

Feuerwiderstand von unversteiften und versteiften CFK
Schalenstrukturen und der Einfluss von integrierten
Flammschutzlagen

vorgelegt von
Diplom- Ingenieur
Sebastian Timme
geb. in Berlin

von der Fakultät V – Verkehrs- und Maschinensysteme
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades

Doktor der Ingenieurwissenschaften
– Dr.-Ing. –

genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss:

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen

Gutachter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Manfred Zehn

Gutachter: Priv.-Doz. Dr. rer. nat. habil. Bernhard Schartel

Tag der wissenschaftliche Aussprache: 29. Juni 2018

Berlin 2019

Kurzfassung

Carbonfaserverstärkte Kunststoffe (CFK) werden zunehmend für lasttragende Primärstrukturen in der Luftfahrt, Schifffahrt und im Schienenverkehr eingesetzt. Dabei gilt ihr Verhalten unter Brandeinwirkung als limitierender Faktor. Die Fasern zeigen sich meist inert gegenüber Pyrolyse, wohingegen die Polymermatrix bereits beim Erreichen der Glasübergangstemperatur einen drastischen Abfall der mechanischen Eigenschaften erleidet. Beim Erreichen der Zersetzungstemperatur ist folglich die restliche stützende Wirkung auf die Fasern vollkommen vernichtet. Vor allem für unter Druck belastete CFK Strukturen ist ein direktes mechanisches Versagen die Folge. Bei direkter Beflammung einer CFK Struktur ist diese deshalb, anderes als bei Aluminiumstrukturen, nach kurzer Zeit durch einen Ausbrand der Polymermatrix gekennzeichnet und nicht durch einen Durchbrand. Zur Charakterisierung der Standfestigkeit unter Brandeinwirkung der CFK Rumpfstruktur von modernen Passagierflugzeugen kommt ein an der BAM entwickelter Prüfaufbau zum Einsatz, der das direkte Beflammen bei gleichzeitiger Drucklastbeanspruchung von unversteiften und stringerversteiften CFK Rumpfschalen im Intermediate-scale ($500 \times 500 \text{ mm}^2$) erlaubt. Feuerwiderstandsprüfungen an originalen CFK Rumpfstrukturen ergeben einen linearen Zusammenhang zwischen der Zeit bis zum Versagen und unterschiedlicher Schalenwandstärken bei identischer Stringerversteifung und gleichem Spannungsniveau. Dabei stellt sich heraus, dass die Stringer allein in der Lage sind, die aufgebrachte Last zu tragen, nachdem die Schale nahezu vollständig ausgebrannt ist. Untersuchungen an unversteiften und stringerversteiften CFK Schalen mit integrierten Flamm Schutzlagen offenbaren deren Potential zur Erhöhung der Standfestigkeit unter Brandeinwirkung der Gesamtstruktur. Beispielsweise erhöht ein dünnes, integriertes Titanblech ($125 \mu\text{m}$) die Zeit bis zum Versagen um 68 %. Ebenfalls lässt eine hochmoderne und in die CFK Schale eingebettete Faserkeramiklage eine deutliche Reduzierung der thermischen Leitfähigkeit in Dickenrichtung erkennen. Weiterhin wird die Bildung von toxischen Rauchgasen als thermische Zersetzungsprodukte der Polymermatrix als kritisches Designkriterium identifiziert.

Abstract

Carbon fiber reinforced polymers (CFRP) are progressively used as lightweight materials in primary, load bearing structures for aircraft, ships and trains. However, their mechanical performance under direct flame impingement is identified to be a limiting factor decreasing their weight-saving potential. The fibers often behave inert with respect to pyrolysis while the mechanical properties of the polymeric matrix are strongly dependent on its decomposition and softening temperature. A CFRP structure under a fully developed fire will shortly be characterized by a complete burn-out of the polymeric matrix on the contrary to conventional aluminum structures which suffer from structural burn-through. Especially under compressive loads the result is a rapid mechanical failure because the fibers lose their stiffening and protecting environment when the glass transition temperature of the polymeric matrix is reached. For investigating the fire stability of fuselage structures of modern, civil aircraft, a unique fire stability test setup is operated at BAM, enabling the testing of stringer reinforced CFRP shells on the intermediate-scale ($500 \times 500 \text{ mm}^2$) under direct flame impingement and compressive loads at the same time. Fire stability tests on original CFRP fuselage structures reveal a linear correlation between the time to failure and different shell thicknesses with an identical stringer reinforcement tested at the same stress level. While the shell structure is completely destroyed by a burn-out of the polymeric matrix, the stringer are able to carry the compressive load solely until the critical softening temperature is reached. Investigations on non-reinforced and stringer reinforced CFRP shell structures with integrated fire protection layers reveal a high potential for enhancing the fire stability of the structure. An integrated thin titanium sheet ($125 \text{ }\mu\text{m}$) for example prolongs the time to failure by 68 % during a fire stability test. Likewise, an ultramodern and into the shell incorporated ceramic fiber layer offers a remarkable reduction of the thermal conductivity in the direction of thickness. Furthermore, the formation of toxic smoke gases, resulting from the decomposition of the polymeric matrix, is identified as a critical design issue of CFRP fuselage structures.

Danksagung

Hiermit danke ich allen Menschen, die mir mit ihren fachbezogenen Fähigkeiten und persönlichen Unterstützungen geholfen haben, diese Arbeit zu erstellen.

Besonders gilt mein Dank Prof. Dr.-Ing. Dipl.-Phys. Volker Trappe, Dr.-Ing. Manfred Korzen und Priv.-Doz. Dr. rer. nat. habil. Bernhard Schartel für die Anstellung an der Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung (BAM) sowie für die Ermöglichung der Anfertigung meiner Doktorarbeit. Ich danke Ihnen für ihre vielen hilfreichen Ratschläge, interessanten und weiterführenden Diskussionen und vor allem für Ihr Vertrauen in mich. Des Weiteren bedanke ich mich bei Univ.-Prof. Dr.-Ing. Manfred Zehn für das Übernehmen der Funktion als Erstgutachter.

Für die angenehme und erfolgreiche Zusammenarbeit danke ich den Projektpartnern und insbesondere Patricia Parlevliet, Imke Roesse-Koerner, Heinz-Peter Busch, Jens Klüsener und Thomas Krause. Für die Weiterführung des Themengebietes an der BAM und die hervorragende Team- und Projektleitung möchte ich Dr.-Ing. Simone Krüger einen herzlichen Dank aussprechen.

Dustin Nielow gilt mein besonderer Dank für die Betreuung meiner Diplomarbeit und für die langjährige und zu jeder Zeit zielführenden, effektiven und spaßigen Zusammenarbeit. Weiterhin möchte ich Karoline Lenke, Tina Raspe, Fabian Grasse, Micheal Schneider, Tobias Kukofka, Nicolai Schmidt, Stefan Hickmann, David Kraus, Marcin Jenerowicz, Andreas Hörold, Patrik Klack und allen weiteren Kolleginnen und Kollegen, die mich während meiner Dissertation unterstützend begleitet haben, danken.

Für die Finanzierung des Projektes Corinna (LuFoIV4-249-115) bedanke ich mich beim Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) und bei der BAM für die Weiterführungen in den Themenfeldprogrammen.

Ein großes Dankeschön möchte ich an meine Mutter Petra Timme und meine Familie für die immerwährende und motivierende Unterstützung richten. Meiner Lebensgefährtin Dr. Nora Konnertz danke ich für ihre wissenschaftlichen Hilfestellungen sowie für ihren sehr verständnisvollen und liebevollen Rückhalt.

Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis	x
1 Einleitung	1
1.1 Weltweite Passagierzahlen der zivilen Luftfahrt	1
1.2 Unfallstatistik der zivilen Luftfahrt	2
1.3 Zertifizierung nach EASA CS-25	5
1.4 Einsatz von CFK in der zivilen Luftfahrt	7
1.5 Motivation und Zielsetzung	9
2 Grundlagen, Methoden und Berechnungen	13
2.1 Flugzeugstruktur und Belastung	13
2.2 Stabilitätsbetrachtungen	19
2.2.1 Beulstabilität von unversteiften CFK Schalen	19
2.2.2 Small-scale vs. Intermediate-scale	21
2.2.3 Beulstabilität von versteiften CFK Schalen	23
2.3 Faserkunststoffverbunde unter Brandeinwirkung	26
2.3.1 Verbrennung eines Polymers	26
2.3.2 Brandstadien	28
2.3.3 Epoxidharz	29
2.3.4 Modell der mechanischen Eigenschaften	33
2.3.5 Polymer metal laminates (PML)	34
3 Experimentelle Untersuchungen	37
3.1 Intermediate-scale Fire Stability Test-setup	37
3.2 Kalibrierung des NexGen Ölbrenners	39
3.3 Unversteifte CFK Schalen mit integrierten Flamm Schutzlagen	44
3.3.1 Materialien	44

3.3.2	Prüfkörperfertigung	45
3.3.3	Statische Bruchlastversuche	46
3.3.4	FEM Analyse der CFK Schale im Bruchlastversuch	49
3.3.5	Feuerwiderstandsprüfung unter Drucklast	57
3.4	Versteifte Aluminium und CFK Flugzeugrumpfschalen	65
3.4.1	Materialien und Prüfkörperfertigung	65
3.4.2	Statische Bruchlastversuche anhand einer FEM Analyse	68
3.4.3	Feuerwiderstandsprüfungen der CFK Rumpfschalen unter Drucklast	75
3.4.4	Feuerwiderstandsprüfungen der Aluminiumrumpfschalen unter Drucklast	96
3.5	Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen	100
3.5.1	Materialien	100
3.5.2	Prüfkörperfertigung	102
3.5.3	Feuerwiderstandsprüfungen der versteiften CFK Schalen mit in- tegrierten Flammenschutzlagen unter Drucklast	108
4	Diskussion & Ausblick	121
4.1	Diskussion der Ergebnisse	121
4.2	Ausblick	128
5	Zusammenfassung	131
	Nomenklatur	138
	Literaturverzeichnis	156
	Abbildungsverzeichnis	165
	Tabellenverzeichnis	168
A	Anhang	169
A.1	Ergänzende Abbildungen	169
A.2	Steifigkeitsmatrizen	172
A.3	Kennwerte für die FEM-Rechnungen	175
A.4	Technische Zeichnungen	175
A.5	Rauchgasanalyse	182

1. Einleitung

1.1 Weltweite Passagierzahlen der zivilen Luftfahrt

Mit dem Beginn der 50er Jahre wurde das erste in Serie gefertigte, britische Strahlflugzeug, die De Havilland Comet, für den internationalen, zivilen Flugverkehr eingesetzt. Kurz darauf folgten die Boeing 707 und die Douglas DC-8. Seither steigt das Passagieraufkommen der weltweiten zivilen Luftfahrt kontinuierlich an, mit Ausnahmen in den Jahren von Energiekrisen, dem zweiten Golfkrieg, dem 11. September 2001 und der Finanzkrise ab 2007. Die Entwicklung der Passagierzahlen in der zivilen Luftfahrt von

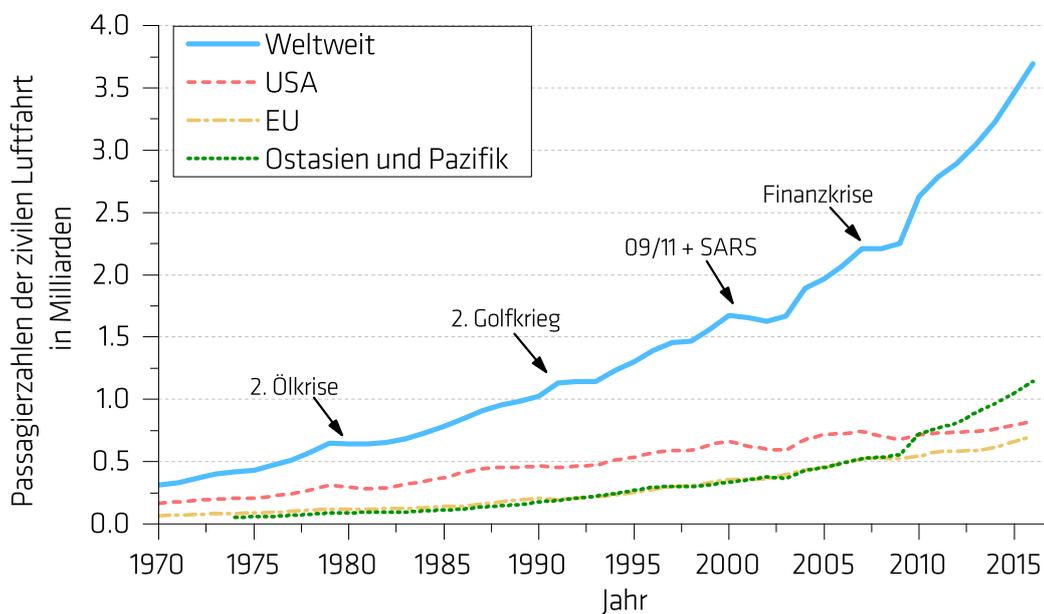


Abbildung 1.1: Weltweite Passagierzahlen in der zivilen Luftfahrt von 1970 bis 2016 nach ICAO, Civil Aviation Statistics of the World and ICAO staff estimates [1]

1970 bis 2016, nach Angaben der International Civil Aviation Organization (ICAO) [1], ist in Abbildung 1.1 dargestellt. Das weltweite Passagieraufkommen hat sich in den

letzten zehn Jahren um 80 % auf 3,7 Milliarden gesteigert. Die USA und die EU weisen ein relativ kontinuierliches Wachstum der Passagierzahlen über den gesamten Zeitraum auf, wobei sich die Anzahl der europäischen Fluggäste sich der der USA annähert. Der sprunghafte Anstieg der Passagierzahlen aus dem ostasiatischen Raum ist mit der wirtschaftlichen Entwicklung Chinas zu deuten. Seit 2010 ist China die zweitgrößte Volkswirtschaft nach den USA [2], was sich positiv auf die Flugbereitschaft der Bevölkerung auswirkt. Für die Zukunft rechnen Flugzeughersteller mit einem jährlichen, weltweiten Passagierzuwachs von 4,8 % [3]. Damit wäre im Jahr 2030 bereits eine Verdoppelung des Passagieraufkommens von 2016 erreicht.

1.2 Unfallstatistik der zivilen Luftfahrt

Bereits ein Jahr nach der Indienststellung der De Havilland Comet kam es zu einer Serie von Flugunfällen. Zu dieser Zeit war die Strukturauslegung gegen Materialermüdung noch nicht etabliert, was die Ursache für eine Reihe von Abstürzen mit mehreren Todesopfern war. In der Geschichte der Luftfahrt gab es immer wieder tragische Unfälle, die jedoch zur Verbesserung und Weiterentwicklung von Flugzeugstrukturen und Sicherheitskonzepten genutzt wurden, sofern die Unfallursachen aufgeklärt werden konnten [4]. Bis heute können Unfälle in der zivilen Luftfahrt nicht völlig verhindert werden. In der folgenden Statistik werden Unfälle in der zivilen Luftfahrt mit Todesfolge, in der Zeitspanne von 1959 bis 2015, betrachtet [5]. In dem genannten Zeitraum gab es 619 Unfälle mit insgesamt 29.646 Todesfällen. In einem eingegrenzten Zeitraum von 2006 bis 2015 reduziert sich die Zahl der tödlichen Unglücke auf 65, welche 3.191 Passagieren und Besatzungsmitgliedern das Leben kostete. Wird die Anzahl der Unfälle auf die jährliche Anzahl der weltweiten Abflüge (2015: 33.271.774) bezogen, lässt sich ein fallender Trend der Unfallrate erkennen, siehe Abbildung 1.2. Der Rückgang der Unfallrate lässt sich mit dem Einsatz von moderneren und leistungsstärkeren Flugzeugen sowie weiterentwickelten Sicherheitskonzepten, versierten Wartungsprogrammen und durch eine bessere Pilotenausbildung erklären. Trotz des positiven Trends wird es keine absolute Sicherheit in der Luftfahrt geben. Vor allem der Faktor Mensch spielt eine entscheidende Rolle. In 70 % aller internationalen Unfälle waren Menschen die Verursacher [4]. Diese Statistik betrifft neben den Flugzeugführern auch alle Menschen, die direkt oder indirekt an der Flugdurchführung beteiligt waren. Ein menschliches Fehlverhalten des Managements einer Airline, kann die gleichen fatalen Auswirkungen hervorbringen, wie ein Fehler des Technikers, Fluglotsen oder der Piloten. Geht man optimistisch von einer gleich-

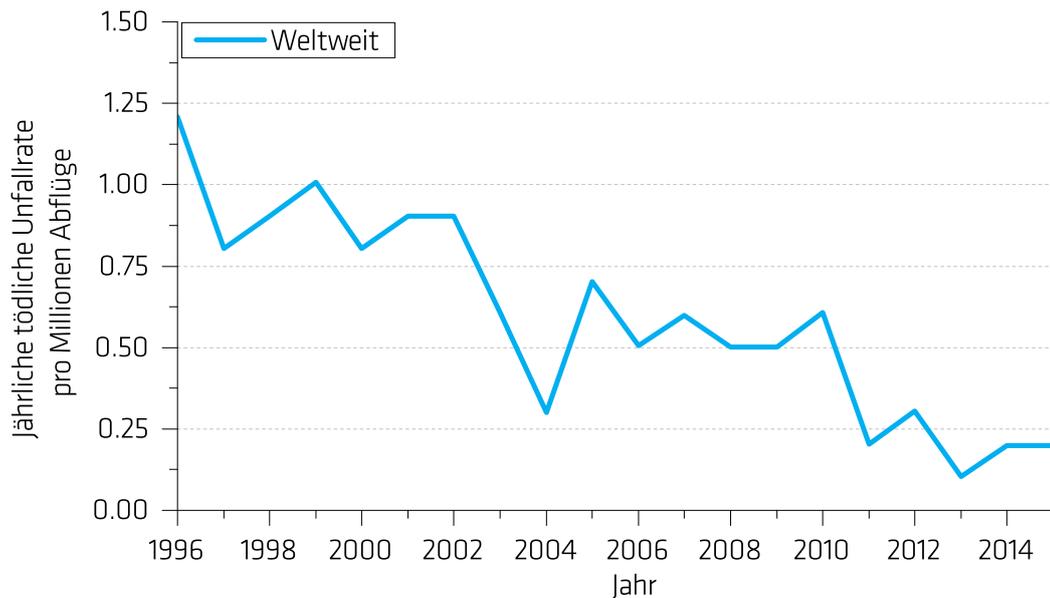


Abbildung 1.2: Weltweite Unfallrate mit mindestens einem Todesfall bezogen auf die jährliche Anzahl an Abflügen von 1996 – 2015, vgl. [5] S.17

bleibenden, niedrigen Unfallrate für die nächsten Jahre aus, wird sich aufgrund des steigenden Luftverkehrs auch die Anzahl der Unfälle erhöhen. Durch den Betrieb von Großraumflugzeugen mit Kapazitäten von 500 – 1000 Passagieren, könnten Flugunfälle in der Zukunft weitaus fatalere Auswirkungen annehmen.

Nach einer jährlichen Auswertung von Boeing [5], die alle internationalen Flugunfälle umfasst, sind 57% aller Todesfälle von Passagieren und Besatzungsmitgliedern auf Unfälle, die während des Sink- und Landeanflugs geschahen, zurückzuführen. Die Federal Aviation Administration (FAA) der USA veröffentlichte 2010 eine Studie [6] basierend auf 1036 weltweiten Unfällen, die in einem Zeitraum von 1972 bis 2003 geschahen. Es wird zwischen zwei Arten von Flugunfällen unterschieden:

- Tödlicher Unfall – ist ein Unfall, bei dem alle Insassen tödliche Verletzungen erleiden.
- Nicht tödlicher Unfall – ist ein Unfall, der nicht tödlich ist, jedoch mindestens einen Todesfall umfasst oder das Flugzeug wurde komplett zerstört.

Ist ein Unfall nicht tödlich, war die Wahrscheinlichkeit solch ein Unglück 1972 zu überleben bei 53%. Bis zum Jahr 2003 stieg diese Wahrscheinlichkeit auf 76%. Auch wenn sich der Hergang eines jeden Unfalls unterscheiden mag, so sind die Auswirkungen in den meisten Fällen identisch und werden als „post-crash“ Szenario beschrieben. Es erfolgt

z.B. ein unkontrollierter Absturz oder ein ungewolltes Abweichen von der Landebahn, gefolgt von einem Aufschlag auf den Boden bzw. Wegbrechen des Fahrwerks. Bei dem meist für die Passagiere bereits tödlichen Aufprall, bricht die Flugzeugstruktur komplett oder partiell auseinander. Das in den Flügeln und in den Rumpftanks gelagerte Kerosin tritt aus, verteilt sich in großen Mengen um und unter dem Flugzeug und entzündet sich unmittelbar an heißen Triebwerksteilen. Die Folge ist ein schnell entwickelter und großflächig ausgebreiteter Vollbrand (*engl.: fully developed fire*), der Teile oder das gesamte Flugzeug umschließt. Diese Art von Brand wird als „pool-fire“ bezeichnet. Abbildung 1.3 zeigt ein Ergebnis der FAA Studie in dem der Anteil der Todesopfer nach Ursache für den Zeitraum 1972 bis 2003 aufgezeigt wird. Einige unvollständige

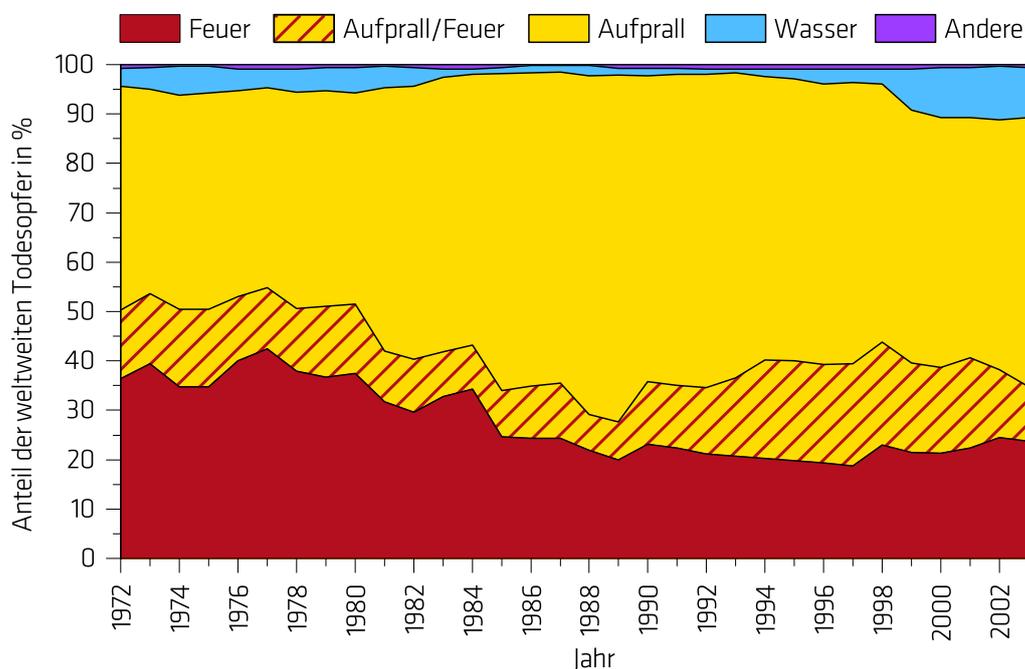


Abbildung 1.3: Anteil der weltweiten Todesopfer nach Ursache in einem nicht tödlichem Flugzeugunfall von 1972 – 2003, vgl. [6] S.16

Unfallberichte und die Tatsache, dass nicht für alle Opfer die Todesursache eindeutig bestimmt werden kann, verhindert die Angabe von exakten Werten für Abbildung 1.3. Es ist zu entnehmen, dass 1972 Feuer die wahrscheinlichste Todesursache in einem Flugzeugunfall war. Dazu zählen auch die Passagiere, die infolge des Aufpralls immobilisiert wurden oder anderweitig unfähig waren, dem Feuer zu entkommen. Feuer, die während des Fluges im Flugzeug ausgebrochen sind, werden in dieser Grafik nicht berücksichtigt. Bis zum Jahr 2003 ist lediglich ein leichter Abwärtstrend zu erkennen. Die Todesursache Aufprall war 2003 die wahrscheinlichste, Feuer die zweithäufigste

mit ca. 40 % und 10 % aller Passagiere, die in einem nicht tödlichen Unfall ums Leben gekommen sind, ertranken. Die Opferzahlen, die einem Aufprall geschuldet sind, machen deutlich, dass eine crashsichere Dimensionierung der Flugzeugstruktur nicht möglich bzw. aus ökonomischen Gründen nicht umsetzbar ist. Passagiersitze sind bis zu einer dynamischen Belastung von 16 g ausgelegt, jedoch ist die Flugzeugstruktur auf ein maximales Lastvielfaches von 2,5 g dimensioniert [7].

Die Studie der FAA veranschaulicht deutlich, dass Feuer ein sehr hohes Gefährdungspotential für die Luftfahrt und ihre Passagiere darstellt. Zwei aktuelle Beispiele zeigen, dass die Gefahr Feuer allgegenwärtig ist. Beim Singapore Airlines Flug 368 am 27. Juni 2016 [8] und beim American Airlines Flug 383 [9] am 28. Oktober 2016 brach jeweils ein Feuer, nach Versagen des rechten Triebwerks, direkt nach der Landung bzw. beim Startvorgang aus. Innerhalb weniger Sekunden standen in beiden Fällen das rechte Triebwerk, der rechte Flügel und die anliegende Rumpfstruktur in Flammen. Durch das schnelle Eintreffen der Flughafenfeuerwehr, innerhalb von 57 Sekunden beim Singapore Airlines Flug, konnten in beiden Zwischenfällen alle Passagiere und Besatzungsmitglieder rechtzeitig evakuiert werden.

