der Biegeversuche im Vergleich mit FEM-Ergebnissen (Kabinentür).....	63
Tabelle 18: Tatsächliche Ausgaben während der Projektlaufzeit	67
Tabelle 19: Übersicht der im Berichtszeitraum veröffentlichten Publikationen	71

14 Literatur

- [1] H.-J. Endres and A. Siebert-Raths, Technische Biopolymere -Rahmenbedingungen, Marktsituation, Herstellung, Aufbau und Eigenschaften, 1st ed. Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2009. ISBN: 978-3-446-41683-3
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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*.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] A. Morasch, J. Prievitzer, and H. Baier, "Zur ganzheitlichen Bewertung von Werkstoffen am Beispiel von naturfaserverstärkten und glasfaserverstärkten Kunststoffen," in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011*, 2011.
- [10] 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.
- [11] 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.

- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] B. Madsen and H. Lilholt, “Guidelines for mechanical design with biocomposites: properties, weight and cost,” *JEC Mag.*, vol. 37, 2007.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] 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.

- [24] U. Kling, D. Empl, O. Boegler, and A. T. Isikveren, “Future Aircraft Wing Structures Using Renewable Materials,” in Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015, 2015.

15 Studentische Arbeiten und erstellte Dokumentation

Studienarbeit	BA/SA/MA	Student
Untersuchung der vibro-akustischen Eigenschaften neuartiger hybrider CFK-NFK-Verbunde	MA	Martin Hausmann
Statische mechanische Vollcharakterisierung eines duroplastischen Flachsfaserkunststoffverbundes	SA	Kay Wiesner
Optimierung eines Höhenleitwerkes in biobasierter hybrider Faserkunststoffbauweise (eines CoAx 2D-Hubschraubers)	BA	Tim Sender
Untersuchung der dynamischen Zugeigenschaften eines duroplastischen Flachsfaserverbundwerkstoffes	SA	Jenny Graichen
Optimierung einer Kabinentür in biobasierter hybrider Faserkunststoffbauweise (eines CoAx 2D-Hubschraubers)	BA	Suotiqin
Fertigung und Prüfung eines Hubschrauber-Höhenleitwerkes in biobasierter hybrider Faserkunststoffbauweise mit integrierten gestickten Dehnungssensoren	MA	Johannes Hauk
Modalanalyse verschiedener Laminatausführungen einer Helikoptertür	SA	Tim Sender