1.3 Zertifizierung nach EASA CS-25

Die Zulassung von zivilen Luftfahrzeugen in Europa kann durch einhalten der Zertifizierungsspezifikation CS-25 „Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes“ erreicht werden. Diese Empfehlungen („soft-law“) werden von der „European Aviation Safety Agency (EASA)“ herausgegeben. Folgende oder vergleichbare Tests müssen bezüglich einer Brandgefahr für eine erfolgreiche Zertifizierung nachgewiesen werden (CS-25, Appendix F) [7]:

- Teil 1: Testkriterien und -verfahren zum Nachweis der Erfüllung von CS 25.853, CS 25.855 und CS 25.869
- Teil 2: Brennbarkeit (*engl.: flammability*) von Sitzpolstern
- Teil 3: Testmethode zur Bestimmung des Flammendurchschlagwiderstandes (*engl.: flame penetration resistance*) von Frachtraumauskleidungen
- Teil 4: Testmethode zur Bestimmung der Wärmefreisetzungsrate (*engl.: heat release rate*) von Kabinenmaterialien die Strahlungswärme (*engl.: radiant heat*) ausgesetzt sind

- Teil 5: Testmethode zur Bestimmung der Rauchentwicklungscharakteristik (*engl.: smoke emission characteristics*) von Kabinenmaterialien
- Teil 6: Testmethode zur Bestimmung der Brennbarkeit und der Flammenausbreitungscharakteristik (*engl.: flame propagation characteristics*) von thermischen/akustischen Isoliermaterialien
- Teil 7: Testmethode zur Bestimmung des Durchbrandwiderstandes (*engl.: burn-through resistance*) von thermischen/akustischen Isoliermaterialien

Die Testmethoden basieren auf den Erkenntnissen von „Full-scale“ Tests, die von der FAA sowie Flugzeugherstellern im Jahre 1994 durchgeführt wurden [10]. In diesen Tests wurden zwei Aluminium Flugzeuge (Douglas DC-8 und Convair 880) jeweils einem „pool-fire“ ausgesetzt und Temperaturen, Wärmestromdichten und Rauchdichten an verschiedenen Position im und am Rumpf erfasst. Anhand dieser Messdaten wurden zulässige Grenzwerte und Belastungsvorgaben für die Zulassungstests erstellt. Den Vorschriften aus Appendix F kann eindeutig eine Unterteilung in zwei Kategorien entnommen werden. Einerseits muss sämtliches sich in der Kabine und im Frachtraum befindliches Material sowie elektrische Leitungen auf ihre Brennbarkeit, Wärmefreisetzungsrates und Rauchentwicklung getestet werden. Andererseits muss das thermische/akustische Isoliermaterial, das zwischen der Flugzeugaußenhaut und Kabinenverkleidung eingebracht wird, auf Brennbarkeit und dessen Durchbrandwiderstandes getestet werden, siehe Anhang A.1, Abbildung A.1. Dieses Isoliermaterial umschließt vor allem die untere Hälfte der Passagierkabine und schützt die Insassen im Falle eines „post-crash“ Feuers gegen außerhalb des Rumpfes herrschende Strahlungswärme und Flammen. Ein direktes Testen der Rumpfstruktur auf Brennbarkeit und Durchbrandwiderstand ist nicht vorgesehen. Weiterhin verweist die CS-25 auf die „Acceptable Means of Compliance“ (AMC) AMC 20-29 Annex II für Flugzeugstrukturen aus Faserkunststoffverbunde (FKV) [11]. Diese Empfehlung der EASA bietet zulässige Nachweisverfahren zum Erfüllen des EU-Luftrechts, die aber nicht bindend sind. Sie besagt u.a., dass die FKV Rumpfstruktur, in einem „post-crash“ Szenario, einem externen Feuer für einen gewissen Zeitraum Stand halten sollte, damit genügend Zeit für die Evakuierung gewährleistet wird. Dabei sollten die Flammen den Rumpf nicht durchdringen und es sollten keine Gase und/oder Materialien freigesetzt werden, die eine toxische Wirkung bei den fliehenden Passagieren hervorruft oder die die Sichtbarkeit in der Kabine verringern würden. Eine Mindestdauer für die Einhaltung der Empfehlungen sowie für die Standfestigkeit der Rumpfstruktur unter

Brandeinwirkung wird nicht vorgegeben. In der CS-25 wird als zulässige Evakuierungsdauer aller Passagiere und Besatzungsmitglieder unter Notfallbedingungen eine Zeit von 90 Sekunden vorgeschrieben. Diese Vorschrift gilt für jedes Flugzeug mit einer Bestuhlung für mehr als 44 Passagiere. Die Anforderungen an die Materialien, die in den einzelnen Testmethoden aus Appendix F beschrieben werden, lassen erkennen, dass eine Zeit von 4–5 Minuten angestrebt wird, in der ein Überleben für Passagiere und Besatzung in der Kabine in einem „post-crash“ Szenario möglich ist [12].

1.4 Einsatz von CFK in der zivilen Luftfahrt

Seit dem Beginn der zivilen Luftfahrt standen Ingenieure vor der Herausforderung, eine extrem leichte aber höchst belastungsfähige Flugzeugstruktur zu entwickeln, die es ermöglicht, Passagiere über weite Strecken schnell und sicher zu transportieren. CFK besitzt im Vergleich zu klassischen Konstruktionswerkstoffen wie z.B. Aluminium eine hohe Festigkeit und Steifigkeit bei gleichzeitig niedriger Dichte [13]. In Tabelle 1.1 sind Materialkennwerte für das in der Luftfahrt verwendete Aluminium 2024 basierend auf einer Al-Cu-Mg Legierung und für einen carbonfaserverstärkten Kunststoff (CFK), repräsentativ für den Einsatz in der Luftfahrt, aufgeführt. Betrachtet man die Materialkennwerte eines unidirektionalen (UD) CFK, indem die Fasern nur in Lastrichtung (0°) verlaufen, sind die Vorteile gegenüber dem Aluminium deutlich. Ein unidirektionaler CFK mit einem Faservolumengehalt von 60%, intermediate modulus (IM) Fasern (E-Modul ≈ 295 GPa) und Epoxidharzmatrix (E-Modul $\approx 3,5$ GPa) besitzt bei Raumtemperatur mehr als das 6-fache an Festigkeit und das 2,5-fache an Steifigkeit im Vergleich zu AL 2024. In einer Flugzeugstruktur, besonders in der Rumpfhaut, treten jedoch multiaxiale Spannungszustände auf. Das in der Luftfahrt besonders häufig verwendete „Flugzeugbau“-Laminat $[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_s$ ist aus FKV Einzelschichten zusammengestellt,

Material	Dichte [g cm^{-3}]	Zugfestigkeit [MPa]	Zugmodul [MPa]
Al 2024	2,78	420	69.000
CFK $_{0^\circ}$	1,58	2.786	182.000
CFK $_{[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_s}$	1,58	849	68.100

Tabelle 1.1: Materialeigenschaften für typische Luftfahrtwerkstoffe: Aluminium 2024 im Vergleich zu CFK mit einem Faservolumengehalt von 60% bei Raumtemperatur, IM-Fasern und Epoxidharzmatrix, für Faserorientierung in Lastrichtung (0°) und quasi-isotropen Aufbau ($[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_s$) [14]

deren Faserorientierungswinkel sich um 45° unterscheiden. Damit weist dieses Laminat nahezu in alle Richtungen die gleiche Steifigkeit auf und kann als quasiisotrop bezeichnet werden. Dieser universale Laminataufbau hat den Vorteil, dass Lasten unterschiedlicher Richtungen, überwiegend durch die Fasern aufgenommen werden. Der in Abbildung 1.4

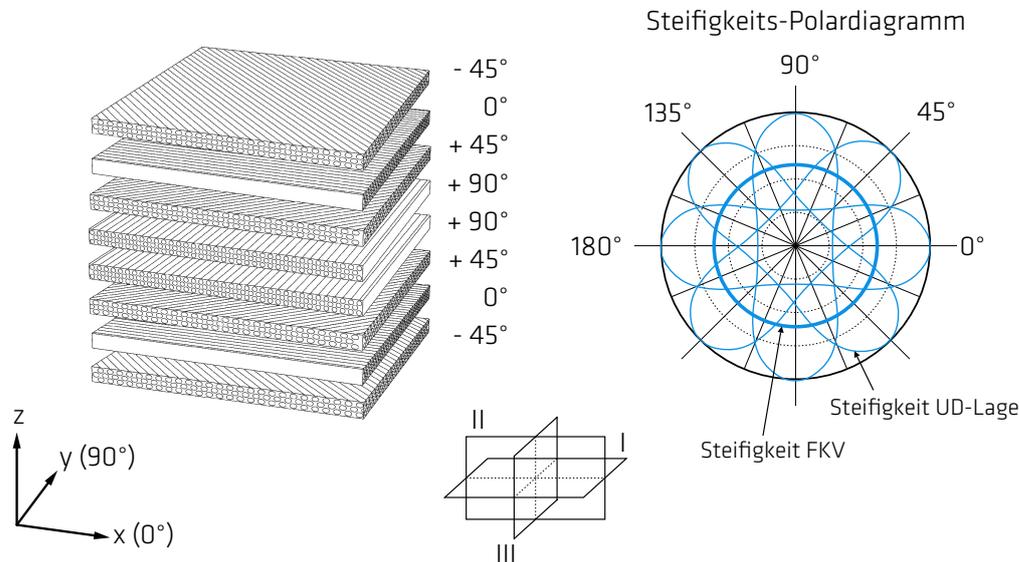


Abbildung 1.4: Quasiisotroper Laminataufbau aus UD-Lagen mit Faserorientierungswinkeln von 0° , $\pm 45^\circ$ und 90° und zugehörigen schematischen Steifigkeits-Polardiagramm, angelehnt an [14] S.186 und [13] S.227

dargestellte quasiisotrope Laminataufbau ist aus acht UD-Einzellagen mit Faserorientierungswinkeln von 0° , $\pm 45^\circ$ und 90° von gleicher Schichtdicke zusammengestellt. Der FKV ist zur Mittelebene (I) und den Ebenen (II) und (III) symmetrisch und besitzt damit isotrope Eigenschaften. Das Steifigkeits-Polardiagramm des quasiisotropen Laminataufbaus zeigt, dass die Einzelsteifigkeiten der UD-Lagen zu einer kreisförmigen Gesamtsteifigkeit der FKV verschmelzen. Dabei verliert der Verbund an Steifigkeit im Vergleich zur UD-Einzellage, wie in Tabelle 1.1 zu entnehmen, dass nur annähernd die Steifigkeit vom Al 2024 erreicht wird. Mit diesem quasiisotropen „Flugzeugbau“-Laminat werden die Materialeigenschaften von Aluminium nachgeahmt, welches demnach als „schwarzes Aluminium“ bezeichnet wird. Der Vorteil der geringeren Dichte des CFK bleibt bestehen und das Strukturgewicht kann damit im Vergleich zum Aluminium auf etwa 56 % reduziert werden. Im modernen Flugzeugbau werden während der Entwicklung die Lasten in der Flugzeugstruktur mittels Finite-Elemente-Methode (FEM) rechnergestützt simuliert und bestimmt. Bei der Dimensionierung eines Strukturbauteils wird der Lagenaufbau des CFKs entsprechend der Lastsituation angepasst. Damit wird

das Material optimal genutzt und weitere Gewichtsreduktionen sind möglich.

Seit 1982 werden elementare Steuerelemente wie Bremsklappen, Seitenruder, Höhenruder und Seitenleitwerk in CFK Bauweise gefertigt. Schritt für Schritt kamen mehr Bauteile und Strukturelemente aus CFK dazu. Der erste komplett aus CFK gefertigte Flügel wurde für einen Militärtransporter entwickelt, der 2013 seine Zulassung erhielt. Die B787 ist eine der neusten Entwicklungen des Flugzeugherstellers Boeing (siehe Abbildung 1.5). Bei diesem Modell wird erstmals zusätzlich die komplette Rumpfstruktur und der Flügel aus CFK gefertigt, wobei CFK damit einen Massenanteil von 53 % an der Gesamtstruktur aufweist.



Abbildung 1.5: Boeing 787-8 Dreamliner ©motive56/Shotshop.com

1.5 Motivation und Zielsetzung

Die Boeing 787 ist ein nach EASA CS-25 zugelassenes Flugzeugmuster und hat damit die Berechtigung im europäischen Luftraum zu operieren. Nicht nur in der Luftfahrt ist der Einsatz von FKV weit verbreitet. In der Schifffahrt werden FKV zur Konstruktion von Freizeitbooten, Schnellfähren und Oberbauten und Decks von großen Schiffen verwendet. Ist der Gebrauch von FKV in Zügen noch spärlich vertreten, so steigt auch hier das Interesse an dem Leichtbauwerkstoff für Sitze, Verkleidungen und Waggondächer. Im Bauwesen werden FKV verstärkt für Fassaden, Übergänge und Brücken verwendet.

Bislang galt die Standfestigkeit von FKV unter Brandeinwirkung (*engl.: fire stability*) als limitierender Faktor bezüglich des Einsatzes als lasttragende Struktur im zivilen Personentransport und im Bauwesen [12, 15–23]. FKV, die einem Vollbrand ausgesetzt

sind, weisen nach kurzer Zeit einen schnellen Verlust ihrer mechanischen Stabilität auf. Sobald die Glasübergangstemperatur erreicht ist, typischer Weise bei Temperaturen von 100 – 200°C, verliert die Kunststoffmatrix ihre stützenden und schützenden Eigenschaften [24–37]. Obwohl meist Zugkräfte aufgrund der intakten Fasern des FKV übertragen werden können [38–40], führen Druckbeanspruchungen zu einem vorzeitigen Beulen und kompletten Versagen der strukturellen Integrität. Folglich weisen FKV Strukturen, die auf Druck belastet und gleichzeitig einem Vollbrand ausgesetzt sind, kurze Zeiten bis zum Versagen auf [41–44]. Bei höheren Temperaturen von 300 – 400°C zersetzt sich die Polymermatrix thermisch mit einer Freigabe von Wärme, Rauch, Ruß und toxischen Gasen. Vor allem die toxischen Verbrennungsprodukte, wie z.B. Kohlenstoffmonoxid (CO), stellen in den meisten Fällen das größte Gefahrenpotential für die Passagiere dar. Bereits kleinste Mengen Kohlenstoffmonoxid können den Tod zur Folge haben [45]. Zum Schutz vor Feuer und Wärme werden lasttragende FKV Strukturen heutzutage mittels thermisch isolierenden Materialien, Flammenschutzmitteln oder intumeszierenden Beschichtungen zusätzlich geschützt [46–56].

Mit dem Einsatz von CFK für lasttragende Primärstrukturen wie z.B. dem Flügel und der Rumpfstruktur moderner Passagierflugzeuge, stellt sich die Frage nach deren Standfestigkeit unter Brandbeanspruchung im Falle eines „post-crash“ Feuers, unter gleichzeitiger mechanischer Belastung, die aus dem Eigengewicht sowie der Nutzlast resultiert. Nicht zuletzt der Vergleich zu etablierten Luftfahrtstrukturen aus Aluminiumlegierung, kann als sinnvoller Maßstab für die Klassifizierung der Feuerstabilität von CFK Strukturen herangezogen werden. In der Wissenschaftsliteratur lassen sich unterschiedliche Ansätze von Untersuchungsmethoden finden, die darauf abzielen, einerseits den Schädigungsprozess von FKV unter direkter Beflammung mit mathematischen Modellen beschreiben zu können und darüber hinaus den zusätzlichen Einfluss von gleichzeitiger mechanischer Belastung mit abbilden zu können. Mouritz et al. veröffentlichten eine Zusammenfassung, die den wissenschaftlichen Fortschritt der Modellbildung des strukturellen Verhaltens von FKV im Feuer beschreibt [26]. Demnach ist das Schadensbild von FKV unter direkter Beflammung verstanden und ist charakterisiert durch thermische Zersetzung der Matrix, Porenbildung, Delamination, Faser-Matrix-Ablösung, Matrixriss- und Verkohlungsbildung. Aktuelle Modelle beschreiben mit ausreichender Genauigkeit die Wärmeverteilung innerhalb eines FKV unter thermischer Belastung. Darüber hinaus wurden Modelle aufgestellt, die die genannten Schadensbilder einzeln abbilden können, jedoch bislang nicht ausreichend validiert wurden mittels experimenteller Untersuchungen. Ein umfassendes Schadensmodell, welches den gesamten Schädigungsprozess eines FKV

unter direkter Beflammung beschreibt, konnte bisher nicht zufriedenstellend entwickelt werden. Folglich ist es leicht nachzuvollziehen, dass der Einfluss einer simultan wirkenden Last, die Komplexität der Versagensmechanismen eines direkt beflamnten FKV vielfach steigert. Der Rückschluss auf das mechanische Verhalten einer komplexen FKV Struktur, wie eine stringerversteifte Rumpfschale unter einseitiger direkter Beflammung, ist folglich nicht möglich. Vor allem unter der Berücksichtigung des bisher vorrangig abgebildeten Maßstabes der FKV Prüfkörper im „Small-scale“ ($\approx 150 \times 150 \text{ mm}$) und der variierenden thermischen Belastung ($25 - 185 \text{ kW m}^{-2}$), wurden Materialeigenschaften bestimmt, die nicht auf mechanische Versagensmechanismen eines Strukturbauteils, wie einem stringerversteiften Rumpfsegment, extrapoliert werden können [24, 38, 57–75].

In der vorliegenden Arbeit wird ein neuartiger Ansatz verwirklicht, um das Stabilitätsverhalten und die Standfestigkeit unter Brandeinwirkung von CFK Strukturen zu untersuchen. Zunächst wird anhand einer analytischen Rechnung der Einfluss des Größenmaßstabes und der Krümmung auf die Beulstabilität von CFK Schalen bestimmt. Weiterführende Berechnungen zeigen den beulwerterhöhenden Effekt von Längsversteifungen an der Schaleninnenseite auf sowie die maximal erreichbare Versteifungswirkung, mit in der Luftfahrt vertretbarem Materialeinsatz. Für die experimentellen Untersuchungen wird der „Intermediate-scale Fire Stability Test-setup“ (IFST) der Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung (BAM) verwendet, der die Voraussetzung bietet, gekrümmte und stringerversteifte CFK Strukturen einem Vollbrand (185 kW m^{-2}) nach CS/FAR 25.856 auszusetzen und gleichzeitig mit einer Druckkraft zu belasten und die Zeit bis zum Versagen zu bestimmen. Die „Intermediate-scale“ Prüfkörper haben eine Dimension von $500 \times 500 \text{ mm}^2$ (Länge \times Breite) und bilden damit repräsentative Strukturen ab, wie sie typischer Weise für Rumpfkonstruktionen in der Luftfahrt genutzt werden. Hierbei gilt eine Druckbeanspruchung in der Struktur als kritisch im Vergleich zu einer Zugbeanspruchung. Analytische und mittels FEM gestützte Rechnungen werden herangezogen, um das Stabilitätsverhalten von CFK Schalenstrukturen zu bestimmen und den Einfluss von strukturellen Längsversteifungen wie Stringern herauszustellen. Mit dieser neuen Untersuchungsmethode ist, anders als im „Small-scale“, ein realistisches Abbild der Strukturbauteile und das Identifizieren der zugehörigen Versagensmechanismen im Versuch ermöglicht.

Die experimentellen Untersuchungen werden die Bedeutung der Gesamtstruktur eines Prüfkörpers auf die Standfestigkeit unter Brandbeanspruchung im Versuch herausstellen. Dazu werden unversteifte CFK Schalen im IFST getestet und deren Leistungsfähigkeit der von repräsentativen stringerversteiften CFK Schalen gegenübergestellt.

Gleichermaßen wird der Feuerwiderstand von Rumpfsegmenten eines konventionellen Aluminiumflugzeuges ermittelt. Dies schafft die Voraussetzung einen Vergleich zwischen beiden Materialkonzepten CFK und Aluminium ziehen zu können, die in der Luftfahrt eingesetzt werden.

In einer zweiten Versuchsphase werden, basierend auf dem Prinzip von „Polymer Metal Laminates“ (PML), unversteifte und versteifte CFK Schalenstrukturen mit integrierten Brandschutzlagen auf verlängerte Versagenszeiten unter Brandeinwirkung und gleichzeitiger Druckbelastung getestet. Hierzu werden einerseits die Effekte der thermischen Zersetzung des FKV, wie Porenbildung und Delamination genutzt, um thermisch isolierende Zwischenräume inmitten der einzelnen CFK Lagen zu erzeugen. Andererseits werden die Eigenschaften von integrierten durchbrandsicheren Schutzlagen gebraucht, um die darunter liegende CFK Struktur vor einer direkten Beflammung zu schützen. Anhand einer begleitenden Rauchgasanalyse werden die Bestandteile der thermischen Zersetzungsprodukte der Polymermatrix der CFK Strukturen bestimmt.

2. Grundlagen, Methoden und Berechnungen

2.1 Flugzeugstruktur und Belastung

Die Entwicklung der Flugzeugstrukturen in der zivilen Luftfahrt basiert einerseits auf der Notwendigkeit von geringem Strukturgewicht und andererseits auf der Forderung nach höchstmöglicher Sicherheit. Mit den Anfängen der Luftfahrt wurde 1940 das „Safe life“ Konstruktionsprinzip ins Leben gerufen. Es besagt, dass eine Struktur während ihrer gesamten Lebensdauer weder statische noch dynamische Schäden davon tragen darf. Nach den Unfällen im Jahr 1954 mit der De Havilland Comet 1 bei denen Materialermüdung die Ursache war, forderten die Behörden einen Nachweis gegen Ermüdung in der Rumpfstruktur oder die Auslegung nach der „Fail safe“ Philosophie. Hierbei wird von der Möglichkeit ausgegangen, dass Anrisse in der Struktur entstehen. Diese Schädigung darf jedoch nicht zum kompletten Versagen der Struktur führen und Belastungen müssen über die übrigen Lastpfade ertragen werden. Das Konzept der „Damage tolerance“ ist eine Weiterentwicklung und findet seit 1970 Anwendung in der Luftfahrt und ist bis heute maßgebend für die Sicherheit. Es wird verlangt, dass die Struktur Schäden ertragen muss ohne zu versagen, bis diese in einem festgesetzten Wartungsintervall entdeckt werden und repariert werden können.

Die B787 ist ein Beispiel für hochmoderne Faserverbundkonstruktionen und die Konsequenz aus den Forderung nach geringeren Reisekosten, besserer Servicequalität, höchste Sicherheit und besten ökologischen Standards. Für diese CFK Flugzeugstrukturen wird das „no crack growth“ Konzept angewendet. Dieses besagt, dass Risse oder Delaminationen innerhalb der Struktur nicht weiter anwachsen [14], wenn für eine dynamisch belastete CFK Struktur, die Dehnung auf ein Maximum limitiert ist. Je nach Material ist dazu der Wert von 0,4% Dehnung typisch. Trappe et al. zeigten, dass für ausgewählte CFK Materialien eine Ermüdung ab 0,3% Dehnung unter dynamischer

Belastung eintritt und die Festigkeit herabsetzt [76]. Für die Auslegung einer CFK Luftfahrtstruktur nach dem „no crack growth“ Konzept wird deshalb vorausgesetzt, dass mögliche Schäden, die während des Betriebs oder schon während der Fertigung auftreten können, in der Strukturauslegung berücksichtigt werden müssen. Nicht sichtbare Schäden, z.B. durch Einschläge auf die Struktur, müssen ebenfalls für die gesamte Lebensdauer des Flugzeuges tragbar sein, ohne dabei die Grenzlast (*engl.: ultimate load*) der CFK Struktur zu überschreiten. Eine Strukturversteifung durch Stringer wirkt, neben dem Gewinn an Steifigkeit und Tragfähigkeit, zusätzlich positiv auf das „no crack growth“ Prinzip. Risse oder Schäden, die in der Haut entstanden sind, wandern auch unter dynamischer Belastung nicht unmittelbar in die Stringer weiter [77]. Der Vorteil dieser schadenstoleranten Bauweise ist eine sehr wartungsfreundliche Luftfahrtstruktur mit geringem Reparaturaufwand. Ein Nachteil dieser robusten Auslegung liegt in einem höheren Strukturgewicht, das auf dickere Wandstärken zurückzuführen ist, welche Stöße und Einschläge auf die Struktur verkraften. Abbildung 2.1 zeigt einen Querschnitt eines CFK Rumpfes in der Montage bei Premium AEROTEC in Nordenham. Die umlaufenden und senkrecht zur Längsachse des Flugzeuges liegenden Spanten



Abbildung 2.1: Versteifte CFK Rumpfschnitt in der Montage bei Premium AEROTEC in Nordenham, ©Premium AEROTEC ([https://www.premium-aerotec.com /medien /pressebilder/](https://www.premium-aerotec.com/medien/pressebilder/))

2.1 Flugzeugstruktur und Belastung

bilden die Form und das Grundgerüst des Rumpfes. Die in Längsrichtung verlaufenden Stringer erhöhen die kritische Beullast der Rumpfhaut und steigern die Biegesteifigkeit der Rumpfstruktur. Wurden in der Aluminiumbauweise hauptsächlich offene Profilformen für die Versteifungselemente verwendet, so wird in der CFK Bauweise auf ein geschlossenes „Omega“-Profil zurückgegriffen. Die hohe Anzahl an Stringern mit einem geringen Abstand zueinander lässt sich als zusätzliche Sicherheit hinsichtlich der Lebensdauer der Flugzeugstruktur deuten. Abbildung 2.2 zeigt zum Vergleich eine



Abbildung 2.2: Versteifte Aluminium Seitenschale in der Montage bei Premium AEROTEC in Nordenham, ©Premium AEROTEC (<https://www.premium-aerotec.com/medien/pressebilder/>)

Rumpfseitenschale in Aluminium Bauweise während der Montage. Der Abstand der Stringer sowie deren Größe, bezogen auf die Querschnittsfläche, fällt geringer aus als beim CFK Rumpf.

Hinsichtlich eines „post-crash“ Szenarios, in dem der Rumpf einem voll entwickelten Brand ausgesetzt wird, ist die Standfestigkeit unter Brandeinwirkung und der Durchbrandwiderstand der Rumpfstruktur ausschlaggebend für die Gewährleistung von Zeit bis zum Versagen, um eine vollständige Evakuierung ermöglichen zu können. Dabei ist ein Szenario, in dem das Flugzeug auf dem ausgefahrenen Fahrwerk steht und die Flammen sich auch unter dem Rumpf ausbreiten können, am kritischsten anzusehen, wie

maximales Abfluggewicht (MTOW)	308 t
maximales Nullkraftstoffgewicht (MZFW)	220 t
Einsatz-Leermasse (OEW)	116 t
Nutzlast	104 t
Treibstoff	86 t
Strukturgewicht	75 t
Flügelgewicht	31 t
Triebwerksgewicht	$2 \times 5,8 \text{ t}$

Tabelle 2.1: Flugzeuggewichtsverteilung eines repräsentativen CFK Flugzeuges und Abschätzungen nach [78]

von Webster im „Full-scale“ Test [10] gezeigt. Zur Abschätzung der Belastung im Rumpf als Grundlage für statische Belastungsvorgaben im Experiment, wird ein vereinfachtes Biegebalkenmodell repräsentativen CFK Flugzeuges erstellt. Es wird angenommen, dass das Flugzeug voll besetzt und betankt ist. Die Flugzeugspezifikationen dienen als Berechnungsgrundlage, siehe Tabelle 2.1.

Das Flugzeugstrukturgewicht und Flügelgewicht werden nach [78] mit 24,5% bzw. 10% des MTOW abgeschätzt. Die Nutzlast ist die Differenz aus MZFW und OEW. Aus den gegebenen Massen lassen sich eine Streckenlast für das gesamte Strukturgewicht des Flugzeuges über die komplette Länge, eine Streckenlast für die Nutzlast und eine Einzel-

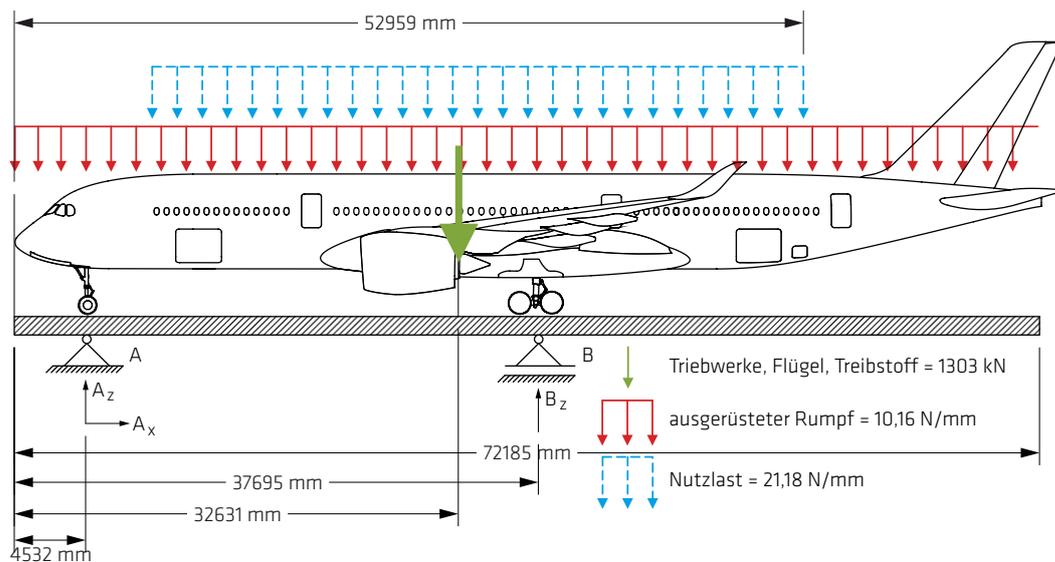


Abbildung 2.3: Vereinfachtes Biegebalkenmodell für die Rumpfbelastung eines repräsentativen CFK Flugzeuges am Boden

2.1 Flugzeugstruktur und Belastung

kraft für Triebwerke, Flügel und Treibstoff herleiten. Die Maße und Angriffspunkte der Lasten können Abbildung 2.3 entnommen werden. Das Bug- und Hauptfahrwerk werden als Auflagerpunkte A und B angesehen. Aus den statischen Belastungen ergibt sich der Querkraft- und Biegemomentenverlauf über die Rumpflängsachse, siehe Abbildung 2.4. Die maximale Querkraft- und Biegemomentenbelastung tritt am Auflager B, also im

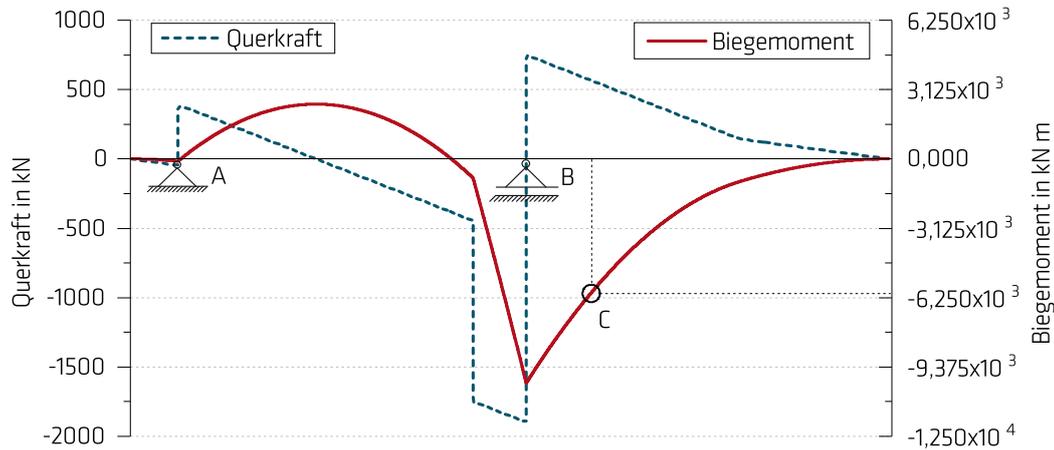


Abbildung 2.4: Querkraft- und Biegemomentenverlauf zum vereinfachten Biegebalkenmodell für ein repräsentatives CFK Flugzeug

Rumpfqerschnitt an der Position des Hauptfahrwerkes, auf. An dieser Position ist die Flugzeugstruktur besonders verstärkt, weil dort die Flügelstruktur durch den Rumpf weiter geführt wird und die Anbindung an den Rumpf realisiert ist. Aus diesem Grund ist es wahrscheinlicher, dass in einem „post-crash“ Feuer das erste Versagen in einer Rumpfsektion weiter in Richtung Flugzeugheck auftritt. China Airlines Flight 120 vom 20. August 2007 ist dafür ein realistisches Beispiel, in dem niemand zu Schaden gekommen ist. Dem Unfallbericht [79] kann entnommen werden, dass nach dem Erreichen der Parkposition der Boeing 737-800, aufgrund eines Treibstofflecks im rechten Flügel über dem Triebwerk, ein Feuer ausbrach. Das auslaufende Kerosin verteilte sich schnell unter dem gesamten Aluminiumrumpf, der nach kurzer Zeit komplett in Flammen stand. Die strukturelle Integrität des Rumpfes versagte im Feuer nach 5:33 Minuten und brach hinter dem Ende des Flügelkastens, sodass der hintere Rumpfteil abknickte und zu Boden fiel. Wird der Versagensort auf den Rumpf des repräsentativen CFK Flugzeugs bezogen, ergibt sich der Punkt C in Abbildung 2.4. Das Biegemoment im Punkt C aus dem vereinfachten Biegebalkenmodell beträgt $M_B = 6 \times 10^3$ kNm und wird als repräsentativ angenommen für eine maximale Belastung im Rumpf während eines „post-crash“ Feuer Szenarios. Zur Berechnung des Flächenträgheitsmomentes des

Wandstärke	I_{xx} [mm ⁴]	σ_B [MPa]	$I_{xx, Stringer}$ [mm ⁴]	$\sigma_{B, Stringer}$ [MPa]
3 mm	$2,549 \times 10^{11}$	70,7		39,2
4 mm	$3,400 \times 10^{11}$	53,0	$+ 2,050 \times 10^{11}$	33,1
5 mm	$4,252 \times 10^{11}$	42,4		28,6

Tabelle 2.2: Repräsentatives CFK Flugzeug mit Rumpfdurchmesser 6 m bei MTOW; Flächenträgheitsmoment I_{xx} des unversteiften Rumpfes und zugehörige mittlere Biegespannung σ_B , zusätzliches Flächenträgheitsmoment $I_{xx, Stringer}$ der gesamten Stringerstruktur und Biegespannung $\sigma_{B, Stringer}$ im verstärkten Rumpfquerschnitt

Rumpfquerschnitts, wird dieser als CAD-Modell nach Abbildung 2.1 erstellt, wobei die Stringergeometrie und Anzahl übernommen wird. Der Rumpfdurchmesser wird mit 6 m angenommen. Es wird das Flächenträgheitsmoment des Rumpfquerschnitts für die Wandstärken 3, 4 und 5 mm sowie das Flächenträgheitsmoment der gesamten Stringerstruktur bestimmt. Die mittlere Biegespannung wird berechnet zu:

$$\sigma_B = \frac{M_B \cdot z}{I_{xx}} \quad (2.1)$$

Der mittlere Randfaserabstand z wird jeweils auf die zugehörige Wandstärke bezogen. Bei einer Rumpfwandstärke von 3 mm verringert die Stringerstruktur die Biegespannung um 45 % und bei einer Wandstärke von 4 mm um 38 %, ohne dabei eine unterschiedliche Faserorientierung zwischen Stringer und Rumpfwand zu berücksichtigen. Diese vereinfachte Belastungsabschätzung dient vor allem zur Bestimmung von Prüflasten für die Feuerwiderstandsprüfungen.

2.2 Stabilitätsbetrachtungen

Leichtbaukonstruktionen sind durch dünne tragende Wände und einem kleinem Verhältnis von Belastung zu Stützlänge charakterisiert. Unter Druck- und Schubbelastungen weisen Leichtbaustrukturen deshalb ein hohes Beulrisiko auf. Ist die kritische Beullast erreicht, verliert die Struktur ihre ursprüngliche Form und eine oder mehrere Beulen bilden sich. Die Anzahl und Lage der Beulen ist abhängig vom Seitenverhältnis, der Geometrie, der Belastung und den Lagerungsrandbedingungen der Struktur. Die durch das Beulen verursachte elastische oder plastische Verformung kann die Tragfähigkeit der Leichtbaukonstruktion und muss daher verhindert werden. Ein Erhöhen der Druckbelastung führt zu größeren Verformungen bis ein kritischer Spannungszustand im Material erreicht ist und die Struktur versagt. Die zugehörige Last wird als Bruchlast bezeichnet. Die folgenden analytischen Betrachtungen dienen der Abgrenzung eines geeigneten Prüfkörpermaßstabes, der sowohl die Möglichkeit schafft, repräsentative Luftfahrtstrukturen abzubilden, als auch mit ökonomisch vertretbaren Mitteln zu realisieren ist.

Für die Berechnungen in diesem Kapitel, gelten die Steifigkeitsmatrizen für ein quasiisotropes CFK Laminat für verschiedene Wandstärken, aufgeführt im Anhang A.2. Die Matrizen wurden mit dem frei nutzbaren Laminatberechnungsprogramm *eLamX 2.3* der TU Dresden und den vertraulichen Materialdaten bestimmt.

2.2.1 Beulstabilität von unversteiften CFK Schalen

Im Vergleich zu Platten weisen Schalenstrukturen der gleichen Wandstärke, nur aufgrund ihrer Krümmung, eine höhere kritische Beullast bei Drucklasten parallel zur Krümmungsachse auf. Im folgenden wird eine analytische Berechnung der kritischen Beullasten für CFK Schalen verschiedener Krümmungsradien im Vergleich zur CFK Platte mit gleichem Lagenaufbau aufgezeigt. Dazu werden die Berechnungsmethoden für Beulanalysen von dünnen, orthotropen Platten und Schalen, aufgestellt von Wiedemann [77][Gl.4.3-3 u. 4.3-10], herangezogen. Die CFK Schalen sowie Platten haben Abmessungen von $500 \times 500 \text{ mm}^2$ und sind als quasiisotropes CFK Laminat mit Epoxidharzmatrix aufgebaut. Gleichung 2.2 definiert den Beulwert k_p für orthotrope Platten:

$$k_p \equiv \frac{p_{p,krit} \cdot b^2}{\pi^2 \sqrt{B_x B_y}} = (\alpha_w/m + m/\alpha_w)^2 + 2(\eta - 1), \text{ mit } \alpha_w \equiv a/b \sqrt[4]{B_y/B_x} \quad (2.2)$$

Für die hier untersuchten quadratischen Platten und Schalen ergibt sich $a/b = 1$. Ebenfalls ist Halbwellenzahl in Druckrichtung $m = 1$. Damit ergibt sich die kritische

Beullast $p_{p,krit}$ der Platte mit dem wirksamen Seitenverhältnis α_w zu:

$$p_{p,krit} = \frac{\pi^2(\alpha_w^2 + 1/\alpha_w + 2\eta)\sqrt{B_x B_y}}{b^2} \quad (2.3)$$

Gleichung 2.4 definiert den Beulwert k_s für orthotrope Schalen mit schwacher Krümmung:

$$k_s \equiv \frac{p_{s,krit} \cdot b^2}{\pi^2 \sqrt{B_x B_y}} = 2(1 + \eta) + \frac{\Omega}{\pi^4(\epsilon + 2\xi + 1/\epsilon)} \quad (2.4)$$

mit

$$\epsilon \equiv \sqrt{\frac{B_x D_y}{B_y D_x}} \quad \eta \equiv \frac{B_{xy}}{\sqrt{B_x B_y}} \quad \xi \equiv \frac{\sqrt{D_x D_y}}{D_{xy}} \quad \Omega \equiv \frac{b^4}{r^2} \sqrt{\frac{D_x D_y}{B_x B_y}}$$

Ein höherer Beulwert k einer auf Druck belasteten, dünnwandigen CFK Schale oder Platte, repräsentiert einen erhöhten strukturellen Widerstand gegen Beulen. Gleichung 2.4 nach $p_{s,krit}$ umgestellt, ergibt die kritische Beullast der Schale:

$$p_{s,krit} = \frac{\sqrt{B_x B_y}}{b^2} \left[2\pi^2(1 + \eta) + \frac{\Omega}{\pi^2(\epsilon + 2\xi + 1/\epsilon)} \right] \quad (2.5)$$

Die kritische Beullast wird für CFK Platten mit Wandstärken von 1 – 5 mm berechnet. Dementsprechend wird die kritische Beullast für CFK Schalen mit verschiedenen Krümmungsradien bestimmt. Die Auswahl der Radien bezieht sich auf, für die zivile Luftfahrt typische, Rumpfdurchmesser. Die Ergebnisse der analytischen Beulanalyse sind in Abbildung 2.5 dargestellt. Die kritischen Beullasten sind normiert auf die der CFK Platte mit einer Wandstärke von 4 mm. Damit sind alle weiteren aufgezeigten kritischen Beullasten ein Vielfaches der ausgewählten Referenz. Die Berechnungen zeigen, dass eine Schale eine intrinsisch höhere kritische Beullast im Vergleich zur Platte mit den gleichen Dimensionen aufweist. Aufgrund der Krümmung treten neben Biegespannungen ebenfalls Membranspannungen auf, welche die Beulsicherheit deutlich erhöhen. Eine Schale mit einer Wandstärke von 4 mm und einem Krümmungsdurchmesser von 1975 mm besitzt eine 7-fach höhere kritische Beullast als eine Platte. Für größere Flugzeuge mit einem größer werdenden Rumpfdurchmesser verringert sich die kritische Beullast, weil der versteifende Einfluss der Krümmung schwindet. Die Berechnungen zeigen, dass ebenfalls die geometrische Form, einer unter Druck belasteten Struktur, Einfluss auf das Stabilitätsverhalten hat.

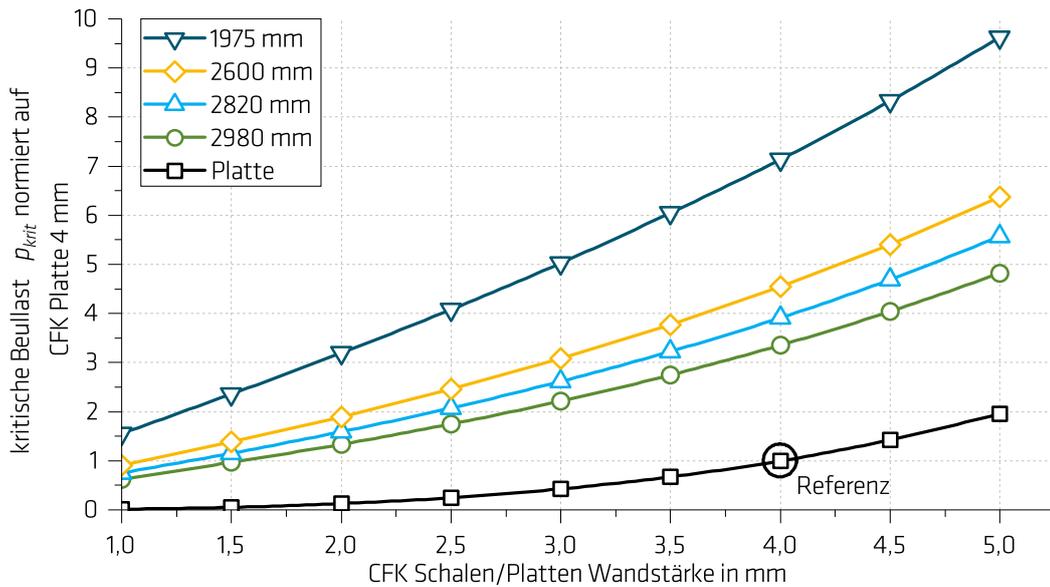


Abbildung 2.5: Kritische Beullasten für CFK Schalen mit Krümmungsradien entsprechend der Rumpfgeometrie der aufgeführten Flugzeugmuster, normiert auf die Beullast der CFK Platte $500 \times 500 \times 4 \text{ mm}^3$ mit quasiisotropen Lagenaufbau; allseitig gelenkige Lagerung

2.2.2 Small-scale vs. Intermediate-scale

Gleichungen 2.3 und 2.5 werden im Folgenden verwendet, um den Einfluss des Prüfkörpermaßstabes auf die kritische Beullast herauszustellen. Es werden die bereits berechneten kritischen Beullasten der CFK Schale mit dem Krümmungsradius des Rumpfes von 2980 mm im Intermediate-scale ($500 \times 500 \text{ mm}^2$) denen der gleichen CFK Schale im Small-scale ($150 \times 150 \text{ mm}^2$) gegenüber gestellt. Die Wandstärke wird von 1 – 5 mm variiert. Das Ergebnis des Vergleichs ist in Abbildung 2.6 dargestellt. Die kritischen Beullasten sind normiert auf die Beullast der 4 mm dicken CFK Schale im Intermediate-scale. Bis zu einer Wandstärke von 2 mm liegt die kritische Beullast der Small-scale Schale gering unter der der Intermediate-scale Schale. Dies ist mit dem schwindenden Krümmungseinfluss im Small-scale, bei gleichbleibenden Krümmungsradius, zu erklären. Der Schalenausschnitt von $150 \times 150 \text{ mm}^2$ weist nahezu keine Krümmung mehr auf, bezogen auf den Rumpfradius von 2980 mm. Dies wird deutlich beim Vergleich der Beullasten der Small-scale Schale mit denen der Small-scale Platte. Sie weisen beide annähernd die selben Beullasten für die berechneten Wandstärken auf. Trotz der geringen zusätzlichen Membransteifigkeit im Small-scale, steigen die Beullasten der Small-scale Schale ab einer Wandstärke von 2 mm deutlich stärker an als die Beullasten

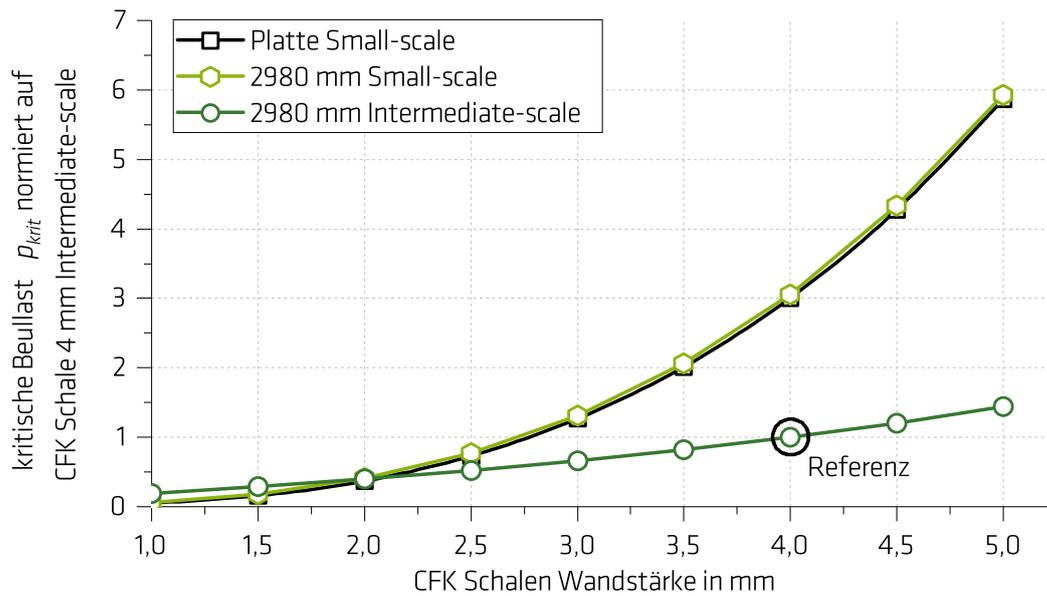


Abbildung 2.6: Kritische Beullasten der Small-scale CFK Platte und der CFK Schalen mit dem Krümmungsradius von 2980 mm im Intermediate-scale: $500 \times 500 \text{ mm}^2$ und im Small-scale: $150 \times 150 \text{ mm}^2$ mit quasiisotropen Lagenaufbau, normiert auf die Beullast der 4 mm intermediate-scale Schale; allseitig gelenkige Lagerung

der Intermediate-scale Schale. Eine Schale mit einer Wandstärke von 4 mm und dem Krümmungsradius des Rumpfes von 2980 mm, besitzt bei einer Breite und Länge von 150 mm, eine dreimal höhere Beullast als die gleiche Schale im Intermediate-scale. Dieser Maßstabsvergleich zeigt auf, dass ein strukturmechanisches Stabilitätsverhalten einer unter Druck belasteten CFK Platte oder Schale im Intermediate-scale, also Bauteilmaßstab, erfolgen muss. Mindestens dieser Maßstab muss gewählt werden, um ein realistisches Bauteilverhalten abbilden zu können. Ein Skalieren zu kleineren Maßstäben ist theoretisch möglich, jedoch in der Realität auf Grund von Mindestdicken der einzelnen CFK Lagen begrenzt. Ein quasiisotroper Laminataufbau mit vier verschiedenen Faserwinkeln besteht mindestens aus acht Lagen. Bei einer festen, minimalen Lagenstärke, ist ein skalieren zu kleineren Wandstärken, ohne Reduzierung der Lagenanzahl, nicht realisierbar. Zur Abgrenzung eines sinnvollen Prüfkörpermaßstabes nach oben, wird im anschließenden Abschnitt 2.2.3 die Beulsteifigkeit von stringerversteiften Schalen betrachtet. Aufgrund der beschriebenen Dünnwandigkeit von Leichtbaustrukturen, werden diese in der Realität mit strukturellen Versteifungen versehen. Demnach wird folgend geprüft, ob der Intermediate-scale ausreicht, um eine Flugzeugrumpfstruktur für die Feuerwiderstandsprüfungen hinreichend realistisch abzubilden.

2.2.3 Beulstabilität von versteiften CFK Schalen

Zur Anhebung der kritischen Druckbeullast empfiehlt sich eine mittige Versteifung der CFK Schale durch eine Längssteife. In der Luftfahrt werden längs im Rumpf verlaufende Versteifungen als „Stringer“ bezeichnet. Der Stringer bewirkt bei ausreichender Biege- und Drucksteifigkeit eine Halbierung des Beulfeldes. Betrachtet man zunächst die mittig versteifte Platte, so ist es einfach nachvollziehbar, dass durch Einsetzen von $b/2$ für die Breite b in Gleichung 2.3, die kritische Beullast um das vierfache angehoben wird. Dies ist, auch wenn der Stringer einen Teil der Last trägt, die maximale mögliche Steigerung bezogen auf die kritische Beullast. Für die mittig versteifte Schale gilt, dass sich mit steigendem Krümmungsparameter Ω die versteifende Wirkung des Stringers und damit der Beulwertzuwachs, verliert. Es seien nach [77][Gl.6.3-1] der Biege- und Dehnwert eines Stringers wie folgt definiert:

$$\gamma_L \equiv \frac{EI}{B_x b} \qquad \delta_L \equiv \frac{EA}{D_x b} \qquad (2.6)$$

Hierbei entspricht E , dem E-Modul in Stringerlängsrichtung, I dem Flächenträgheitsmoment um die Biegelängsachse und A der Stringerquerschnittsfläche. Die Stabsteifigkeiten für Biegung und Druck werden hierbei auf die entsprechenden Steifigkeiten und Breite der Platte/Schale bezogen. Es lässt sich der kritische Druckbeulwert für den orthotropen Schalenstreifen mit einer Halbwelle $n = 1$ quer zur Druckrichtung nach [77][Gl.6.3-17] berechnen:

$$k \approx \frac{1}{1 + 2\delta_L} \left[\frac{\alpha_w^2}{m^2} + 2\eta + \frac{m^2}{\alpha_w^2} (1 + 2\gamma_L) + \frac{\Omega/\pi^4}{m^2/\alpha_v^2 + 2\xi + \alpha_v^2/m^2(1 + 2\delta_L)} \right] \qquad (2.7)$$

mit

$$\alpha_v \equiv \frac{a}{b} \sqrt[4]{\frac{D_y}{D_x}} \qquad \alpha_w \equiv \frac{a}{b} \sqrt[4]{\frac{B_y}{B_x}}$$

Nach Gleichung 2.7 werden die Druckbeulwerte für CFK Schalen mit quasiisotropen Laminataufbau in Abhängigkeit vom Biegewert des Stringers berechnet und über das Krümmungsmaß $\sqrt{\Omega}$ in Abbildung 2.7 dargestellt. Es lässt sich der Einfluss des Stringers und der Krümmung auf die Beulform erkennen. Ohne bzw. mit geringem Biegewert der Steife und kleinem Krümmungsmaß tritt zunächst nur eine Beule ($n = 1$) über b auf und die Längshalbwelle a/m ist gleich b . Mit wachsendem Krümmungsmaß und erhöhtem Biegewert des Stringers streckt sich das Beulseitenverhältnis zu $a/mb = 2 - 3$ bis das Beulwertmaximum k_{max} erreicht ist und sich das Beulfeld in Querrichtung halbiert

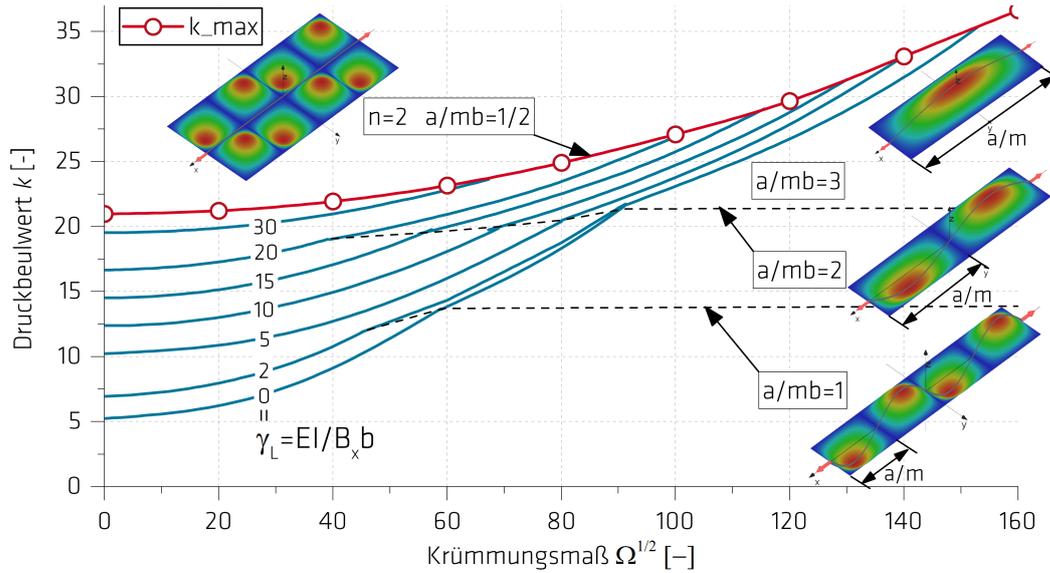


Abbildung 2.7: Quasiisotrope CFK Schale mit 4 mm Wandstärke. Druckbeulwert und Beulform über Krümmungsmaß $\sqrt{\Omega}$ mit Einfluss des Steifenbiegewertes γ_L und $\delta_L = 0$; allseitig gelenkige Lagerung; angelehnt an [77] Bild 6.3/8

($n = 2$), siehe Gleichung 2.8 nach [77][Gl.6.3-18].

$$k_{max} = 16 \frac{\alpha_w^2}{m^2} + 8\eta + \frac{m^2}{\alpha_w^2} + \frac{\Omega/\pi^4}{16\alpha_v^2/m^2 + 8\xi + m^2/\alpha_v^2} \quad (2.8)$$

Der Stringer verliert seinen Einfluss und kann den Beulwert der Schale nicht weiter anheben. Es ist ebenfalls zu entnehmen, dass sich der Einsatz von Längsversteifungen ab einem Krümmungsmaß von $\sqrt{\Omega} > 150$, also kleinen Krümmungsradien, nicht mehr lohnt, da der Stringer aufgrund des Beulbildes keinen Einfluss auf den Druckbeulwert mehr nimmt. Folglich ist eine Versteifung der Schale bzw. des Rohres ab $\sqrt{\Omega} > 90$ nur sinnvoll, wenn die Stringer mit sehr engem Abstand zueinander über den Umfang angeordnet werden. Unabhängig von der Beulwerterhöhung bleibt der Zuwachs des Flächenträgheitsmomentes des Rumpfquerschnitts durch eine enge Stringeranordnung, der erheblich zur Biegesteifigkeit beiträgt. Zur Bestimmung der Mindestbiegesteifigkeit eines Stringers, die zu einer maximalen Beulwerterhöhung der Schale führen soll, kann demnach mit Gleichung 2.8 der Beulwert der Schale mit halbiertem Beulfeld in Quer- richtung ($n = 2$) berechnet und mit Gleichung 2.7 gleichgesetzt werden. Die Lösung für γ_{Lmin} ist der Mindestbiegewert des Stringers, der zusammen mit Gleichung 2.6 zu einer Mindestbiegesteifigkeit, bei gegebenen E-Modul und Flächenträgheitsmoment des Stringers, führt.

Fazit der Stabilitätsbetrachtungen

Die analytischen Betrachtungen heben in erster Linie hervor, dass die Krümmung einer CFK Struktur einen erheblichen Einfluss auf deren Beulstabilität vorweist. Mit kleiner werdenden Krümmungsradius steigt die kritische Beullast im Vergleich zur Platte um ein Vielfaches an. Die Gegenüberstellung der Maßstäbe Small-scale und Intermediate-scale zeigt auf, dass der Krümmungseinfluss nur im Intermediate-scale abgebildet werden kann. Die Krümmung der Schale verliert sich im Small-scale aufgrund der geringen Prüfkörperbreite und die kritischen Beullasten entsprechen praktisch der der Platte.

Ein Stringer mit ausreichender Biegesteifigkeit auf der Innenseite der CFK Schale hebt den Druckbeulwert der Schale auf ein Maximum an, was durch ein halbiertes Beulfeld ($n=2$) gekennzeichnet ist. Eine weitere Druckbeulwerterhöhung ist demnach nur über die Definition des Stringerabstandes möglich, bei gleichbleibenden Dehnwert des Stringers und Wandstärke der Schale. Für eine Rumpfschale mit großem Krümmungsradius (2980 mm) bedeutet dies, dass ein sehr enger Stringerabstand gewählt werden muss, um ein Beulen der Rumpfhaut zu vermeiden, wie in Abbildung 2.1 gezeigt.

Der Prüfkörpermaßstab des IFST ($500 \times 500 \text{ mm}^2$) ermöglicht das Testen von repräsentativen Rumpfssegmenten, die durch drei Omega-Stringer und den dazwischen liegenden Hautfeldern definiert sind. Eine Verlängerung des Prüfkörpers würde in eine Erhöhung der Halbwellenzahl m der Hautfelder in Längsrichtung resultieren, nicht aber in einen ansteigenden Druckbeulwert. Mit dem Abbilden von mehr als drei Stringern und den dazugehörigen Hautfeldern, würde der Druckbeulwert, bei ausreichender Biegesteifigkeit der Stringer, ebenfalls nicht erhöht werden. Folglich bildet der IFST das Stabilitätsverhalten der repräsentativen stringerversteiften Rumpfschalen ausreichend realistisch ab und ermöglicht die Untersuchung deren Feuerwiderstände und den einhergehenden Versagensmechanismen.

2.3 Faserkunststoffverbunde unter Brandeinwirkung

Ein großer Nachteil von Faserkunststoffverbunden sind ihre Eigenschaften unter Brandeinwirkung. In der Luftfahrt eingesetzte Verbundsysteme bestehen hauptsächlich aus Kohlenstofffasern, die in einer Epoxidharzmatrix eingebettet sind. Aufgrund des hohen Faservolumenanteils von gewöhnlich 60 %, weist CFK einen sehr guten Durchbrandwiderstand auf. IM-Carbonfasern werden im Herstellungsprozess bei Temperaturen von 1500 – 1800 °C unter Stickstoffatmosphäre carbonisiert und sind deshalb relativ lange thermisch stabil, wenn sie einem Vollbrand mit geringer Sauerstoffzufuhr ausgesetzt sind. Daher wird im folgenden Kapitel hauptsächlich auf die thermischen Eigenschaften der Polymermatrix Bezug genommen. Diese erleidet, im Gegenteil zu den Fasern, einen kritischen Einbruch ihrer mechanischen Eigenschaften beim Erreichen der Glasübergangstemperatur (T_g) im Bereich von 180 – 200 °C, in dem die amorphe Polymermatrix erweicht und in einen hochviskosen Zustand übergeht. Die Ermittlung der Glasübergangstemperatur kann beispielsweise mittels dynamischer Differenzkalorimetrie (DSC) oder dynamisch-mechanischer Analyse (DMA) erfolgen. Die thermische Zersetzung des Polymers findet bei Temperaturen zwischen 400 – 600 °C statt.

2.3.1 Verbrennung eines Polymers

Die Verbrennung eines Polymers, siehe Abbildung 2.8, ist ein komplexer chemischer und physikalischer Prozess und wird durch die Verfügbarkeit von Brennstoff, Sauerstoff und Wärmeenergie gesteuert [12, 80, 81]. Bei ausreichender Erwärmung eines Polymers findet die Pyrolyse, ein anaerober Zersetzungsprozess, statt, bei dem das Polymer durch Depolymerisation, Kettenbruch oder Umlagerungsreaktionen thermisch zersetzt wird. Der Bereich Mesophase ist durch die Pyrolyseprozesse charakterisiert und bildet den Übergang von der Flüssigphase zur Gasphase. Flüssig- und Mesophase umfassen dabei einen Bereich von nicht mehr als einen Millimeter, bezogen auf die Wandstärke des Polymers. Die entstehenden flüchtigen Brennstoffe sammeln sich oberhalb der Pyrolysezone und oxidieren in der Flammenzone durch Sauerstoffzufuhr aus der Luft unter Wärmeabgabe. Der Pyrolyseprozess des Polymers wird durch Wärmeleitung aus direktem Flammenkontakt und durch Wärmestrahlung der Flamme aufrecht erhalten. Der restliche Teil der freigesetzten Wärme wird an die Umgebung abgegeben. Polymere wie Polyvinylchlorid (PVC) oder Polycarbonat (PC) bilden neben den flüchtigen Bestandteilen Abbauprodukte, die in der kondensierten Phase des Polymers verbleiben und

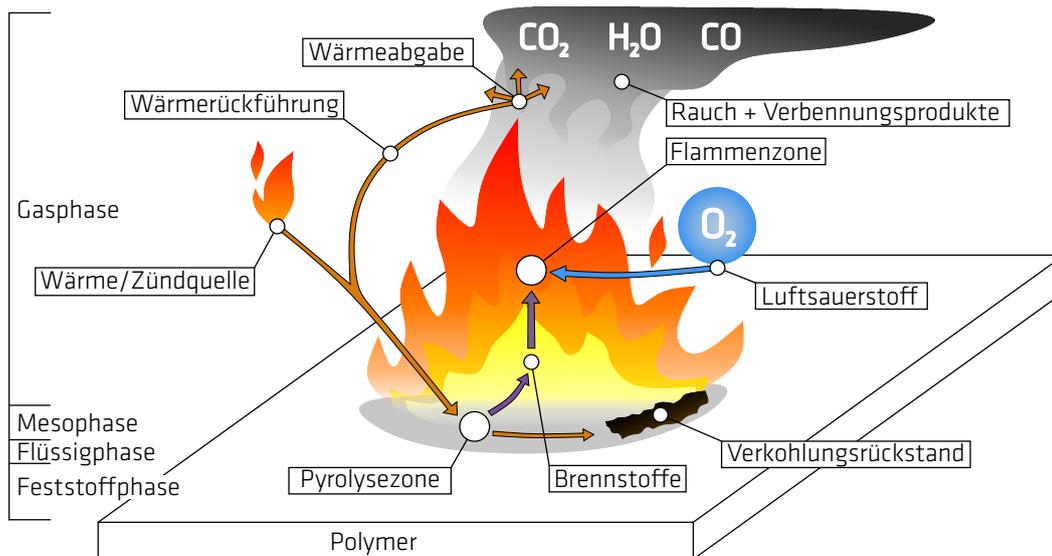
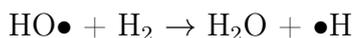
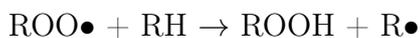
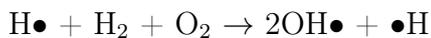


Abbildung 2.8: Verbrennungsprozess eines rückstandsbildenden Polymers

einen verkohlten Rückstand bilden. Wird der Großteil des Polymers an die Gasphase abgegeben, entsteht kein oder nur sehr wenig Rückstand, wie es z.B. bei Polyethylen (PE) und Polypropylen (PP) der Fall ist. Bei der Verbrennung eines Polymers unter Luftsauerstoff finden hauptsächlich radikalische Kettenreaktionen statt. Es entstehen hoch reaktive H- und OH-Radikale, die mit anderen Radikalen oder dem Polymer selbst Verzweigungs- und Kettenreaktionen eingehen. Einige der wichtigsten Reaktionen in der Gasphase sind folgend aufgelistet [82], mit R dem organischen Rest:



Diese Kettenreaktionen und die Oxidation von Kohlenstoff zu Kohlenstoffdioxid sind für die erhebliche Wärmefreisetzung während des Verbrennungsprozesses hauptverantwortlich. Neben der Entstehung des Brandgases CO_2 , wird bei einer vollständigen Verbrennung, ebenfalls H_2O gebildet. Rauch und das toxische Gas Kohlenmonoxid CO sind das Resultat einer unvollständigen Oxidation, wie sie in der Realität häufig

vorkommt. Bei aromatischen Polymeren wie z.B. Epoxiden, werden bei der Verbrennung Aromaten freigesetzt, die starke Rußbildner darstellen. Dies ist auf die Bildung von kondensierter polyaromatischer Systeme zurückzuführen.

2.3.2 Brandstadien

Für die Festlegung von Untersuchungsmethoden und den Einsatz von Brandschutz und Flammenschutzmitteln für FKV unter Brandeinwirkung, muss zwischen den verschiedenen Stadien eines sich entwickelnden Brandes unterschieden werden. Die Wechselwirkungen zwischen Brennstoff, Sauerstoff und der entstehenden Wärme haben einen entscheidenden Einfluss auf den Verlauf eines Brandes. Die typischen Entwicklungsstadien

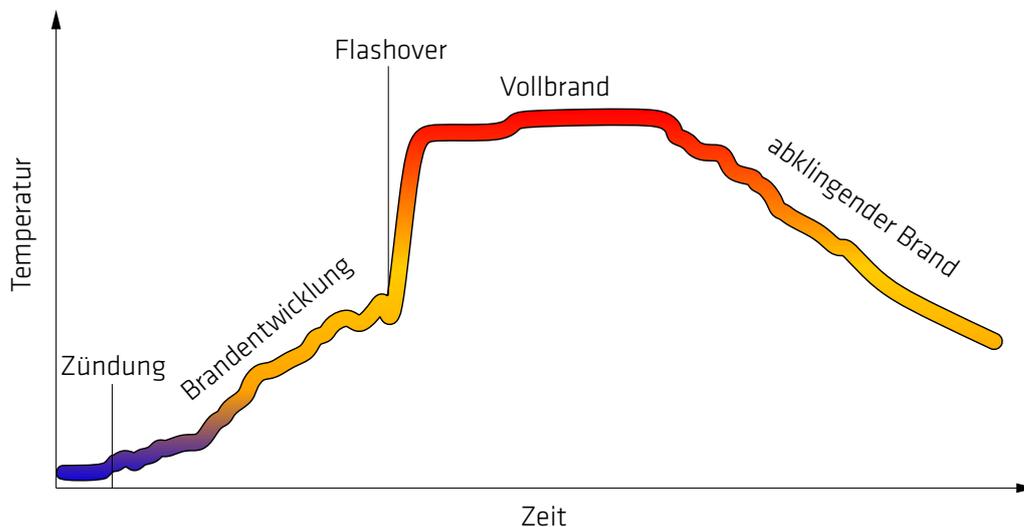


Abbildung 2.9: Schematische Darstellung der Entwicklungsstadien eines Zimmerbrandes über der Zeit

eines Brandes lassen sich anhand des schematischen Temperaturverlaufs eines Zimmerbrandes erklären, siehe Abbildung 2.9 [12, 15]. Ein Brand beginnt durch äußeren Wärmeeintrag auf ein Material und fördert den Zersetzungsprozess (Pyrolyse), wobei Brennstoffe (Pyrolysegase) freigesetzt werden. Die Zündung findet statt, sobald sich die Brennstoffe mit ausreichend Sauerstoff aus der Luft vermischt haben und eine externe Zündquelle oder eine ausreichend hohe Temperatur den Brand entfacht. Es ist zunächst eine geringe Temperaturerhöhung zu verzeichnen. Die anfängliche Brandentwicklung ist hauptsächlich abhängig von der Menge der Pyrolysegase und weniger von der Anzahl der sich im Raum befindlichen brennbaren Materialien. Mit ausreichend freigesetzten Brennstoffen und Luftsauerstoff, breitet sich der Brand aus und die Temperatur steigt

stetig an. In dieser Phase werden bei Temperaturen von 350 – 500°C weitere brennbare Materialien entzündet. Dies ist ebenfalls der Temperaturbereich, in dem auch die meisten FKV ihren Flammpunkt besitzen. Hat die Wärmeentwicklung im Raum einen kritischen Bereich überschritten und ist genug Sauerstoff vorhanden, entzünden sich schlagartig alle weiteren Materialien im Raum und der Brand ist voll entwickelt. Dieser abrupte Übergang kann in einem Zeitraum von unter einer Minute stattfinden und wird als „Flashover“ bezeichnet. Zuvor erreichen die oberen Rauchgase im Raum meist eine Temperatur von über 600°C. Der Vollbrand zeichnet sich dadurch aus, dass alle Materialien im Raum am Brand beteiligt sind. Die Temperatur und Wärmestromdichte (*engl.: heat flux*) erreichen ihre Maxima und können Werte von 1000 – 1200°C bzw. 75 – 150 kW m⁻² annehmen. Sind die Brennstoffe oder der Sauerstoff in der Luft durch den Brand aufgebraucht, klingt der Brand ab und die Temperaturen fallen.

Das in Kapitel 1.2 beschriebene Unfallszenario eines „post-crash“ Feuers weist die Charakteristik eines Vollbrandes auf. Kerosin (Jet-A) besitzt einen Flammpunkt von 38°C. Bei dieser Temperatur entstehen bereits flüchtige Zersetzungsprodukte, die sich bei Kontakt mit einer Zündquelle, z.B. heißen Triebwerksteilen, augenblicklich entzünden. Aufgrund der hohen Flammenausbreitungsgeschwindigkeiten innerhalb eines „pool-fire“ von 12 – 160 cm/sec, [83] fällt der Zeitraum der Brandentwicklung sehr kurz aus und das entzündete und flächig brennende Kerosin erreicht schnell Temperaturen von 1150 – 1250°C. Ein Material, das diesen thermischen Belastungen und einer direkten Beflammung ausgesetzt wird, kann nur durch thermische Barrierschichten wie z.B. Glasfaser- oder Mineralwollematten oder durch intumeszierende Systeme geschützt werden. Letzteres wird als dünne Beschichtung aufgetragen und schäumt unter Wärmeeinwirkung um das Vielfache auf und bildet eine thermisch isolierende Schutzschicht. Diese Art von Brandschutz findet vor allem in der Bauwerksicherheit Anwendung. Flammschutzmittel, die einem Polymer zugesetzt werden können, zielen vor allem darauf ab, in der ersten Phase eines sich entwickelnden Brandes wirksam eine Entflammung zu verhindern oder die Flammenausbreitungsgeschwindigkeit zu vermindern.

2.3.3 Epoxidharz

Epoxidharze werden aufgrund ihrer exzellenten mechanischen Eigenschaften, der guten Wärme- und Feuchtigkeitsbeständigkeit, geringen Feuchtigkeitsaufnahme, einer hohen Glasübergangstemperatur sowie guten Medienbeständigkeit gegen Salzwasser, Hydrauliköl, Kerosin, Enteisungsmitteln und Reinigungsmitteln in der Luftfahrt sehr

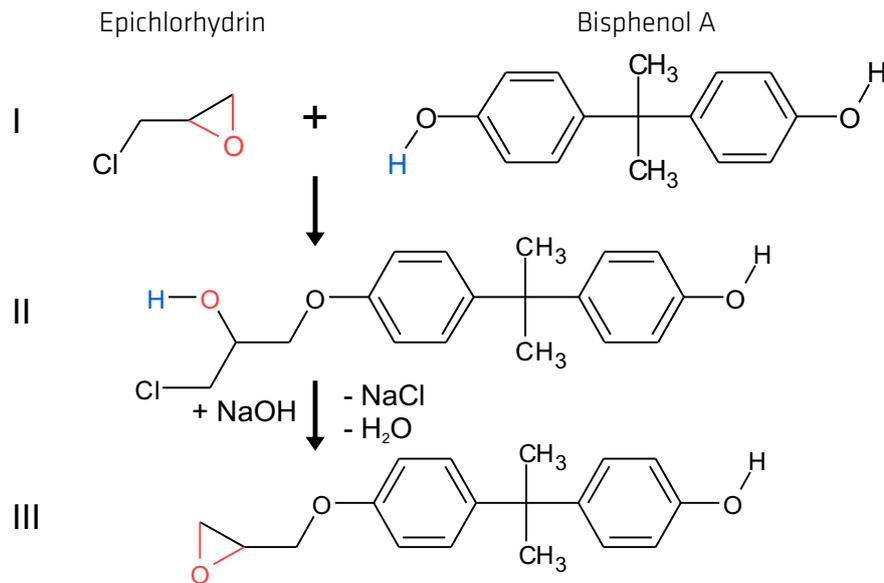


Abbildung 2.10: Reaktionsverlauf von Epichlorhydrin und Bisphenol A zu Bisphenol-A-Glycidether

geschätzt. Zur Steigerung der Risszähigkeit werden dem Epoxidharz für den Flugzeugbau Kautschuk oder Thermoplastpartikel zugesetzt. Mehr als 90 % aller lasttragender FKV Luftfahrtstrukturen beruhen auf einer Epoxidharzmatrix [14]. Die meisten Standardepoxidharze basieren auf Diglycidether. Abbildung 2.10 zeigt die schematische Herstellung von Bisphenol-A-Glycidether [84]. Im ersten Schritt (I→II) findet eine Additionsreaktion von Bisphenol A mit Epichlorhydrin statt, bei der das Wasserstoffatom der OH-Gruppe an das Epoxid umgelagert wird und es somit zu einer Ringöffnung bei gleichzeitiger Anlagerung des Bisphenol A Restes kommt. Unter basischen Bedingungen tritt im Schritt (II→III) eine Ringschlussreaktion (Bildung des Epoxids) mit gleichzeitiger Abspaltung von H₂O und NaCl auf, einer sogenannten Kondensationsreaktion. Es entsteht ein Glycidether, dessen Epichlorhydrin- und Bisphenol A-Bausteine über Ethergruppen miteinander verbunden sind. Wird bei der gezeigten Herstellungsreaktion ein Überschuss an Epichlorhydrin verwendet, so erhält man niedermolekulare, zähflüssige Epoxidharze, so genannte „monomere“ Diglycidether (DGEBA), siehe Abbildung 2.11. Diese sind kettenförmige, unvernetzte und schmelzbare Verbindungen und reagieren mit Verbindungen, die mehrere reaktionsfähige Wasserstoffatome im Molekül enthalten. Zur Aushärtung der Epoxide gibt es deshalb mehrere Möglichkeiten für die Auswahl eines sogenannten „Härters“. Als wichtigste Gruppe der Härtungsmittel sind vor allem aliphatische und aromatische Amine zu nennen. Bei der Additionspolymerisation von

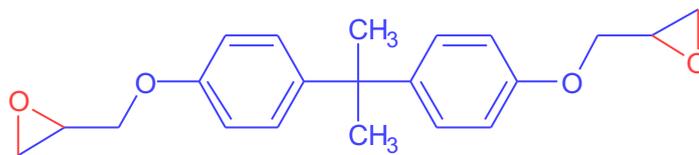


Abbildung 2.11: Strukturformelschema von „monomer“-Diglycidether

Epoxidharz und Härter bildet sich, unter einer engmaschigen Vernetzung, der eigentliche Epoxidharz-Formstoff aus. Das Mengenverhältnis beider Substanzen muss exakt eingehalten werden, da der Härter nicht als Katalysator oder Initiator wirkt, sondern als Reaktionspartner in das Makromolekül eingelagert wird. Je nach Härterssystem findet die exotherme Reaktion bereits bei Raumtemperatur und Normaldruck (1,013 bar) statt. Warmhärtende Harz/Härter-Kombinationen benötigen gewöhnlich Temperaturen von 120 bis 180°C für die vollständige Vernetzung. Abbildung 2.12 a) zeigt das aromatische

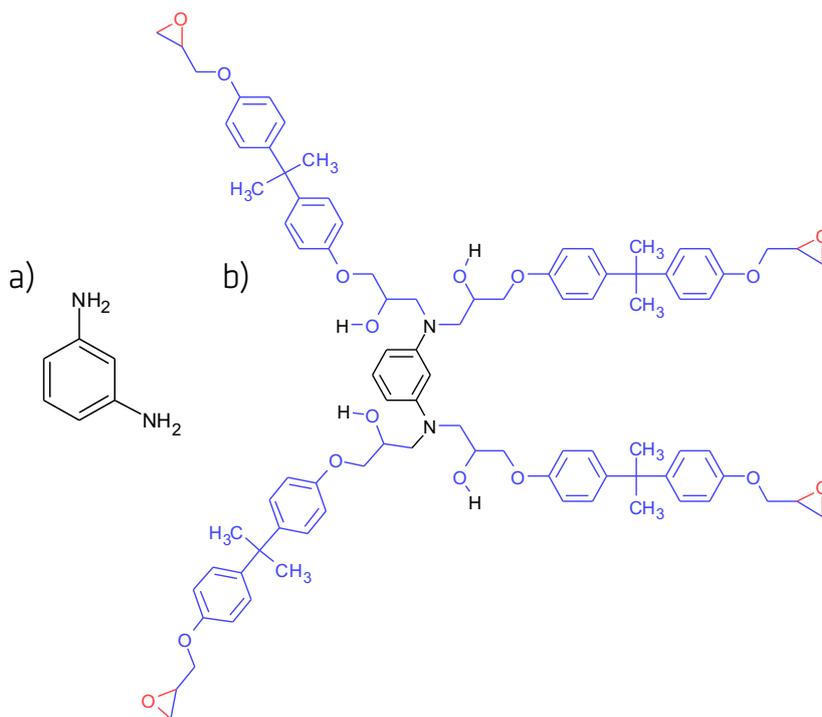


Abbildung 2.12: a) aromatisches Amin meta-Phenylendiamin, b) vernetzt mit DGEBA mit jeweils einer weiteren reaktiven Epoxidgruppe für weitere Vernetzungen

Amin „meta-Phenylendiamin“. Das Epoxidharz DGEBA und das Diamin reagieren in einer Additionsreaktion zu einem tertiären Amin, indem sich die Wasserstoffatome des Phenylendiamins an den Sauerstoff der Epoxidgruppe umlagern bei gleichzeitiger Öffnung der Ringbindung. Jedes DGEBA-Molekül besitzt eine weitere reaktive Epoxid-

Endgruppe, die mit dem Härter reagiert, wodurch eine eng vernetzte Gesamtstruktur entsteht.

Zur Bestimmung der Glasübergangstemperatur (T_g) eines Epoxidharzes kann die DMA eingesetzt werden, bei der das Speicher- und Verlustmodul (E' und E'') einer dynamisch belasteten Probe temperaturabhängig ermittelt werden, siehe 2.13. Die Lage

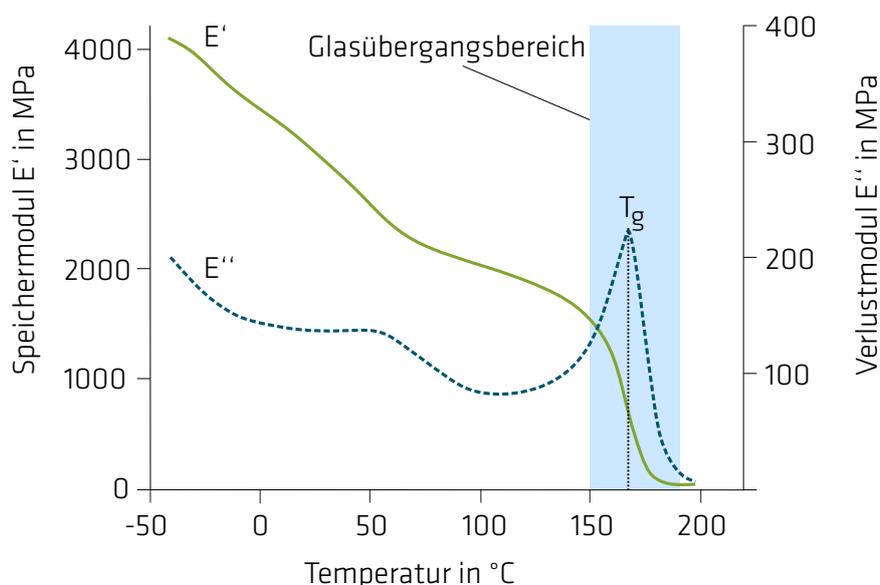


Abbildung 2.13: DMA Ergebnisse eines Epoxidharzes mit einem Glasübergangsbereich von 150–180 °C, vgl. [85], Bild 11.5

der Glasübergangstemperatur wird mit dem Maximum des Verlustmoduls bzw. dem Wendepunkt des Speichermoduls im Glasübergangsbereich bestimmt [85].

Zur Charakterisierung der thermischen Zersetzung eines Epoxidharzes dient die thermogravimetrische Analyse (TGA), bei der die Massenänderung einer Probe in Abhängigkeit von der Temperatur und Zeit gemessen wird. Abbildung 2.14 zeigt die TGA Kurve des Epoxidharzes DGEBA gehärtet mit 4,4'-diaminodiphenylsulfone (DDS) unter Stickstoffatmosphäre, untersucht von Schartel et al. [86]. Die thermische Zersetzung der meisten Epoxidharze geschieht aufgrund von willkürlicher Kettenaufspaltung in einem Temperaturbereich von 380 bis 450 °C. Bei amingehärteten Epoxidharzen haben die Stickstoffbindungen eine geringere Bindungsenergie als die Ether- oder Esterbindungen, wodurch die Ketten sich an den C-N Bindungen aufspalten. Ebenfalls sind die Hydroxylgruppen anfällig für eine Zersetzung bei hohen Temperaturen. Die Aufspaltungsreaktionen zersetzen 80–90 % des Polymergewichts, wobei bis zu 100 verschiedene flüchtige Bestandteile entstehen [15, 86, 87]. Dieses Gemisch dient als Brennstoff und

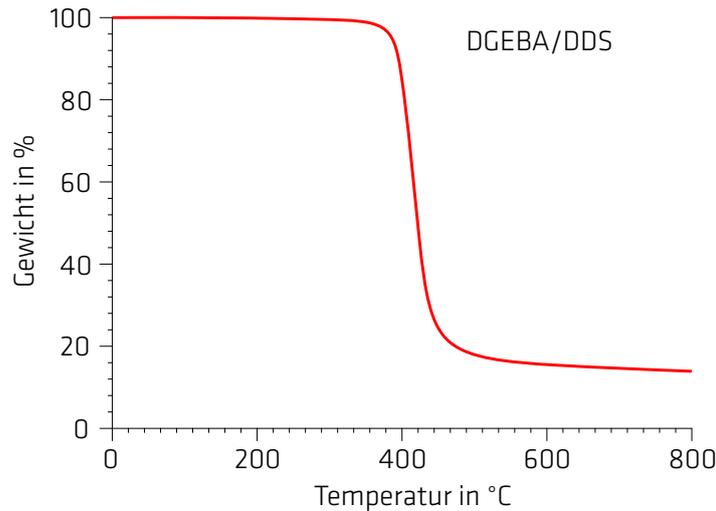


Abbildung 2.14: TGA Kurve des Epoxidharzes DGEBA/DDS unter Stickstoffatmosphäre, vgl. [86] Figure 3

hält den Pyrolyseprozess aufrecht bis das Epoxidharz vollständig abgebaut ist. Ca. 15 % des ursprünglichen Polymergewichts verbleiben als poröser Verkohlungsrückstand.

2.3.4 Modell der mechanischen Eigenschaften

Mit zunehmender Erwärmung eines FKV bis hin zur thermischen Zersetzungstemperatur der Epoxidharzmatrix werden die mechanischen Eigenschaften wie das Elastizitätsmodul, das Schubmodul und die Druckfestigkeit stark beeinflusst. Mouritz et al. liefern ein Modell, das einen Ansatz wiedergibt, die komplexen Änderungen der mechanischen Eigenschaften eines FKV zu beschreiben [15], siehe Abbildung 2.15. Dabei gelten isotherme Bedingungen für innerhalb des Prüfkörper, das heißt, dessen Temperatur ist konstant über die Materialstärke. Es wird dazu die vereinfachte Annahme getroffen, dass mechanische Eigenschaften, wie die Festigkeit eines Materials, in angepasster Form durch den Zusammenhang von Elastizitätsmodul und Temperatureinfluss beschrieben werden können. Hierzu galt es vor allem die einzige Umwandlung eines amorphen Polymers vor der Zersetzung, den Glasübergang, durch eine korrekte Beziehung von mechanischer Eigenschaft und Temperatur realitätsnah abzubilden. Der Zusammenhang zwischen mechanischer Eigenschaft und Temperatureinfluss kann durch folgendes Polynom von Kulcarni und Gibson [88] beschrieben werden:

$$\frac{M(T)}{M_0} = 1 - a_1 \left(\frac{T - T_0}{T_g - T} \right) - a_2 \left(\frac{T - T_0}{T_g - T} \right)^2 - a_3 \left(\frac{T - T_0}{T_g - T} \right)^3 \quad (2.9)$$

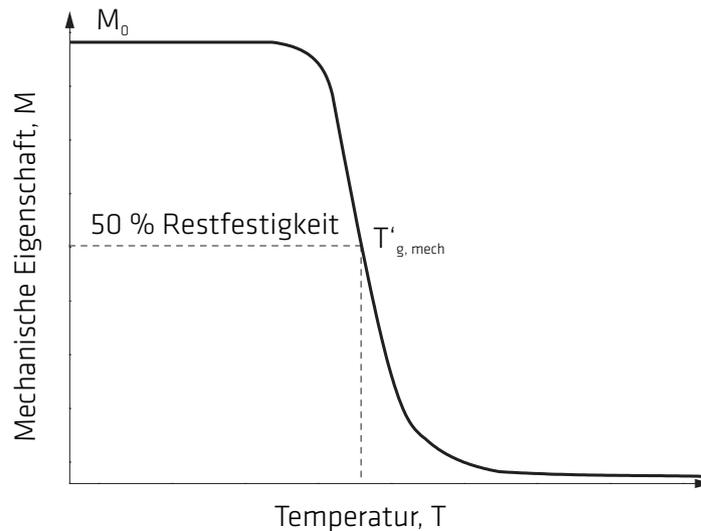


Abbildung 2.15: Modell: Einfluss isothermischen Erwärmens auf die mechanischen Eigenschaften eines FKV, vgl. [15] Figure 6.2

Hierbei ist M eine bestimmte mechanische Eigenschaft und M_0 der Wert dieser Eigenschaft bei Raumtemperatur T_0 . a_1 , a_2 und a_3 sind Anpassungskoeffizienten. Des Weiteren wird die mechanische Glasübergangstemperatur $T'_{g, mech}$ eingeführt bei der eine Restfestigkeit bzw. Reststeifigkeit von 50 % des Ausgangswertes vorhanden ist. Diese kann gewöhnlicher Weise mit 15–20°C unterhalb der Glasübergangstemperatur abgeschätzt werden.

2.3.5 Polymer metal laminates (PML)

„Fiber metal laminates“ (FML), also eine Materialkombination aus GFK oder CFK und Metall in einem mehrlagigen Verbund, repräsentieren hochentwickelte Strukturen für die Luftfahrt. „Glass laminate aluminium-reinforced epoxy“ (GLARE), siehe Abbildung 2.16, ist das weit verbreitetste, in der Luftfahrt eingesetzte Hybridmaterial. Es wird neben seiner geringeren Dichte und besseren Dauerfestigkeitseigenschaften wegen seinem verbesserten Feuerwiderstand im Vergleich zu reinen Aluminiumstrukturen geschätzt. [89, 90]. „Polymer metal laminates“ (PML) sind eine Abwandlung der FML, besitzen keine Faserverstärkung und werden deshalb nicht als lasttragende Strukturen eingesetzt. Vielmehr stehen sie im Fokus, um als Brandschutz für Aluminium und CFK Strukturen zu dienen. Ihre Entwicklung basiert auf den Erkenntnissen der verbesserten Feuerwiderstandseigenschaften der FML. Untersuchungen zu „Multi-layer polymer metal laminates“ als Brandschutz für Leichtbaustrukturen aus CFK und Aluminium wurden

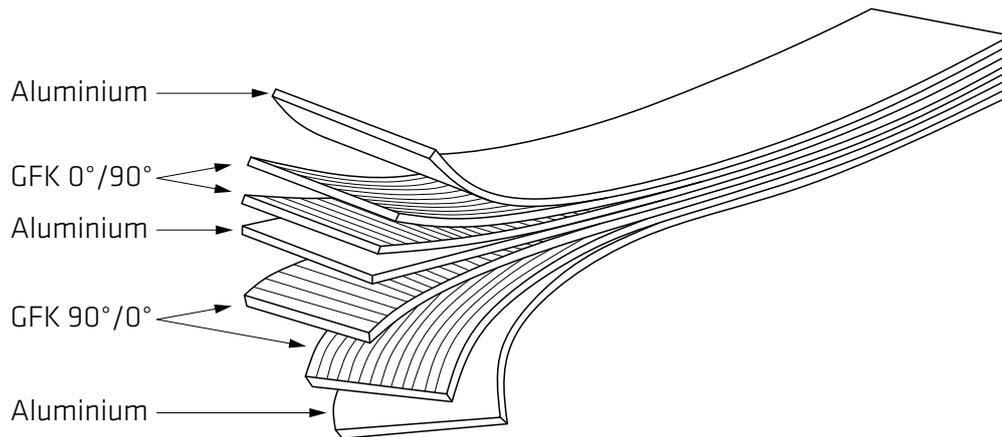


Abbildung 2.16: Schematischer Querschnitt eines Kreuzverbund GLARE Laminats, vgl. [89] Fig. 1.2

von Christke et al. [91] durchgeführt. Das PML besteht aus bis zu 20 Einzelschichten. Alternierend bilden Aluminiumfolien und Epoxidharzschichten ein 0,8 mm starkes Laminat, welches direkt auf die zu schützende Struktur geklebt wird. Wird das PML einem Vollbrand ausgesetzt, beginnt die thermische Zersetzung des Polymers mit der Bildung von flüchtigen Bestandteilen, die zwischen den Aluminiumfolien eingeschlossen sind. Dies bewirkt eine Delamination und ein Auseinanderdrücken der Aluminiumschichten, womit eine dickere, thermisch isolierende Barriere entsteht, die die darunter liegende Struktur schützt. Unter hohen Temperaturen erweichen ebenfalls die Aluminiumfolien, was unter dem Druck der flüchtigen Bestandteile weitere Deformationen und Delaminationen hervorruft und die isolierende Wirkung verstärkt. PML können mit dieser Funktionsweise die strukturelle Standfestigkeit unter Brandeinwirkung von Leichtbaustrukturen aus CFK oder Aluminium deutlich verlängern. Sie sind dabei so effizient wie herkömmliche Brandschutzsysteme, wie z.B. intumeszierende Beschichtungen, mit dem Vorteil, dass PML mit ihrer höheren Steifigkeit und Festigkeit zur Tragfähigkeit beitragen.

3. Experimentelle Untersuchungen

Im folgenden Kapitel werden die experimentellen Untersuchungen von CFK Schalenstrukturen im Intermediate-scale bezüglich ihrer Feuerwiderstandsfähigkeit und deren Ergebnisse beschrieben. Dazu werden repräsentative Aluminium und CFK Luftfahrtstrukturen sowie hinsichtlich Brandschutz modifizierte, versteifte und unversteifte CFK Schalen getestet.

Mit Feuerwiderstandsprüfungen an unversteiften und mit Flammenschutzlagen modifizierten CFK Schalen, wird effektiv der feuerwiderstandserhöhende Einfluss der Schutzlagen bestimmt. Gleichzeitig wird die Notwendigkeit des Abbilds von strukturellen Versteifung im Intermediate-scale deutlich, um ein realistisches Schalenstabilitätsverhalten nachzubilden. Die Prüfungen an repräsentativen stringerversteiften Rumpfschalen ermöglichen einen Vergleich zwischen dem Standard Aluminiumrumpf und dem modernen CFK Rumpf hinsichtlich ihrer Standfestigkeit unter Brandbeanspruchung. Dazu wird besonders die Funktion der Stringer herausgearbeitet und der Unterschied zu den unversteiften Schalen im Intermediate-scale aufgezeigt. Anschließend erfolgt eine Testreihe an Omega-stringerversteiften Schalen mit integrierten Keramikfaserlagen, in der die gewonnenen Kenntnisse aus den vorherigen Prüfungen genutzt werden, um ein innovatives Konzept für die Erhöhung des Feuerwiderstandes zu validieren. Die Versuche wurden an der Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung durchgeführt.

3.1 Intermediate-scale Fire Stability Test-setup

Der „Intermediate-scale Fire Stability Test-setup“ (IFST) wurde an der Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung entwickelt und hat seine Funktionalität in mehreren Feuerwiderstandsprüfungen an CFK Strukturen bewiesen [41–43]. Der gesamte Versuchsaufbau besteht aus einem Stützenprüfofen, einem Druckmodul und einem Ölbrenner, der nach CS 25.856 Appendix F Part VII betrieben wird [92]. Der Stützenprüfofen bietet einen abgeschlossenen Brandraum in Verbindung mit einer Rauchgasreinigungs-

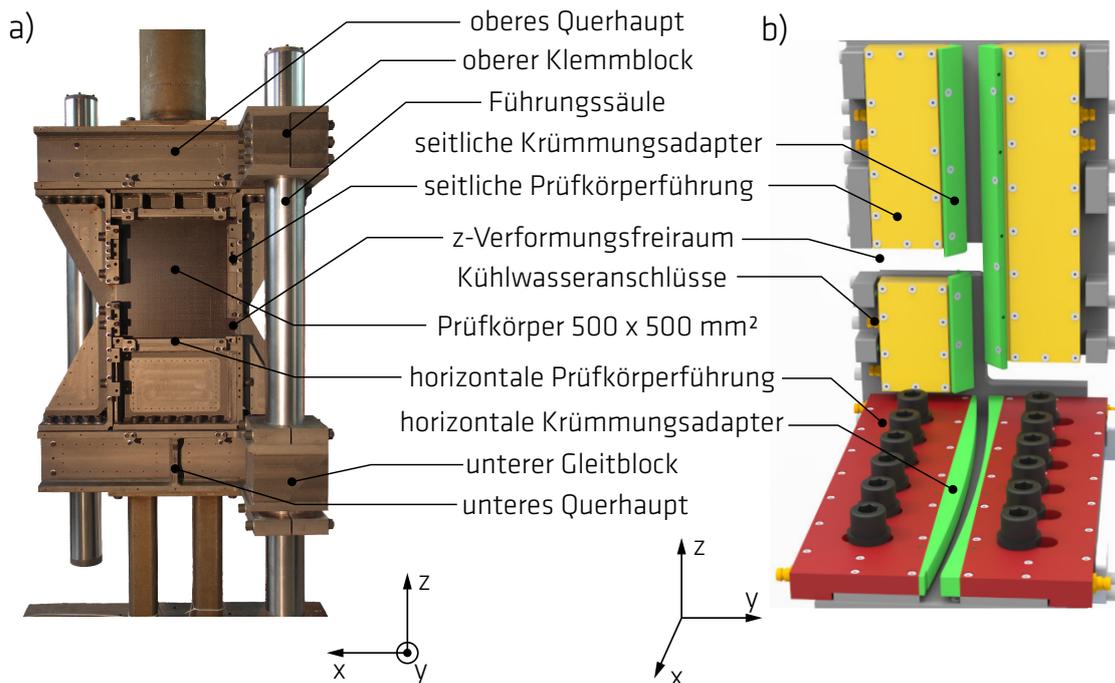


Abbildung 3.1: a) Foto des Druckmoduls, b) CAD-Modell: vergrößerte Schnittansicht der Prüfkörperführungen für gekrümmte Strukturen

anlage und schafft damit die Voraussetzungen für das direkte Beflammen von FKV. Das Druckmodul ist eine zwei Tonnen schwere Stahlkonstruktion. Das Konstruktionsprinzip basiert auf der „Compression After Impact (CAI)“ Vorrichtung nach ASTM Standard D 7137 [93] und wurde für den Entwurf des Druckmoduls vergrößert und weiterentwickelt, sodass Prüfkörper mit Dimensionen von $500 \times 500 \text{ mm}^2$ und $1000 \times 500 \text{ mm}^2$ getestet werden können. Das Druckmodul ist ausgelegt, um Druckkräfte von maximal 1 MN homogen in den Prüfkörper zu übertragen. Die Kräfte werden dabei von dem servohydraulischen Druckzylinder des Stützenprüfofens, der sich unterhalb des Druckmoduls befindet, aufgebracht und in das Druckmodul übertragen. Das obere Querhaupt ist auf den beiden Führungssäulen jeweils über die oberen Klemmblocke fixiert. Die zwei Führungssäulen sind jeweils in den unteren Gleitblöcken verschiebbar gelagert, sodass zwischen dem oberen und unteren Querhaupt nur eine translatorische Bewegung in z-Richtung stattfinden kann. Für Feuerwiderstandsprüfungen unter mechanischer Drucklast muss das Gewicht des oberen Querhauptes samt Führungssäulen berücksichtigt werden. Der Prüfkörper wird nach dem Einbau in das Druckmodul folglich mit einer Drucklast von 13,28 kN belastet. Bleche des Druckmoduls, die einer direkten Beflammung ausgesetzt sind oder sich während der Tests stark erwärmen könnten, sind mit

einer integrierten Frischwasserkühlung ausgestattet, um ungewollte thermische Dehnungen zu verhindern. Abbildung 3.1 a) zeigt eine Draufsicht des Druckmoduls mit einem eingespannten Prüfkörper ($500 \times 500 \text{ mm}^2$). In Abbildung 3.1 b) ist ein CAD-Modell der Prüfkörperführung, angepasst auf gekrümmte Strukturen, aufgezeigt. In dieser Schnittansicht liegt der Fokus auf den linken seitlichen und den unteren horizontalen Führungsblechen. Die untere Führung verhindert eine Verschiebung des Prüfkörpers in y-Richtung und ist für den oberen Bereich identisch. Krümmungsadapter ermöglichen das passgenaue Führen von gekrümmten Strukturen. Die seitliche Führung verhindert ebenfalls eine Verschiebung in y-Richtung und stellt damit eine Knickstütze dar. Die hier angebrachten Krümmungsadapter besitzen eine abgerundete Führungskante und können damit für verschiedene Prüfkörperkrümmungen eingesetzt werden, ermöglichen eine Rotation um die z-Achse und bilden eine gelenkige Lagerung. Die seitlichen Führungsbleche auf der rechten Seite sind identisch mit denen der linken, sind jedoch mittig an der x-z-Ebene gespiegelt, damit der Verformungsfreiraum in z-Richtung eine möglichst geringe Lagerungsimperfection auf das Stabilitätsverhalten des Prüfkörpers ausübt. Alle Führungsbleche sind ebenfalls mit einer integrierten Wasserkühlung ausgestattet.

Der Ölbrenner NexGen wurde von der FAA für Zulassungstests entwickelt und erzeugt einen Vollbrand, wie er in einem „post-crash“ Brandszenario in der Luftfahrt auftritt. Für die Feuerwiderstandsprüfungen wird eine speziell angefertigte Ofentür installiert, die den Brandraum des Stützenprüfofens abschließt und eine schwenkbare Aufhängung für den Brenner besitzt. Für jede Versuchsdurchführung wird der Brenner vorerst in eine um 60° aufwärts gerichtete Position fixiert und gezündet. Nach einer Aufwärmzeit von 120 Sekunden wird der Brenner nach unten auf eine horizontale Position, senkrecht auf den im Druckmodul belasteten Prüfkörper geschwenkt. Zuvor wird die statische Druckkraft, mit dem der Prüfkörper belastet wird, eingestellt und konstant gehalten. Mit dem Versagen des Prüfkörpers wird der Brenner ausgeschaltet, um jeden weiteren Wärmeeintrag zu verhindern. Es wird die Zeit bis zum mechanischen Versagen des Prüfkörpers, vom Augenblick dessen direkter Beflammung gemessen und definiert den Bewertungsmaßstab für die Standfestigkeit unter Brandeinwirkung.

3.2 Kalibrierung des NexGen Ölbrenners

Weltweit wird der NexGen Ölbrenner von verschiedenen Forschungseinrichtungen und Luftfahrtunternehmen für Zulassungstests betrieben und gilt als Standard. Die BAM betreibt ebenfalls einen NexGen Brenner, um den luftfahrttechnischen Zulassungsan-

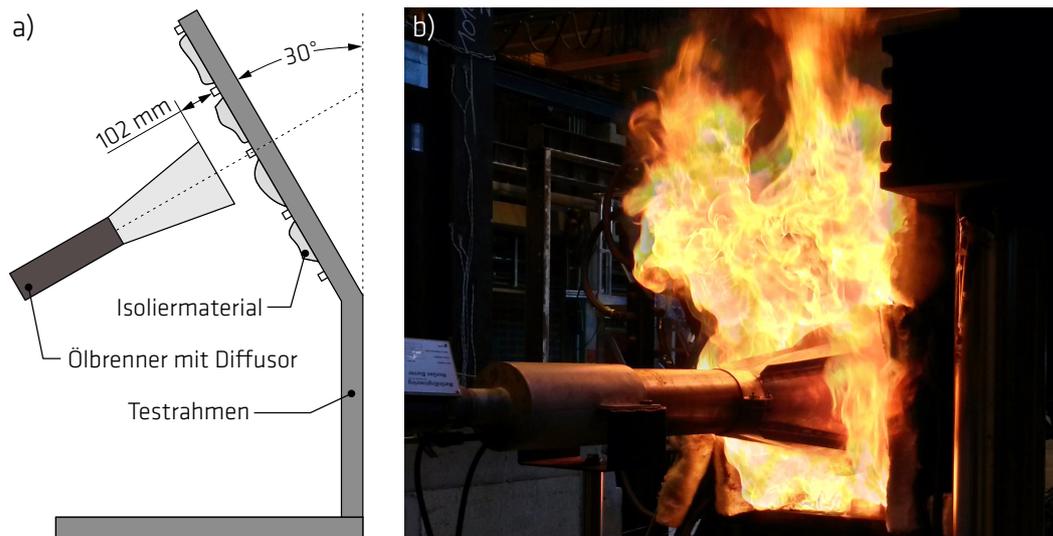


Abbildung 3.2: a) Versuchsaufbau für die Testmethode zur Bestimmung des Durchbrandwiderstandes von thermischen/akustischen Isoliermaterialien nach CS-25 Appendix F Part VII, vgl. [7] 1-App F-38, Figure 2, b) horizontale Brennerausrichtung im IFST und Vollbrand des NexGen

forderungen gerecht zu werden. Der Öl brenner wird nach CS-25, wie in Kapitel 1.3 aufgelistet, für Tests zur Brennbarkeit von Sitzpolstern und für die Testmethode zur Bestimmung des Durchbrandwiderstandes von thermischen/akustischen Isoliermaterialien vorgeschrieben. Letztere wird in dieser Arbeit verwendet, um die Standfestigkeit unter Brandeinwirkung von Aluminium und CFK Luftfahrtstrukturen zu untersuchen. Das Feuer muss dabei eine Durchschnittstemperatur von $1038 \pm 56^\circ\text{C}$ und eine Wärmestromdichte von $18,2 \pm 0,9 \text{ W cm}^{-2}$ in einem Abstand von 102 mm vom Diffusoraustritt des Brenners aufweisen. Im Appendix F Part VII der CS-25 ist der Aufbau und die Kalibrierung des Brenners vorgeschrieben und in Abbildung 3.2 a) skizziert. Hinsichtlich des Versuchsaufbaus des ISFT mussten konstruktive Abweichungen zur Vorschrift hingenommen werden, um den Gesamtaufbau realisieren zu können, indem ein FKV Prüfkörper im Intermediate-scale unter Druck belastet und gleichzeitig einem Vollbrand ausgesetzt ist. Laut Vorgabe wird der Prüfkörper in einem 30° Winkel in Bezug zur vertikalen Ebene beflammt. Im ISFT wird das Druckmodul in den Stützenprüföfen in einer aufrechten und geraden Position integriert, um eine korrekte Krafteinleitung zu garantieren. Aus diesem Grund kann eine senkrechte Beflammung des Prüfkörpers nur in einer horizontalen Brennerausrichtung umgesetzt werden, wie es in Abbildung 3.2 b), während eines Testlaufes außerhalb des Stützenprüföfens, zu sehen ist. Der voll entwickelte Brand des NexGen Öl brenners beflammt trotz horizontaler Ausrichtung die

3.2 Kalibrierung des NexGen Ölbrenners

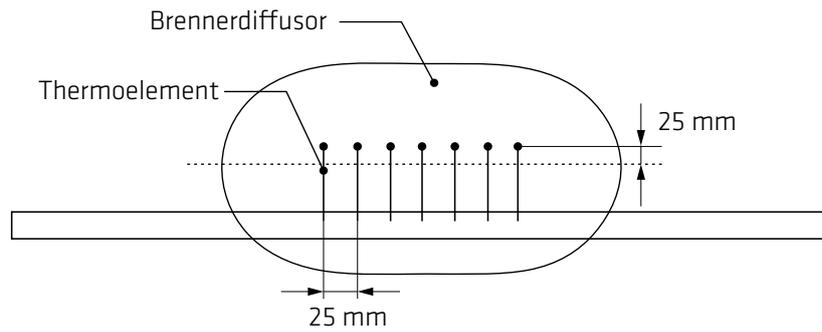


Abbildung 3.3: Versuchsaufbau zur Temperaturkalibrierung des NexGen Brenners nach CS-25 Appendix F Part VII, vgl. [7] 1-App F-42, Figure 5

gesamte Oberfläche des Prüfkörpers. Anders als in der Testmethode der CS-25 können die Flammen des Brenners nicht seitlich entweichen, da die Prüfkörperführungsbleche des Druckmoduls einen ca. 125 cm tiefen Kasten um den Prüfkörper bilden. Aus diesem Grund werden die Flammen teilweise seitlich zurückgeworfen und können den Brennerdiffusor zusätzlich aufheizen. Des Weiteren wird der Brenner an der BAM mit Heizöl extra leicht (EL) und nicht mit dem Kerosin Jet-A1 betrieben. Aufgrund der sich gleichenden Dichten von ca. $0,8 \text{ g cm}^{-3}$ und Heizwerte von ca. $42,5 \text{ MJ kg}^{-1}$ sind an dieser Stelle keine signifikanten Unterschiede in der Brennerleistung zu erwarten. Die Kalibrierung der Flammentemperatur erfolgt mit einem Thermoelementrechen, bestehend aus 7 Typ-K Thermoelementen mit einem Durchmesser von jeweils 3,2 mm. Dieser wird zur Kalibrierung in einem Abstand von 102 mm vor dem Brennerdiffusor angebracht, sodass die Thermoelementmessstellen 25 mm über der horizontalen Mittelachse des Brennerdiffusors liegen, siehe Abbildung 3.3. Für den Kalibriervorgang wird der Brenner in der nach oben gerichteten Position gezündet und für 120 Sekunden aufgewärmt. Nach dem Schwenk in die horizontale Position werden nach 60 Sekunden Stabilisationszeit, die Temperaturmesswerte für 30 Sekunden aufgezeichnet und über die 7 Thermoelemente gemittelt. Die erzielte Temperatur muss innerhalb der Vorgabe nach CS-25 liegen. Die erreichten, über 30 Sekunden gemittelten, Temperaturen an den Posi-

Durchlauf	TE 1	TE 2	TE 3	TE 4	TE 5	TE 6	TE 7	Mittelwert
1	1068,5	1095,1	1100,9	1107,4	1109,1	1106,9	1018,1	1086,6
2	1072,7	1100,3	1103,4	1106,9	1107,8	1112,2	1023,5	1089,5

Tabelle 3.1: Temperaturen in $^{\circ}\text{C}$ gemessen über einer Dauer von 30 Sekunden mit 7 Thermoelementen (TE) nach Abbildung 3.3 und Mittelwert während der Brennerkalibrierung

tionen der 7 Thermoelemente sind in Tabelle 3.1 aufgelistet. Der Kalibriervorgang wurde nach einer ausreichenden Abkühlungszeit wiederholt. Die Temperaturdaten zeigen, dass die Flammentemperatur innerhalb der geforderten Werte liegt und reproduzierbar ist.

Zur weiteren Charakterisierung der Flammeneigenschaften des Ölbrenners wird eine Wärmestromdichtemessung nach CS-25 vorgeschrieben. Diese hatte bei vorherigen Untersuchungen von Hörold et al. [41–43] zu schwer interpretierbaren Ergebnissen aufgrund des abweichenden Versuchsaufbaus geführt. Eine weltweit gängige und deutlich aussagekräftigere Methode zur Brennerkalibrierung sind Durchbrandtests mit unbelasteten Aluminiumplatten unterschiedlicher Materialstärke, wie sie in der Luftfahrt Verwendung finden. Die Durchbrandzeiten sind abhängig von Flammentemperatur, Wärmestromdichte, Prüfkörperdimensionen, dem Flammenbild und den geometrischen Randbedingungen. Für die Brennerkalibrierung des NexGen Ölbrenners an der BAM wurden jeweils zwei Aluminiumplatten ($500 \times 500 \text{ mm}^2$) der Legierung 2024-T351 mit einer Materialstärke von 2 mm, 3 mm und 4 mm bis zum Durchbrand beflammt. Die Aluminiumplatten wurden über die WMH GROUP GERMANY bezogen. Die Durchbrandzeiten über die Plattendicke sind in Abbildung 3.4 dargestellt. Dabei wird zwischen dem ersten und dem zweiten Durchlauf unterschieden. Die Ergebnisse werden mit den

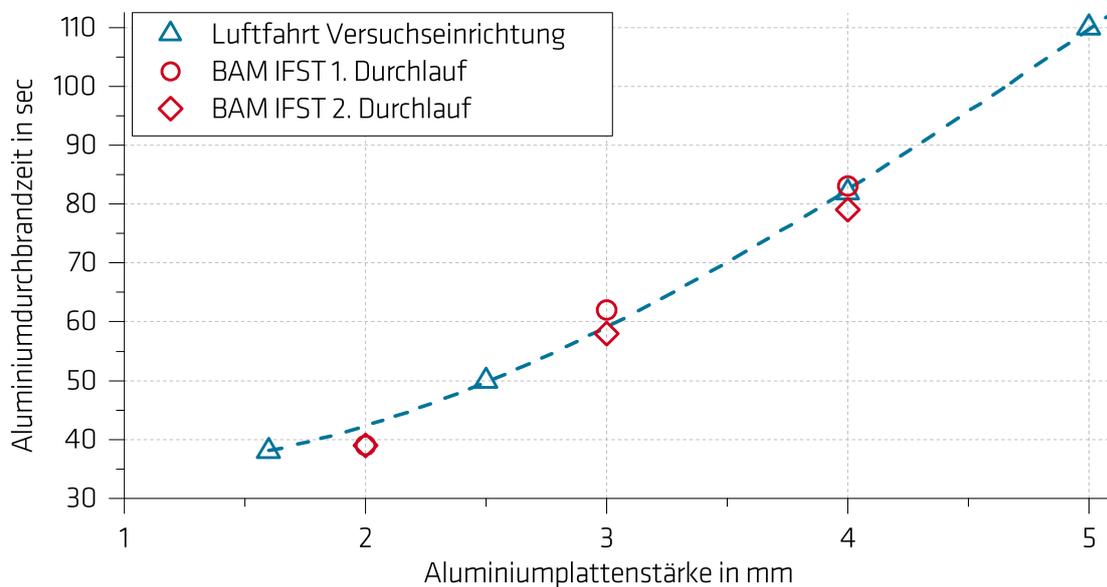


Abbildung 3.4: Durchbrandzeiten von Aluminiumplatten der Legierung 2024-T351 ($500 \times 500 \text{ mm}^2$) erzielt mit dem IFST in zwei Durchläufen im Vergleich zu den Durchbrandzeiten erzielt mit dem NexGen Ölbrenner an einer Versuchseinrichtung eines renommierten europäischen Luftfahrtunternehmens

Durchbrandzeiten von Aluminiumplatten der gleichen Legierung verglichen. Diese wurden ebenfalls mit dem NexGen Ölbrenner an einer Versuchseinrichtung eines größeren europäischen Luftfahrtunternehmens durchgeführt. Hierbei wurden die Vorgaben und der Versuchsaufbau, beschrieben in der CS-25 Appendix F Part VII, exakt eingehalten. Die Durchbrandzeiten werden durch den kubischen Fit in Tabelle 3.2 repräsentiert. Der Vergleich der Ergebnisse zeigt, dass die mit dem IFST erzielten Durchbrandzeiten sehr gut mit denen der luftfahrttechnischen Versuchseinrichtung übereinstimmen. Mit dieser Kalibrierung ist gezeigt, dass die Abweichungen vom Versuchsaufbau an der BAM, im Vergleich zu dem in der CS-25 geforderten, keine signifikanten Auswirkungen auf die Brennerleistung vorweisen. Es ist zu entnehmen, dass die Durchbrandzeiten des zweiten Versuchsdurchlauf minimal kürzer sind als die des ersten Durchlaufs. Deshalb wird eine Abkühlzeit des Versuchsaufbaus von mindestens 30 Minuten zwischen Feuerwiderstandsprüfungen mit dem IFST festgelegt. Die Ergebnisse wurden mit einer BrennerEinstellung von 3,5 bar Luftdruck und 7 bar Öldruck erreicht.

$$y = A + Bx + Cx^2 + Dx^3$$

$$A = 39,24 \quad B = -11,23 \quad C = 7,29 \quad D = -0,45$$
$$R^2 = 0,9999$$

Tabelle 3.2: Kubische Fit-Funktion für Durchbrandzeiten von Aluminiumplatten, erzielt an einer luftfahrttechnischen Versuchseinrichtung aus Abbildung 3.4 mit zugehörigen Koeffizienten und dem Bestimmtheitsmaß R^2

3.3 Unversteifte CFK Schalen mit integrierten Flamm- schutzlagen

Die in diesem Kapitel untersuchten CFK Schalen besitzen Flammenschutzlagen, die in den Laminataufbau integriert sind. Basierend auf den guten Feuerwiderstandseigenschaften der PML wird dieses Prinzip angewendet, um die Standfestigkeit unter Brandeinwirkung von CFK Schalen zu verbessern und die Zeit bis zum Versagen zu verlängern. Statische Belastungstest dienen zur Bestimmung der Bruchlast und zur Charakterisierung des mechanischen Versagens. Eine nichtlineare Finite-Elemente-Methode (FEM) Analyse wird angewendet, um das Stabilitätsverhalten sowie das Versagen der CFK Schale unter reiner Druckbelastung zu beleuchten. In Feuerwiderstandsprüfungen wird die Standfestigkeit unter Brandeinwirkung der CFK Schale sowie der, mit Flammenschutzlagen modifizierten, CFK Schalen untersucht.

3.3.1 Materialien

Die CFK Schalen bestehen aus 32 unidirektionalen (UD) carbonfaserverstärkten Prepreg Lagen mit einem Flächengewicht von 134 g m^{-2} . Ein quasiisotroper und symmetrischer Lagenaufbau resultieren in eine Wandstärke des ausgehärteten Systems von 4 mm. Dabei sind die jeweils beiden äußersten Lagen in einer $\pm 45^\circ$ Richtung orientiert, um eine erhöhte Beulstabilität zu erreichen [77]. Der Krümmungsdurchmesser von 4150 mm ist vergleichbar mit Rumpfdurchmessern von Flugzeugen der zivilen Luftfahrt mit Platz für 180 Passagiere. Es werden vier verschiedene Flammenschutzlagen symmetrisch in CFK Schalen des gleichen Laminataufbaus integriert, siehe Tabelle 3.3. Alle Konfiguration wurden durch das Corinna-Projektteam erarbeitet und festgelegt. Die Konfigurationen CFK-GF und CFK-Ti basieren auf Schutzschichten, die eine Barriere vor direkter

Konfiguration	Materialien	Lagenaufbau (+: 45° , -: 135°)
CFK	Prepreg	[+/-/90/-/0/+90/0/0/90/+0/-/90/-/+] _s
CFK-GF	Prepreg, S2-GF	[+/GF/-/90/-/0/+90/0/0/90/+0/-/90/-/+] _s
CFK-TPCF	Prepreg, TPCF	[+/-TPCF/90/-/0/+90/0/0/90/+0/-/90/-/+] _s
CFK-TP	Prepreg, TP	[+/TP/-/90/-/0/+90/0/0/90/+0/-/90/-/+] _s
CFK-Ti	Prepreg, Titan	[+/Ti/-/90/-/0/+90/0/0/90/+0/-/90/-/+] _s

Tabelle 3.3: Konfigurationen der CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen und ihr symmetrischer Lagenaufbau

Flammeneinwirkung für die darunter liegenden CFK Lagen darstellt. Titan (Ti) und S2-Glasfasern (GF) weisen eine hohe thermische Stabilität sowie eine sehr gute Chemikalienbeständigkeit auf [94]. Zusätzlich besitzt Titan eine geringe Wärmeleitfähigkeit sowie einen geringen thermischen Ausdehnungskoeffizienten. Das S2-Glasfasergewebe besitzt ein Flächengewicht von 49 g m^{-2} und wurde von der *Interglas Technologies GmbH* bezogen. Die Titanbleche weisen eine Materialstärke von $125 \mu\text{m}$ auf. Vergleichbar mit dem Wirkungsprinzip der PML ist zu erwarten, dass die Ti- und GF-Lagen aufgrund ihrer Schutzwirkung, die thermische Zersetzung der Epoxidharzmatrix in der CFK Schale verringern und verzögern. Die Konfigurationen CFK-TPCF und CFK-TP besitzen integrierte Thermoplastlayer (TP), die auf Polyetherimid (PEI) basieren. PEI weist eine geringe Brennbarkeit sowie eine geringe Rauchentwicklung während der Verbrennung auf und besitzt eine gute Kompatibilität zu Epoxidharzen. Die Glasübergangstemperatur von PEI liegt bei 217°C und bei Temperaturen über 540°C werden die flüchtigen Bestandteile der thermischen Zersetzung im CFK Laminat eingeschlossen und bewirken eine Delamination der angrenzenden CFK Lagen [95–97]. Es entsteht eine thermische Barriere von geringerer thermischer Leitfähigkeit als sie das übrige Material besitzt. Die PEI Folie *Ajedium Ultra 1000 Film* hat eine Materialstärke von $125 \mu\text{m}$ und wurde vom amerikanischen Hersteller *Solvay* bezogen. Die TPCF lagen bestehen ebenfalls aus einer PEI-Matrix, die zusätzlich durch Carbonfasern unidirektional verstärkt sind und eine Dicke von $141 \mu\text{m}$ vorweisen. Die PEI-Matrix hat einen Anteil von 34 Gew.-% und Hersteller ist *Toho Tenax*. Aufgrund der Faserverstärkung wird bei der CFK-TPCF Konfiguration die jeweils zweite äußere CFK Lage durch diese Flammenschutzlage mit dem gleichen Faserorientierungswinkel von 135° ersetzt, da davon ausgegangen wird, dass eine Kraftübertragung durch die Carbonfasern und PEI-Matrix gewährleistet wird.

3.3.2 Prüfkörperfertigung

Die CFK Schalenprüfkörper wurden am Deutschen Institut für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Braunschweig im Autoklav-Verfahren gefertigt. Die CFK Prepregs und Flammenschutzlagen, mit einer Abmessungen von jeweils $1225 \times 575 \text{ mm}^2$, wurden per Hand in eine gekrümmte Negativform gemäß Lagenaufbau aus Tabelle 3.3 abgelegt. Die Negativform weist eine Breite von 1470 mm , eine Länge von 2900 mm und einen Krümmungsdurchmesser von 4150 mm auf. Der jeweilige Lagenaufbau wurde mit einer Vakuumfolie überdeckt, an den Rändern mit Dichtband abgedichtet und anschließend evakuiert. Es wurde ein Autoklavdruck von 7 bar angelegt. Der Aushärtezyklus bestand aus einem

Aufheizen bis 180°C mit einer Heizrate von $1^{\circ}\text{C min}^{-1}$. Diese Temperatur wurde für 130 min gehalten und anschließend aktiv auf eine Temperatur von 65°C herunter gekühlt, ebenfalls mit einer Kühlrate von $1^{\circ}\text{C min}^{-1}$ und der Überdruck entlassen. An der BAM wurden die CFK Schalen in Prüfkörper mit einer Länge und Breite von $500 \times 495 \text{ mm}^2$ CNC gefräst, um eine Querdehnung der CFK Schalen im Druckmodul während einer Druckbelastung nicht zu behindern. Für jede Konfiguration wurden jeweils vier CFK Schalenprüfkörper gefertigt.

3.3.3 Statische Bruchlastversuche

Zur Ermittlung der statischen Bruchlast wird der CFK Schalenprüfkörper mit einer konstant ansteigenden Druckkraft von 1 kN s^{-1} bis zu dessen Bruch belastet. Der Hydraulikzylinder des Stützenprüfens ist dabei weggeregelt. Es werden drei Dehnungsmessstreifen (DMS) auf die horizontale Mittellinie der Vorderseite der CFK Schale appliziert. DMS-M sitzt in der Mitte der Schale und DMS-R und DMS-L jeweils links und rechts mit einem Abstand von 180 mm zur Mitte. Zusätzlich wird mittig auf der Rückseite ein DMS-B aufgebracht. Alle DMS messen die mechanische Dehnung in Richtung der Druckkraft des Hydraulikzylinders, dessen Verschiebung in Millimeter aufgezeichnet wird.

Die Dehnungen der CFK Schale in Promille über die Verschiebung des Hydraulikzylinders während des Bruchlastversuches sind in Abbildung 3.5 gezeigt. Dabei wird die auf der Rückseite gemessene Dehnung (DMS-B) invers über die rechte Ordinate aufgetragen, um einen direkten Vergleich der Dehnungswerte nach dem Beulen zu ermöglichen. Die zugehörigen Verformungen der CFK Schale sind in Abbildung 3.6 an den Punkten A, B und C dargestellt. Nach dem Einbau des Prüfkörpers, wird das obere Querhaupt des Druckmoduls auf den Prüfkörper herunter gelassen. Damit ist die CFK Schale bereits mit dessen Gewicht, welches einer Druckkraft von 13,3 kN entspricht, belastet. Aus diesem Grund wird der Prüfkörper bereits vor Versuchsstart negativ auf Vorder- und Rückseite gedehnt. Mit einer steigenden Verschiebung des Hydraulikzylinders wird ein linearer Anstieg der negativen Dehnungen an allen vier DMS Positionen gemessen, was eine homogene Krafteinleitung in den Prüfkörper repräsentiert. Während des Anstiegs (A) verformt sich die Schale leicht in Richtung der Schalenaußenseite. Bei einer Verschiebung von ca. 1,6 mm tritt ein Stabilitätsversagen auf und die CFK Schale schlägt sprunghaft in Richtung zur Schaleninnenseite durch. Mit dem Beulen (B) erhöht sich die negative Dehnung auf der Vorderseite abrupt auf ein lokales Minimum von $-3,2\%$.

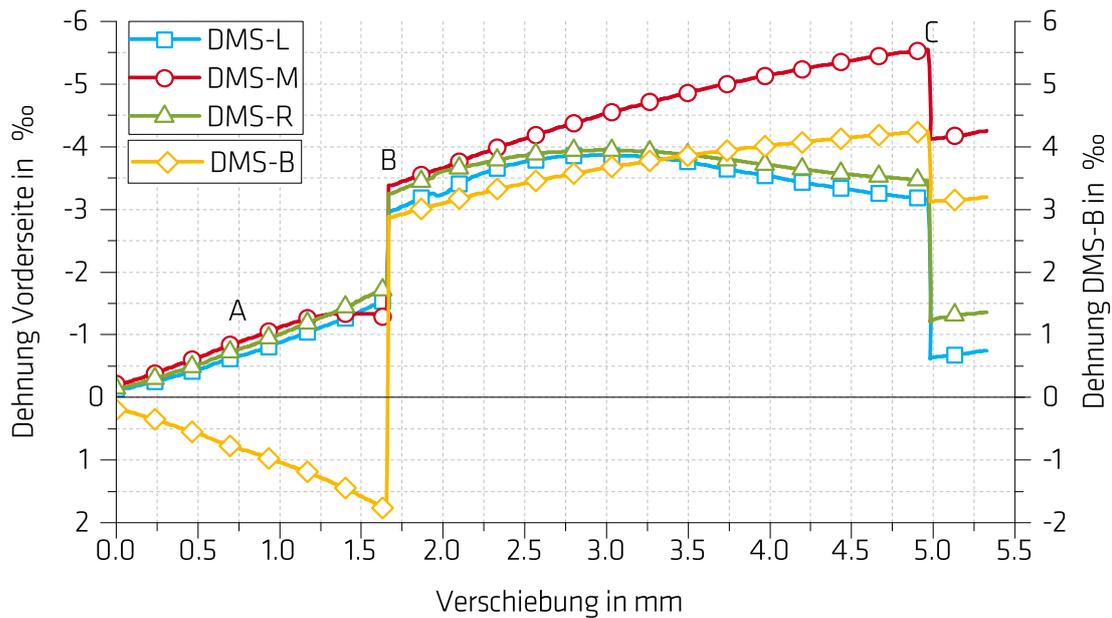


Abbildung 3.5: Dehnungen der CFK Schale in Promille auf der Vorder- und Rückseite über die Verschiebung des Hydraulikzylinders während eine Bruchlastversuches

Die Dehnung auf der Rückseite wechselt schlagartig in eine positive Dehnung von 2,9 ‰ über. Die entstandene rautenförmige Beule stellt eine neue Gleichgewichtslage dar, wobei die Vorderseite eine negative Dehnung, also eine Kompression, und die Rückseite eine positive Dehnung erfährt. Mit steigender Belastung expandiert ebenfalls die Beule, was durch ein Anwachsen der Absolutwerte der Dehnungen für DMS-M und DMS-B zu erklären ist. Der Unterschied in den Absolutwerten der Dehnung zwischen Vorder- und Rückseite an der mittigen Position ist dadurch zu erklären, dass der Prüfkörper, trotz einer Zugbelastung in den Randfasern auf der Rückseite, global komprimiert wird. Die globale Komprimierung verringert die positive Dehnung auf der Rückseite. Die Dehnungen an den Positionen von DMS-R und DMS-L erreichen ihr Minimum bei einer Verschiebung von ca. 2,8 mm und steigen danach leicht an. Bei einer Verschiebung von 5 mm ist die Bruchlast erreicht und die CFK Schale versagt schlagartig mit sichtbaren Brüchen im linken, oberen und rechten, unteren Bereich (C). Das Versagen führt zu einem abrupten Verlust der Absolutwerte der Dehnungen an allen vier Positionen.

Für jede Konfiguration werden jeweils zwei CFK Schalenprüfkörper (S1 + S2) in einem Bruchlasttest bis zum Versagen belastet. Dabei wiesen alle Prüfkörper, den beschriebenen Versagensmechanismus mit vorherigem Schalenbeulen auf, wobei nicht immer zwei Bruchstellen auftraten. Dies ist durch eine geringfügig ungleichmäßige Belastung des Prüfkörpers, aufgrund einer nicht zentrischen Krafteinleitung oder einer

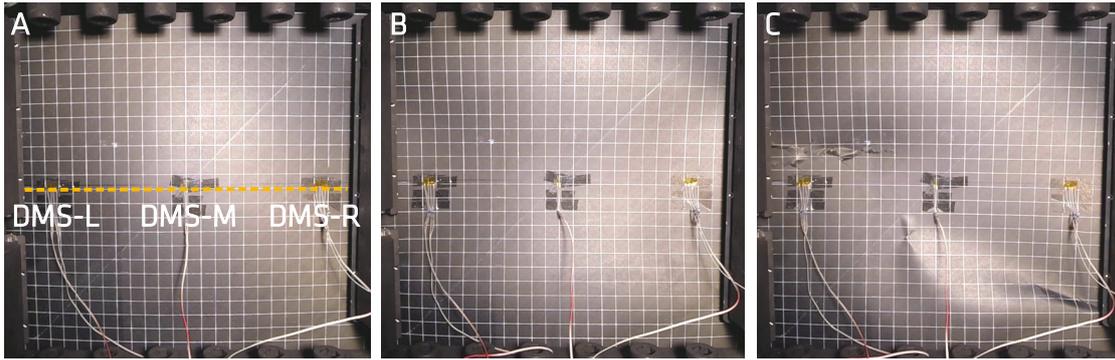


Abbildung 3.6: Frontansicht der CFK Schale während des Bruchlastversuches, A: vor dem Beulen der Schale, B: nach dem Beulen der Schale, C: beim Erreichen der Bruchlast

geringfügig unsymmetrischen Prüfkörpergeometrie, zu erklären. Weiterhin wird der Versuch automatisch beendet, sobald ein signifikanter Kraftabfall vom Steuerungssystem detektiert wird. Die kritische Beullasten und die Bruchlasten aller Konfigurationen, normiert auf die gemittelte Bruchlast der CFK Konfiguration, sind in Tabelle 3.4 zusammengefasst. Das Beulen der Schale in eine entfernte Gleichgewichtslage wird hauptsächlich durch fertigungsbedingte Imperfektionen und kleinste Störungen hervorgerufen und weist daher einen eher willkürlichen Charakter auf. Daher sind die Abweichungen der kritischen Beullasten zwischen dem ersten und zweiten Prüfkörper jeder Konfiguration höher als die der finalen Bruchlasten. Die CFK-TPCF Konfiguration weist die geringste kritische Beullast sowie Bruchlast im Vergleich zu den anderen Konfigurationen auf. Dies ist die einzige Variante, in der die jeweils zweite äußere CFK Lage des Originalaufbaus durch eine Flamm Schutzlage ersetzt wurde. Die Ergebnisse zeigen, dass die TPCF Lage, trotz Faserverstärkung, nicht die gleichen mechanischen

Konfiguration	krit. Beullast		Bruchlast		
	S1	S2	S1	S2	Mittelwert
CFK	0.747	0.794	1.023	0.977	1.0
CFK-GF	0.981	0.918	1.058	1.012	
CFK-Ti	0.864	1.020	0.969	0.949	
CFK-TPCF	0.634	0.724	0.899	0.949	
CFK-TP	0.716	1.039	1.070	0.903	

Tabelle 3.4: Kritische Beullasten und Bruchlasten aller CFK Schalenkonfigurationen, normiert auf die gemittelte Bruchlast der zwei unmodifizierten Schalen der CFK Konfiguration

Eigenschaften wie die CFK Lage vorweisen kann. Eine Delamination der CFK Lagen von der TPCF Lage wurde während der Bruchlastversuche nicht beobachtet. Die Konfigurationen CFK-GF und CFK-Ti erzielten höhere kritische Beullasten im Vergleich zur reinen CFK Schale. Die zusätzlich, unter die jeweils äußerste Lage, integrierte Glasfaser- und Titanlage erhöhen die Beulsteifigkeit signifikant, jedoch wurde für CFK-Ti eine starke Delamination der Titanbleche vom CFK Laminat beobachtet, was auf die unterschiedlichen Steifigkeiten zurückzuführen ist. Die normierte kritische Beullast des ersten Prüfkörpers der CFK-TP Konfiguration beträgt 0,716. Durch die Integration der TP Folie, die ein vernachlässigbares geringes E-Modul besitzt, wird keine Erhöhung der Beulsteifigkeit erwartet. Die zweite CFK-TP erzielte jedoch eine kritische Beullast von 1.039, die überdies höher als die erreichte Bruchlast ist. Dieses Resultat bestätigt, dass das Beulen der Schale ein sehr empfindlicher und nicht berechenbarer Vorgang ist. Die Bruchlast jeder CFK Schalenkonfiguration ist weniger durch die Flammenschutzlagen beeinflusst, als es die kritische Beullast ist. Die CFK-GF Prüfkörper zeigen eine leicht erhöhte Bruchlast im Vergleich zur CFK Konfiguration. Obwohl das S2-Glasfasergewebe trocken integriert wurde, muss eine gute Anbindung zu den CFK Lagen während der Herstellung stattgefunden haben. Insgesamt kann festgehalten werden, dass die integrierten Flammenschutzlagen keinen großen Einfluss auf das mechanische Verhalten der CFK Schalen unter Druckbeanspruchung vorweisen. Lediglich die CFK-TPCF Schalenprüfkörper erzielten eine um ca. 10 % verringerte kritische Beul- und Bruchlast, verglichen mit der unmodifizierten CFK Schale. Die Schalenprüfkörper mit zusätzlich integrierten S2-Glasfasergewebe wiesen eine um ca. 10 % erhöhte kritische Beullast und eine um ca. 5% angehobene Bruchlast auf.

3.3.4 FEM Analyse der CFK Schale im Bruchlastversuch

Zum besseren Verständnis des Stabilitätsverhalten der Intermediate-scale CFK Schale unter axialer Druckbelastung, wird eine nichtlineare FEM Analyse mit ANSYS® 17.2 durchgeführt. Das Modell der CFK Schale wird mit dem Präprozessor ANSYS Composite PrepPost® aufgebaut, der die 3D-Modellierung und Analyse jeder einzelnen CFK Lage ermöglicht. Der originale, quasiisotrope Lagenaufbau wird mit 32 unidirektionalen CFK Lagen abgebildet. Nach der Vernetzung besteht das CFK Schalen-Modell aus 504.000 Elementen. Der verwendete SOLSH 190 Elementtyp [98] ist eine lineare, 3D 8-Knoten „Volumen-Schale“ und eignet sich besonders, um mehrschichtige, dünne Schalenstrukturen abzubilden, siehe Anhang A.1, Abbildung A.2. Jeder Knoten

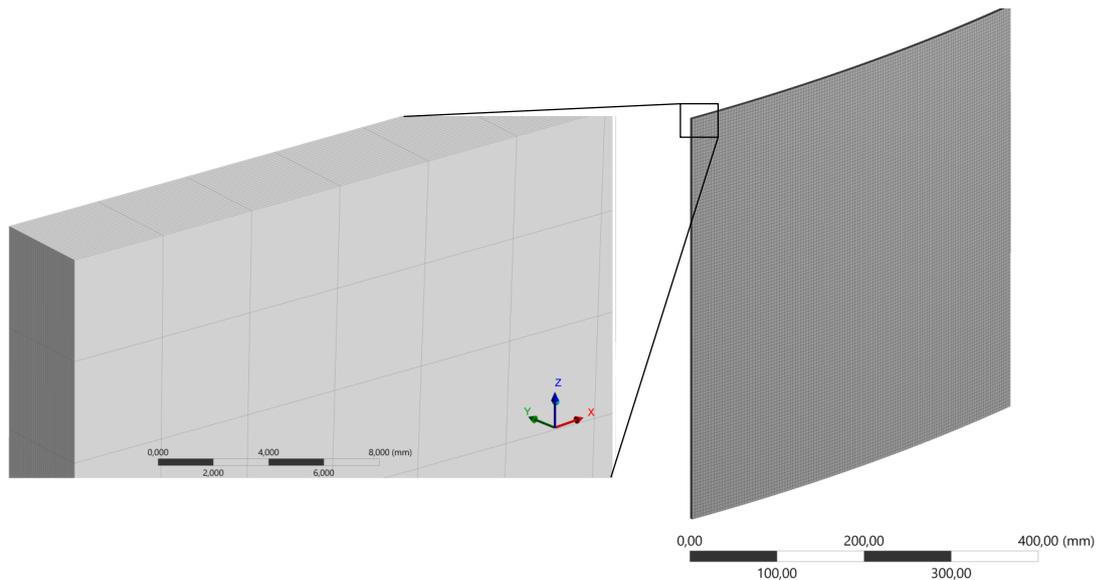


Abbildung 3.7: Mit 504.000 SOLSH 190 Elementen vernetzte CFK Schale bestehend aus 32 unidirektionalen CFK Lagen in quasiisotroper Schichtung

des Elements besitzt drei translatorische Freiheitsgrade, deren Genauigkeit durch die Mindlin-Reissner-Theorie [99] bestimmt wird, die eine Weiterentwicklung der Kirchhoff-Love-Theorie ist und Schubdeformationen über die Schalendicke berücksichtigt. Bei sehr dünnen und schlanken Elementen besteht eine „Locking“ Gefahr. Dies bedeutet für eine strukturmechanische Lösung, dass die errechneten Verschiebungen infolge der zu steifen Abbildung der Struktur zu klein sind und sich eine Konvergenz gegen die exakte Lösung nur sehr langsam oder gar nicht einstellt [100]. Aus diesem Grund verwendet das SOLSH 190 spezielle kinematische Formulierungen, die ein „Locking“ verhindern und die Genauigkeit von Dehnungen bei Biegung in der Ebene verbessern [101–104].

Abbildung 3.7 zeigt das FEM Modell der vernetzten CFK Schale und eine Vergrößerung der linken oberen Ecke, um die einzelnen abgebildeten Lagen kenntlich zu machen. Das Stabilitätsverhalten der unversteiften CFK Schale weist mit dem Beulen der Schale unter Druckbelastung ein nichtlineares Phänomen auf. Um dieses Verhalten mit einer FEM Analyse abbilden zu können, muss diese ebenfalls nichtlinear erfolgen. Damit das Beulen der Schale in der FEM Analyse ausgelöst werden kann, wird die CFK Schale mit einer geometrischen Imperfektion belegt [99]. Möglichst ungünstigste Imperfektionen für eine geometrisch nichtlineare Beulanalyse stellen die Beuleigenformen dar, die aus einer Eigenwert-Beulanalyse der zu untersuchenden Struktur gewonnen werden. Zunächst werden die Lagerungsrandbedingungen der CFK Schale gesetzt, die zunächst für die Eigenwert und im Anschluss für die nichtlineare Beulanalyse gelten, siehe Abbildung 3.8.

3.3 Unversteifte CFK Schalen mit integrierten Flammschutzlagen

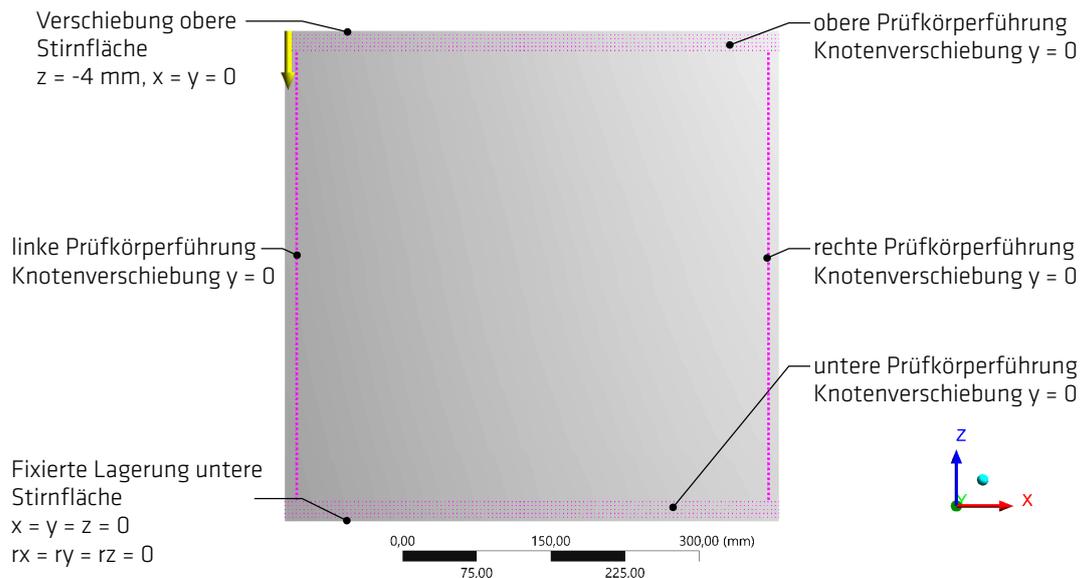


Abbildung 3.8: Lagerungsrandbedingungen der CFK Schale für die Eigenwert und nichtlineare Beulanalyse

Es wird eine fixierte Lagerung an der unteren, belasteten Stirnfläche der Schale angebracht, die alle translatorischen sowie rotatorischen Freiheitsgrade einschränkt. Die obere und untere Prüfkörperführung des Druckmoduls werden durch eine verhinderte Knotenverschiebung über die Prüfkörperdicke in y-Richtung realisiert. Die Knotenreihenlänge (z-Richtung) entspricht der Dicke der horizontalen Führungsbleche. An den Schalenrändern wirken die Knickstützen, die als vertikale diskrete Knotenlinien abgebildet werden und deren Verschiebung ebenfalls in y-Richtung verhindert ist. Für die obere Stirnfläche werden die Verschiebungen in x- und y-Richtung festgehalten, womit auch die Querkontraktion behindert wird. Aufgrund der Haftreibung zwischen den Belastungsflächen des Prüfkörpers und den Krafteinleitungsblechen des Druckmoduls während der Bruchlast- und Feuerwiderstandsversuche, wird an diesen Kontaktflächen eine Querkontraktionsbehinderung in der FEM Analyse abgebildet. Die aus der Eigenwert-Beulanalyse errechneten ersten beiden Beuleigenformen liegen sehr nahe beieinander, wobei die zweite Eigenform der tatsächlichen aus dem Bruchlastversuchen entspricht. Für die nichtlineare Beulanalyse wird eine geometrische Anfangsverformung verwendet, die der auf 20 % herunterskalierten zweiten Beuleigenform entspricht. Die nichtlineare Beulanalyse wird verschiebungsgesteuert gerechnet, wobei die obere Belastungsfläche um 4 mm in negative z-Richtung verschoben wird. Die Verschiebung wird in vier Lastschritten von je einem Millimeter aufgebracht, wobei der erste Millimeter in 16, der zweite in 46, der dritte in 26 und der letzte Millimeter in 12 Unterschritten

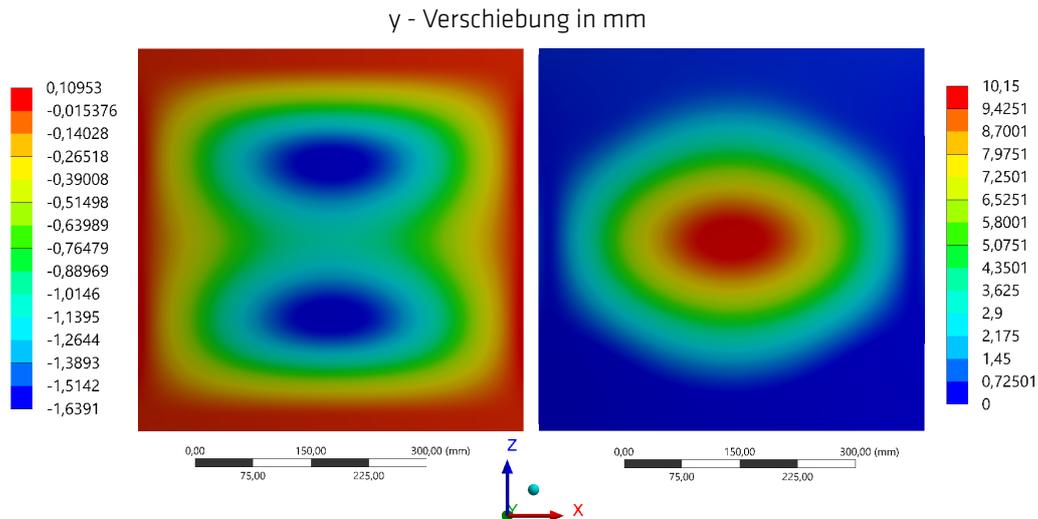


Abbildung 3.9: FEM Analyse: y-Verschiebung der CFK Schale während des Bruchlastversuches; links: kurz vor dem Beulen, rechts: kurz nach dem Beulen

aufgeteilt wird. Das Beulen findet bei einer Verschiebung von $z = -1,17$ mm statt. Die Beulformen der Schale kurz vor und nach dem Beulen sind in Abbildung 3.9 durch die Verschiebungen der Knoten in y-Richtung dargestellt. In der Abbildung 3.9 links weist die Schale eine Verformung in negativer y-Richtung auf, wobei zwei symmetrische Maxima von $y = -1,64$ mm das Beulbild zeichnen. Mit dem schlagartigen Beulen der CFK Schale entsteht eine stabile, rautenförmige Beule, deren Ausdehnung von $y = 10,15$ mm in die entgegengesetzte Richtung zur vorherigen Beule verläuft. Eine erneute lineare Beulanalyse der durchgeschlagenen Schale führte zu keinem Ergebnis. Daher wird davon ausgegangen, dass bis zum Erreichen der Bruchlast keine weitere Verzweigung auftritt. Zur Verifizierung der FEM Analyse wird die gemessene Dehnung des DMS-M aus dem Bruchlastversuch, Kapitel 3.3.3, mit der Dehnung der Schale aus der Simulation verglichen. Sie werden über die aufgebrachte Druckkraft des Hydraulikzylinders bzw. über die Reaktionskraft an der fixierten Lagerung aufgetragen. Dabei sind die Dehnungen und Druckkräfte auf die reale Dehnung bzw. Druckkraft kurz vor dem Beulen normiert und in Abbildung 3.10 aufgetragen. Im linearen Anfangsbereich stimmen die Kraftverläufe der FEM Analyse und der Versuchsergebnisse sehr gut überein. Vor dem Beulen (A) nimmt der Zuwachs der gemessenen negativen Dehnung ab, erfährt bei 88 % der Beullast ein lokales Minimum, welches unter der Beuldehnung liegt und steigt bis zum Beulen wieder an. Die errechnete Dehnung hingegen fällt nahezu linear bis zum Beulen ab. Bei Betrachtung des Bildmaterials vom Bruchlastversuch ist zu erkennen, dass sich bei Steigerung der Drucklast nur eine große Beule über die Länge und Breite der Schale

3.3 Unversteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen

ausformt. Kurz vor dem Beulen wächst diese überproportional an, sodass der Zuwachs der negativen Dehnungen aus der globalen Komprimierung der Schale durch die positive Dehnung aus der Beulform aufgehoben wird und kurz vor dem Beulen sogar übertroffen wird. Die nichtlineare FEM Analyse bildet dieses Verhalten, bedingt durch die Beulform, nicht exakt ab. Die vorgegebene Imperfektion in Form der abgeschwächten zweiten

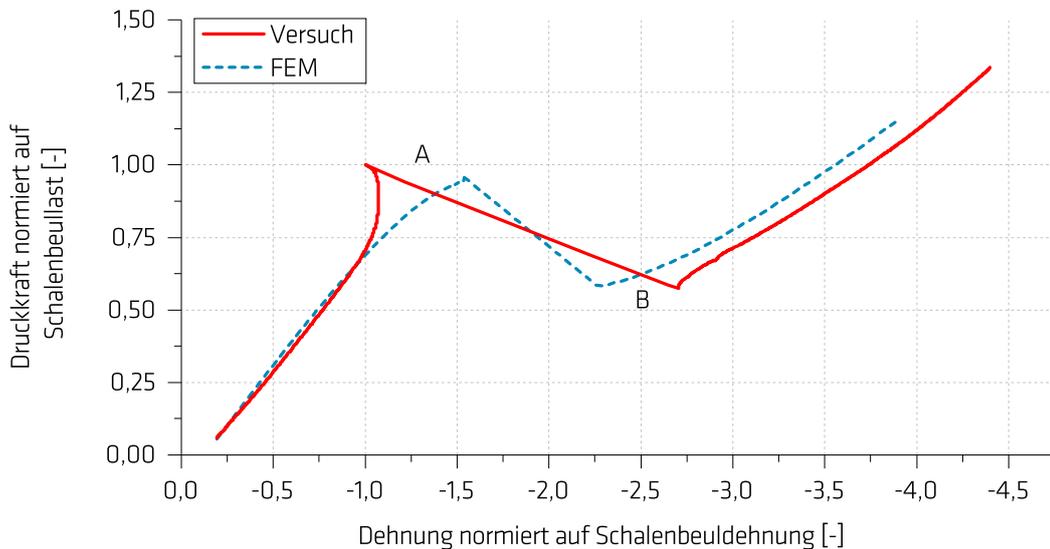


Abbildung 3.10: Vergleich der normierten Dehnungen in Lasteinleitungsrichtung der CFK Schale aus dem Bruchlastversuch und der FEM Analyse an der Position des DMS-M in Abhängigkeit der normierten Druckkraft

Beuleigenform, die der Beulform der Schale nach dem Beulen entspricht, verhindert die gleichmäßig ausgeprägte Beule im Vergleich zum realen Versuch. Durch diese geringe Abweichung in der Beulform, ergibt sich der Unterschied in den Dehnungen der Schale an der Position des DMS-M zwischen Versuch und FEM Rechnung. Bezogen auf die kritische Beullast (A), erzielt die FEM Analyse eine Genauigkeit von 96 %. Nach dem Beulen sinkt die gemessene und errechnete Druckkraft auf einen nahezu identischen Wert von 58 % der kritischen Beullast. Im weiteren Verlauf beträgt der Dehnungsunterschied zwischen Versuch und FEM Rechnung ca. 6 %. Die erfolgte nichtlineare FEM Analyse soll zum Verständnis des Versagensmechanismus der CFK Schale dienen und wird nicht zum Bestimmen von exakten kritischen Beullasten oder Bruchlasten genutzt. Daher werden die erzielten Ergebnisse der FEM Analyse als hinreichend genau angenommen und im Weiteren genutzt, um das Versagen der Schale zu erklären.

Zur Bestimmung der Versagensart der CFK Schale wird das Versagenskriterium nach Puck [105] angewendet, welches in ANSYS[®] implementiert ist. Der Vorteil dieses

Kriteriums ist die Unterscheidung von Zerstörungsformen der FKV Laminare in Faser- und Zwischenfaserbruchversagen. Der Faserbruch (FB) wird dabei mit einer Maximalspannungshypothese beschrieben, der nur durch faserparallele Beanspruchung auftreten kann. Die Anstrengung nimmt dann den Wert eins an, wenn der Betrag der Spannung σ gerade so groß ist, wie die Festigkeit R der Fasern, Gleichung 3.1.

$$\frac{\sigma_1}{R_{\parallel}^{(+)}} = 1 \cap \sigma_1 \geq 0 \cup -\frac{\sigma_1}{R_{\parallel}^{(-)}} = 1 \cap \sigma_1 < 0 \quad (3.1)$$

Eine Laststeigerung führt zum FB. Bei Belastungen des FKV quer zur Faserrichtung oder auf Schub, erfährt die Matrix eine wesentliche Beanspruchung. Aufgrund der geringeren Festigkeit der Matrix, führen bereits niedrige Spannungen zu deutlich höheren Anstrengungen, verglichen zur Faser. Diese Belastungsart führt folglich zum Zwischenfaserbruch (ZFB), der auf einer zur Faserrichtung parallelen Ebene eintritt. Für die in dieser Arbeit untersuchten dünnen CFK Strukturen wird der ebene Spannungszustand angenommen, das heißt die Normalspannungen in Dickenrichtung sind Null. Mit dieser Annahme reduziert sich die ursprüngliche 3D-Beanspruchung eines FKV zu einer 2D-Beanspruchung, die mit einer Quernormal- und Quer-Längs-Schubspannung abgebildet werden kann. Bei dieser mehrachsigen Belastung wird die ZFB-Charakteristik über drei Versagensmodi beschrieben, siehe Abbildung 3.11. Der Modus A beschreibt das

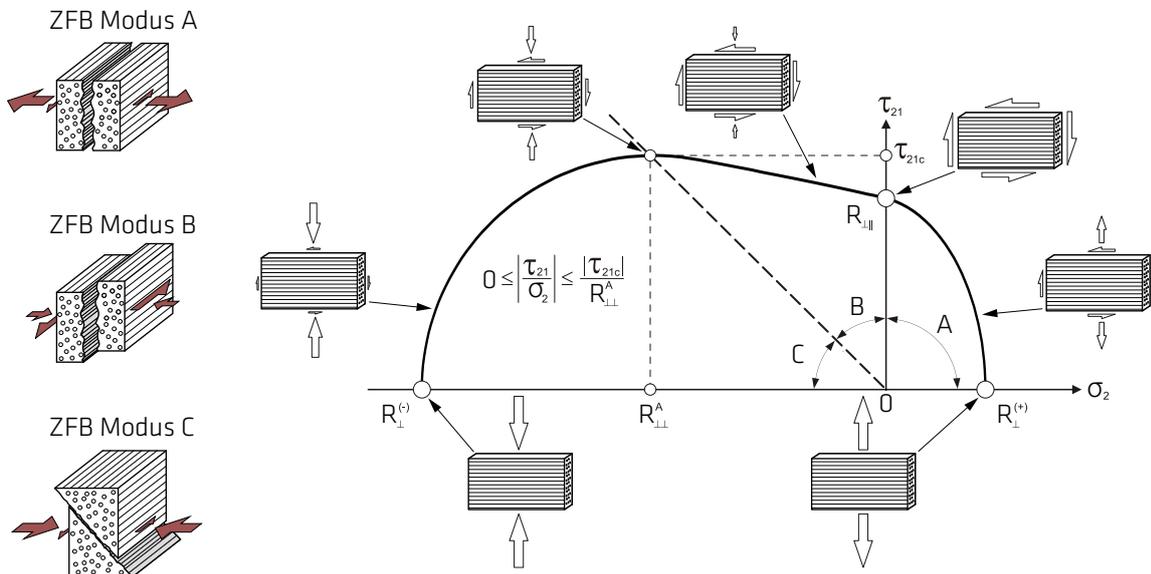


Abbildung 3.11: 1. und 2. Quadrant der zur fasersenkrechten Spannungsachse symmetrischen ZFB-Ebene der unidirektionalen Einzelschicht nach Puck [105] mit den verschiedenen Beanspruchungsvarianten und Bruchmodi, vgl. [106] S.17 Abbildung 2.3 und [94] S.413 Abb. 17.11

ZFB-Versagen für eine kombinierte Querzug-Schubbeanspruchung ($\sigma_2 > 0$; τ_{21}) der UD-Schicht anhand einer Ellipsengleichung. Diese bildet die Bruchkurve im ersten Quadranten und beschreibt den Zustand indem die Anstrengung gleich Eins ist. Die Lastzustände durch eine kombinierte Querdruck-Schubbeanspruchung ($\sigma_2 < 0$; τ_{21}) werden durch die Bruchmodi B und C beschrieben. Im Bruchmodus B dominiert die Schubbeanspruchung, die hauptsächlich für das Versagen des FKV verantwortlich ist. Die Druckspannung wirkt bei dieser Art der Beanspruchung stabilisierend, da sie Mikrorisse schließt. Dies führt zu einer erhöhten inneren Reibung, die verstärkend auf den FKV wirkt. Folglich ist die ertragbare Schubspannung τ_{21c} größer, als die durch die Schubfestigkeit $R_{\perp\parallel}$ definierte maximal ertragbare Schubspannung im einachsigen Spannungszustand. Der Bruchmodus C wird bei steigender Querdruckspannung erreicht und ist durch einen von Null verschiedenen Bruchwinkel charakterisiert. Dieser Bruchmodus muss als kritischster der drei angesehen werden, da beim Versagen eine Verschiebung des FKV in Dickenrichtung stattfindet und dadurch benachbarte Schichten zusätzliche Lasten erfahren. Beim Bruchmodus A und B entstehen lokale Schäden in der Einzelschicht wobei die Tragfähigkeit des Verbundes erhalten bleiben kann. Im folgenden sind die Gleichungen der Bruchkurven für alle drei Versagensmodi angegeben:

$$\text{Modus A: } \sqrt{\left(\frac{\tau_{21}}{R_{\perp\parallel}}\right)^2 + \left(1 - p_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{R_{\perp}^{(+)}}{R_{\perp\parallel}}\right)^2 \left(\frac{\sigma_2}{R_{\perp}^{(+)}}\right)^2} + p_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{\sigma_2}{R_{\perp\parallel}} = 1 \quad (3.2)$$

$$\text{Modus B: } \frac{1}{R_{\perp\parallel}} \left(\sqrt{\tau_{21}^2 + \left(p_{\perp\parallel}^{(-)} \sigma_2\right)^2} + p_{\perp\parallel}^{(-)} \sigma_2 \right) = 1 \quad (3.3)$$

$$\text{Modus C: } -\frac{R_{\perp}^{(-)}}{\sigma_2} \left[\left(\frac{\tau_{21}}{2 \cdot R_{\perp\parallel} (1 + p_{\perp\perp}^{(-)})} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{R_{\perp}^{(-)}} \right)^2 \right] = 1 \quad (3.4)$$

Die Neigungparameter $p_{\perp\parallel}^{(+)}$ und $p_{\perp\parallel}^{(-)}$ dienen zur Vorgabe der Steigung der Bruchkurve im Schnittpunkt mit der Schubspannungsachse und bilden damit den Übergang von Bruchmodus A in Modus B. Aufgrund der verschiedenen Versagensformen des Werkstoffes müssen beide nicht zwingend den gleichen Wert annehmen. Für CFK werden die Parameter nach [94] mit $p_{\perp\parallel}^{(+)} = 0,35$ und $p_{\perp\parallel}^{(-)} = 0,3$ angenommen. Der Neigungparameter $p_{\perp\perp}^{(-)}$ dient zur Anpassung der Parabel des Bruchmodus B mit der Ellipse des Bruchmodus C und wird wie folgt berechnet:

$$p_{\perp\perp}^{(-)} = p_{\perp\parallel}^{(-)} \frac{R_{\perp\perp}^A}{R_{\perp\parallel}} \quad (3.5)$$

Die ZFB-Kurve ist an dem Wechsel von Modus B zu C durch das Wertepaar $R_{\perp\perp}^A$ und τ_{21} definiert. Die Festigkeit und Schubspannung in diesem Punkt berechnen sich zu:

$$R_{\perp\perp}^A = \frac{R_{\perp\parallel}}{2p_{\perp\parallel}^{(-)}} \left(\sqrt{1 + 2p_{\perp\parallel}^{(-)} \frac{R_{\perp\perp}^{(-)}}{R_{\perp\parallel}}} - 1 \right) \quad (3.6)$$

$$\tau_{21c} = R_{\perp\parallel} \sqrt{1 + 2p_{\perp\perp}^{(-)}} \quad (3.7)$$

Die Abschwächungsfaktoren, die den Einfluss von faserparalleler Spannung auf den ZFB beschreiben, werden mit $m = s = 0,5$ nach [94] abgeschätzt, siehe Anhang A.3, Tabelle A.2.

Die beschriebenen Versagenskriterien nach Puck werden im Folgenden auf die durchgeschlagene CFK Schale aus der nichtlinearen FEM Analyse angewendet. Die verwendeten Festigkeitsgrenzen der UD-Einzelschicht sind im Anhang A.3, Tabelle A.1 aufgeführt. ANSYS® bietet dafür ein Tool zur FKV-Versagensbewertung, das für einen Lastschritt die Versagenskriterien für alle Lagen des Verbundes auswertet und die Versagensmodi am jeweiligen Element in der jeweiligen Einzelschicht ausgibt. Der kritischste Versagensmodus kann dann separat in der höchst belasteten Schicht wiedergegeben werden. Die Auswertung ergibt, dass die erste, äußere 45°-Lage die am höchsten belastete des Verbundes ist. Die Faseranstrengung auf Druck- und Zugbelastung sind in Abbildung 3.12 dargestellt. Es ist der Belastungszustand angegeben, in dem die FB Anstrengung den Wert Eins erreicht hat. Das Bruchkriterium unter Zugbelastung kann im selben Zustand als unkritisch angesehen werden. Ebenso liegen die Anstrengungen für einen ZFB weit

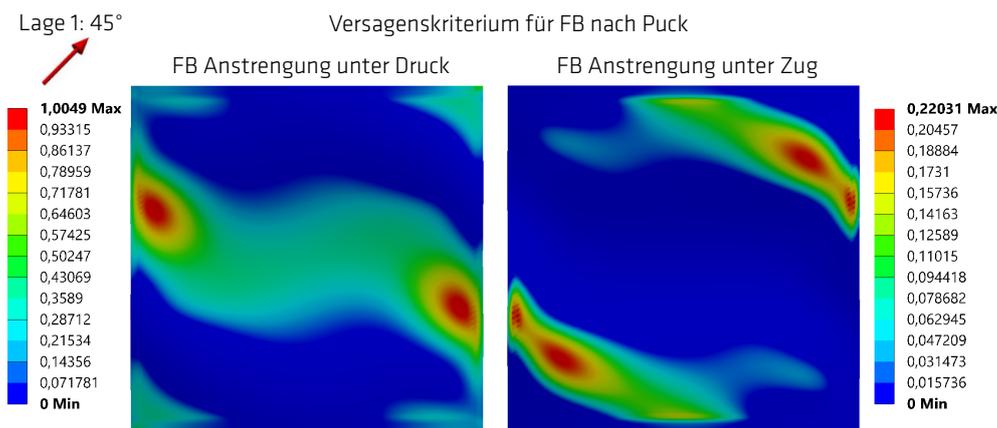


Abbildung 3.12: FEM Analyse: FB Anstrengung der CFK Schale nach Puck für Druckbelastung (links) und Zugbelastung (rechts) für die äußere 45°-Lage im Belastungszustand bei Faserbruch

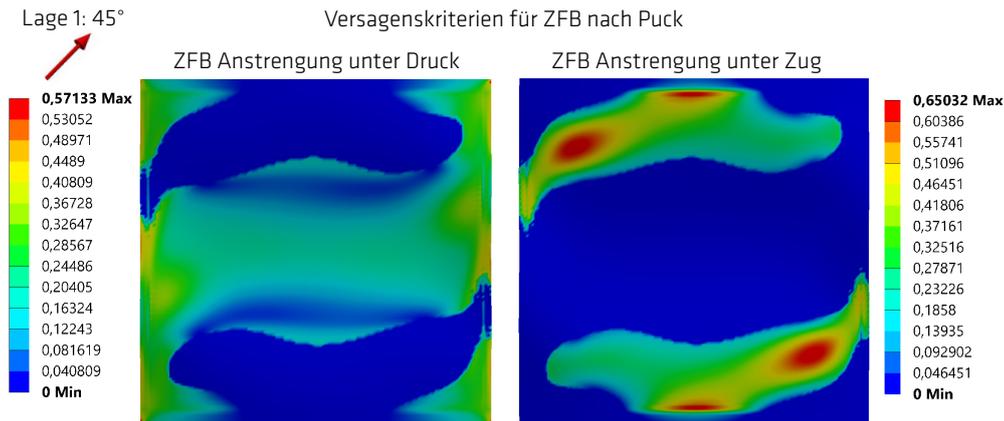


Abbildung 3.13: FEM Analyse: ZFB Anstrengung der CFK Schale nach Puck für Druckbelastung (links) und Zugbelastung (rechts) für die äußere 45°-Lage im Belastungszustand bei Faserbruch

unter den maximal ertragbaren Druck- und Zugspannungen, siehe Abbildung 3.13. Die Lage der FB Anstrengungen unter Druckspannung mit dem Wert Eins liegen am linken und rechten Rand in der ersten Lage der gebeulten CFK Schale. Ebenfalls stimmen die vertikalen Positionen der Faserbrüche mit den Bruchstellen der CFK Schale aus dem Bruchlastversuch sehr gut überein. Für die zweite Lage mit einem Faserorientierungswinkel von 135° ergibt sich ein an der vertikalen Mittelachse der Schale gespiegeltes Anstrengungsmuster für FB mit einer Anstrengung von 96 %. Diese Erkenntnis erlaubt die Schlussfolgerung, dass die Faserbrüche infolge zu hoher Druckspannungen in der äußeren 45°-Lage zu einem Versagen der gesamten Struktur führen. Der Betrag der Anstrengung für FB ist in beiden angezeigten Positionen vom Betrag her gleich. Dies bedeutet für den realen Belastungsfall, sollte der FB aufgrund einer Imperfektion auf einer Seite minimal früher eintreten, ändert sich das Spannungsbild schlagartig und es kann nur eine Bruchstelle auftreten, wie es auch die Versagensbilder aus den Bruchlastversuchen wiedergeben.

3.3.5 Feuerwiderstandsprüfung unter Drucklast

Für jede, der in Tabelle 3.3 aufgeführten CFK Schalenkonfigurationen, werden zwei Prüfkörper in einer Feuerwiderstandsprüfung getestet. Dabei wird der Prüfkörper mit einer Drucklast konstant belastet, die 40 % der Bruchlast der unmodifizierten CFK Schale entspricht. Die Belastung wurde anhand der Berechnungen aus Kapitel 2.1 und nach Vorgabe der Projektpartner festgelegt. In Abbildung 3.14 werden die aufgebrachten

Prüflasten des Hydraulikzylinders des Stützenprüfens während der Feuerwiderstandsprüfung eines Prüfkörpers aus jeder Konfiguration über die Versuchszeit aufgetragen. Die oberen Graphen zeigen die erreichten Versuchsergebnisse der CFK-GF und CFK-Ti Konfigurationen. Die äußere Schalenseite wurde mit dem voll entwickelten Brand des Ölbrenners direkt beflammt, mit der Folge, dass die Glasübergangstemperatur der Epoxidharzmatrix ($T_g \approx 177^\circ\text{C}$) in den äußeren Lagen schnell überschritten wurde. Die erste und zweite Lage sind besonders für die Beulstabilität verantwortlich, aufgrund ihrer Position und der $\pm 45^\circ$ Faserorientierung. Ihr Verlust durch Erweichen und Ausbrennen der Matrix bedeutet eine Reduktion der ertragbaren kritischen Beullast, die durch voranschreitender Schädigung von darunter liegenden Lagen weiter verringert wird. Deshalb tritt, wie im Kalttest, ein Beulen der Schale für alle Konfigurationen auf. In der Feuerwiderstandsprüfung jedoch nicht durch eine steigende aufgebrauchte Druckbelastung, sondern vielmehr aufgrund einer effektiv ansteigenden Druckbelas-

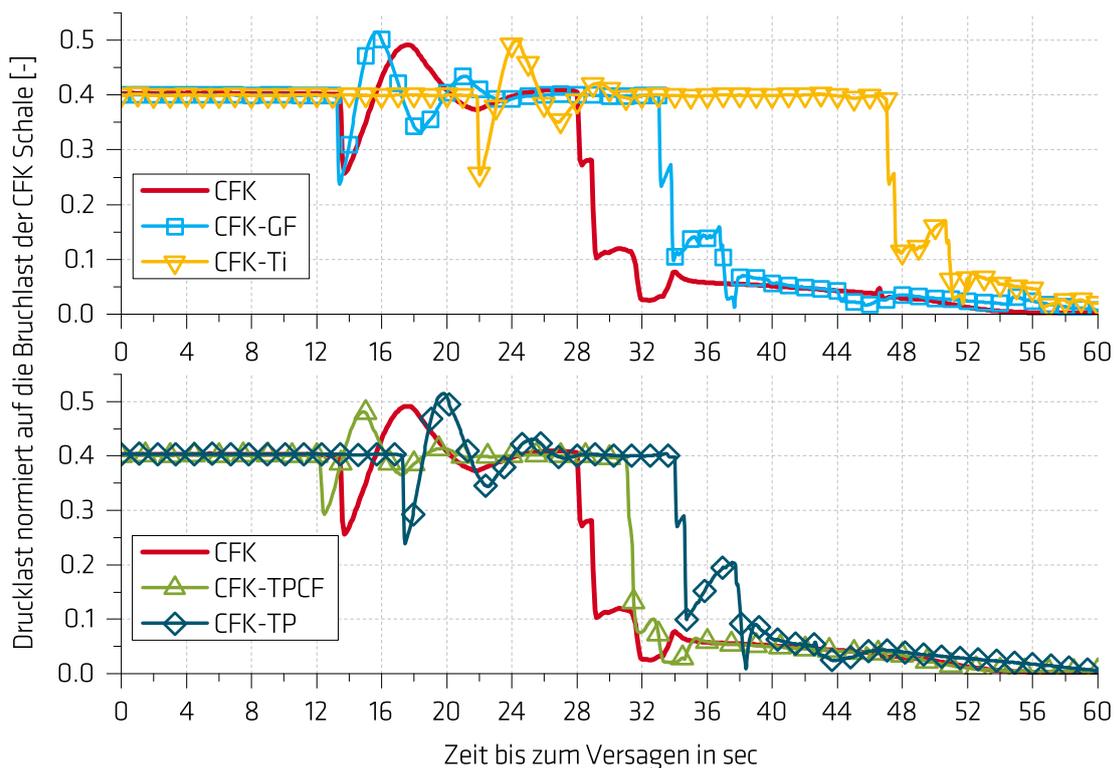


Abbildung 3.14: Drucklast des Hydraulikzylinders während der Feuerwiderstandsprüfung eines Prüfkörpers jeder Konfiguration, normiert auf die Bruchlast der CFK Schale über der Zeit bis zum Versagen; oben: Konfigurationen CFK-GF und CFK-Ti im Vergleich mit der CFK Konfiguration, unten: Konfigurationen CFK-TPCF und CFK-TP im Vergleich mit der CFK Konfiguration

3.3 Unversteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen

tung innerhalb des Prüfkörpers, die auf den Verlust von immer mehr CFK Lagen mit fortlaufender Versuchszeit zurückzuführen ist. Die unmodifizierte CFK Schale schlug nach 13 Sekunden durch, ebenso wie die Schale mit integriertem Glasfasergewebe. Dies ist anhand des abrupten Abfalls der, durch den Hydraulikzylinder aufgebracht, Last zu erkennen. Das Beulen der CFK Schale mit integrierten Titanblechen erfolgte deutlich später bei einer Beflammungsdauer von 22 Sekunden. Die Versuche werden mit Kraftregelung gefahren, was zu einem nachjustieren der aufgetragenen Drucklast durch das Regelungssystem führt. Der Stützenprüfofen ist für weitaus trägere und höher belastete Systeme ausgelegt, was dazu führt, dass das Nachregeln der Druckkraft ein Überschwingen der erzielten Belastung zur Folge hat. Nach dem Einpendeln der Belastung wird die Druckkraft konstant gehalten und die Schale verbleibt in ihrem durchgeschlagenen Zustand, bis ein Strukturversagen stattfindet. Das Strukturversagen der CFK Schale tritt nach 28 Sekunden ein und ist durch einen erneuten schlagartigen Abfall der Drucklast charakterisiert, welcher durch eine kleine Stufe mit kurzzeitiger Krafterhöhung unterbrochen ist. Bei Betrachtung von Abbildung 3.15 rechts, sind auf der Rückseite der CFK Schale nach der Feuerwiderstandsprüfung Bruchstellen am linken und rechten Rand der Schale zu erkennen. Das Versagen auf der linken Seite trat vor dem auf der rechten Seite auf, wodurch das Kraftregelungssystem nach dem ersten Versagen die Kraft kurzzeitig erhöhen konnte. Nach dem Bruch auf der rechten Seite wurde der Versuch, aufgrund der großen Verschiebung entlang der Belastungsachse, automatisch abgebrochen und das Beflammen beendet. Das Versagensbild wird durch die beiden seitlichen Bruchstellen dominiert und durch eine große, mittige Falte, die die Brüche verbindet, vervollständigt. Im mittigen Bereich der Rückseite verlaufen



Abbildung 3.15: CFK Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; links: dem Vollbrand ausgesetzte Schalenaußenseite, rechts: Schaleninnenseite

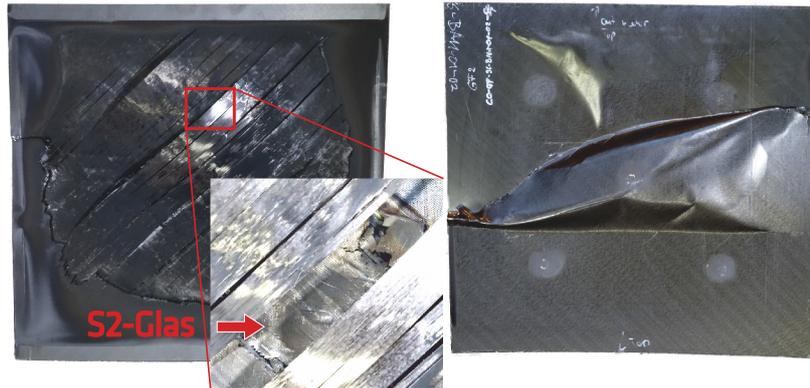


Abbildung 3.16: CFK-GF Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; links: dem Vollbrand ausgesetzte Schalenaußenseite mit Vergrößerungsausschnitt, rechts: Schaleninnenseite

zusätzlich kleine Risse und Brüche, die eine Ausrichtung entlang der Falte und senkrecht sowie parallel zur Faserausrichtung aufweisen. Die Vorderseite, Abbildung 3.15 links, ist durch einen großen Runden Bereich geprägt, in dem die Epoxidharzmatrix vollständig bis zur 6.–8. Lage ausgebrannt ist und die reinen Carbonfasern zu erkennen sind. Die Schale der CFK-GF Konfiguration konnte der kombinierten Belastung 5 Sekunden länger standhalten als die reine CFK Schale, obwohl sich das Beulen nach etwa der gleichen Versuchszeit ereignete. Dies zeigt, dass die integrierten S2-Glasfasergewebe keine thermisch isolierende Barriere aufbauen können, wohl aber die darunter liegenden CFK Lagen vor einer direkten Beflammung für einen gewissen Zeitraum schützen. Eine der beiden Schalen mit integrierten S2-Glasfasergewebe nach der Feuerwiderstandsprüfung, wird in Abbildung 3.16 gezeigt. Auf der Vorderseite ist in dem Vergrößerungsausschnitt das brüchige und fragile Glasfasergewebe unter der ersten CFK Lage zu erkennen. Die Temperaturbeständigkeit des S2-Glases reicht nicht aus, um den erzeugten Flammentemperaturen und der Wärmestromdichte für einen längeren Zeitraum standzuhalten. Auf der Rückseite zeichnet sich ein sehr ähnliches Versagensbild wie bei der reinen CFK Schale ab, mit dem Unterschied, dass die Positionen der seitlichen Brüche und der damit verbundene Verlauf der Falte an der horizontalen Mittellinie gespiegelt sind.

Das beste Ergebnis erzielte die Konfiguration mit integrierten Titanblechen. Der Prüfkörper mit der längsten Zeit bis zum Versagen hielt der mechanischen Last und der Beflammung für 47 Sekunden stand. Titan besitzt eine Schmelztemperatur von 1668°C , welche deutlich über der Flammentemperatur des Ölbrenners liegt. In Abbildung 3.17 oben ist einer der beiden Prüfkörper in CFK-Ti Konfiguration dargestellt. Der Vergrößerungsausschnitt auf der Vorderseite zeigt komplett ausgebrannte Carbonfasern



Abbildung 3.17: Oben: CFK-Ti Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; links: dem Vollbrand ausgesetzte Schalenaußenseite mit Vergrößerungsausschnitt, rechts: Schaleninnenseite; unten: vom CFK delaminierte Titanbleche; links: Rückseite des äußeren Blechs, rechts: Vorderseite des inneren Blechs

der ersten Lage und das direkt darunter liegende Titanblech. Dieses weist die Auswirkungen der mechanischen Verformung durch die Komprimierung des Prüfkörpers auf. Auf der Rückseite zeichnet sich das bekannte Versagensbild hinsichtlich der Lage der Bruchstellen ab. Zudem ist eine deutliche Delaminierung der innersten CFK Lage von dem innen liegenden Titanblech zu erkennen. Die Delaminierung der Titanbleche vom restlichen FKV war sehr ausgeprägt, sodass die Titanbleche durch einfaches Abziehen getrennt werden konnten. Die Bleche sind in Abbildung 3.17 unten abgebildet. Auf der linken Seite ist die Rückseite des äußeren Titanblechs zu sehen. Neben der mechanischen Verformung ist auch eine deutliche thermische Deformation im Bereich des stärksten Einwirkens der Brennerflamme zu erkennen. Ebenso zeichnet sich schwarzes, nicht komplett zersetztes Epoxidharz auf der Rückseite ab. Auf der rechten Seite der Abbildung wird die Vorderseite des inneren Titanblechs gezeigt. Hier ist lediglich eine mechanische Deformation auszumachen, die deutlich die Positionen der seitlichen Brüche sowie den

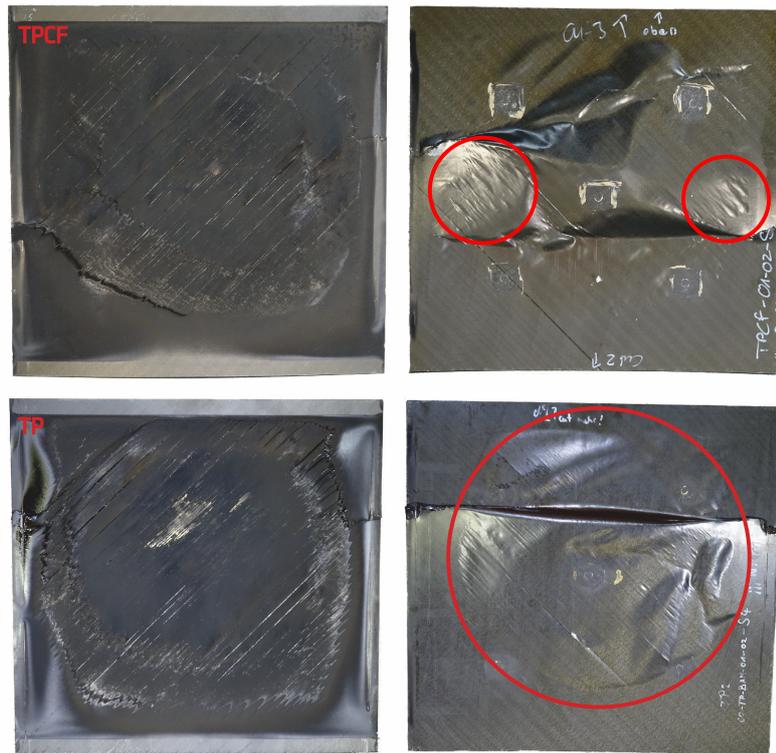


Abbildung 3.18: Oben: CFK-TPCF Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; Unten: CFK-TP Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; links: dem Vollbrand ausgesetzte Schalenaußenseite, rechts: Schaleninnenseite

Verlauf der mittigen Falte wiedergibt.

Im unteren Diagramm der Abbildung 3.14 sind die Drucklasten während der Feuerwiderstandsprüfung für die Konfigurationen mit integrierten Thermoplastfolien aufgezeigt. Für den Prüfkörper in CFK-TPCF Konfiguration tritt das Beulen der Schale vor dem der unmodifizierten Schale auf. Dieses Verhalten bestätigt die Erkenntnisse aus dem Kalttest und zeigt, dass ein Ersetzen der jeweils zweiten Lage durch eine carbonfaserverstärkte Thermoplastfolie die kritische Beullast herunternetzt. Trotz des früheren Beulens, bewirkten die carbonfaserverstärkten Thermoplastlayer eine geringfügige Verlängerung der Versagenszeit. Das Versagensbild der CFK-TPCF Konfiguration weist die gleichen charakteristischen Merkmale wie die reine CFK Konfiguration auf. Ein Unterschied ist auf der Rückseite der CFK Schale mit integrierter TPCF Folie zu erkennen, siehe Abbildung 3.18 oben rechts. In den rot gefärbten Kreisen ist eine Art Blasenbildung zu erkennen, die durch die thermische Zersetzung der TPCF Folie hervorgerufen wurde. Demnach muss für die CFK Schale mit zusätzlich integrierter TP Folien ein ähnli-

cher Vorgang zu beobachten sein. Die Schaleninnenseite der CFK-TP Konfiguration als direkter Vergleich in Abbildung 3.18 unten rechts abgebildet. Innerhalb des roten Kreises ist eine großflächige Delamination zu erkennen. Der Thermoplastanteil ist in der unverstärkten TP Folie höher als in der TPCF Folie, da keine Carbonfasern enthalten sind. Folglich können mehr flüchtige Bestandteile bei der thermischen Zersetzung des Thermoplasts entstehen, was wiederum den Delaminationsprozess verstärkt. Durch den Zersetzungsprozess entsteht, wie bei den PML, eine thermisch isolierende Barriere, welche die Versagenszeit der FKV verlängert. Das Beulen der CFK Schale mit integrierten TP Folien trat deutlich nach dem der unmodifizierten CFK auf, was dafür spricht, dass die Isolierungswirkung der äußeren TP Folie durch den Zersetzungsprozess für einen gewissen Zeitraum funktioniert hat. Aufgrund des schnellen Ausbrennens der Epoxidharzmatrix aus der ersten Lage, können die flüchtigen Bestandteile nicht lange eingeschlossen werden und die Barrierschicht geht verloren. Die Ergebnisse aller Feuerwiderstandsprüfungen an unversteiften CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen sind in Tabelle 3.5 aufgeführt. Die nahe beieinander liegenden Versagenszeiten der

Konfiguration	Versagenszeit in Sek.		Verbesserung
	S1	S2	
CFK	27	28	-
CFK-GF	30	33	14.5 %
CFK-Ti	45	47	67.7 %
CFK-TPCF	26	31	3.6 %
CFK-TP	34	34	23.6 %

Tabelle 3.5: Versagenszeiten aus der Feuerwiderstandsprüfung der zwei Prüfkörper jeder Konfiguration mit der zugehörigen prozentualen Verbesserung bezogen auf die gemittelte Versagenszeit der unmodifizierten CFK Konfiguration

Prüfkörper einer Konfiguration lassen auf eine gute Reproduzierbarkeit der Feuerwiderstandsprüfungen trotz des komplexen Testaufbaus und eine sehr gute Prüfkörperqualität schließen. Die CFK Schalen mit integrierten Titanblechen erzielten dabei die längste Zeit bis zum Versagen, was einer Verbesserung von 68 % gegenüber der unmodifizierten Schale bedeutet. Die in die Schale eingebrachten S2-Glasfasergewebe erzielten zwar eine deutliche Steigerung der kritischen Beullast und der Bruchlast, konnten aber unter direkter Beflammung keinen ausreichenden Schutz für die darunter liegenden CFK Lagen bieten und erzielten nur eine geringfügige Verbesserung der Versagenszeit. Die integrierten TPCF Folien zeigten bereits in den Bruchlastversuchen, dass sie eine originale

CFK Lage mit dem gleichen Faserorientierungswinkel, in Bezug auf die mechanischen Eigenschaften, nicht ersetzen können. Dies spiegelte sich ebenfalls in den Feuerwiderstandsprüfungen wieder. Die unverstärkte TP Folie konnte dagegen die Versagenszeit des FKV unter direkter Beflammung und simultaner Drucklast um ca. 24 % verlängern und bewies, dass durch ihre Zersetzung eine thermisch isolierende Barriere erzeugbar ist.

Die Feuerwiderstandsprüfungen an unversteiften CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen zeigen die Funktionalität und Wirkungsweise der intelligenten Zwischenlagen auf. Dabei ergibt sich ein hohes Flammschutzpotential aus der Integration einer Flammenbarriere, wie Titanbleche oder aus der Einbindung von Thermoplastfolien, die als Folge ihrer Zersetzung unter hohen Temperaturen ($> 500^{\circ}\text{C}$) eine thermisch isolierende Delamination im FKV erzeugen. Die Ergebnisse müssen hinsichtlich einer Übertragung auf eine originale FKV Flugzeugstruktur kritisch betrachtet werden. Im getesteten Maßstab, dem Intermediate-scale, werden dünnwandige Strukturen in der Luftfahrt mit längs verlaufenden Stringern verstärkt, um ein Beulen zu verhindern und die ertragbare kritische Beullast anzuheben. Daher können die Versagenszeiten nur relativ betrachtet werden und eine Bewertung der Effektivität der Flammenschutzlagen erfolgen. Darüber hinaus deuten die Ergebnisse darauf hin, dass eine Kombination aus einer Flammenbarriere und einer dahinter liegenden Thermoplastfolie einen stärkeren, synergetischen Isolationseffekt für die zu schützenden CFK Lagen erzielen kann. Werden die flüchtigen Zersetzungsbestandteile des Thermoplasts besser im FKV eingeschlossen, umso höher wird der Grad der Delamination und die damit verbundene Schutzwirkung.

3.4 Versteifte Aluminium und CFK Flugzeugrumpfschalen

Aus den Erkenntnissen des vorangegangenen Kapitels wurde deutlich, dass eine unversteifte CFK Schale im Intermediate-scale unter Druckbelastung zum frühen Beulen neigt. Zum realistischeren Abbilden von strukturelevanten Auswirkungen während der Feuerwiderstandsprüfungen werden repräsentative Flugzeugrumpfschalen auf ihre Bruchlast sowie auf ihre Standfestigkeit unter Brandeinwirkung getestet. Vor allem soll an dieser Stelle die Funktion und Wirkungsweise der Stringer auf der Schaleninnenseite herausgestellt und deren Einfluss auf die Versagenszeit der Gesamtstruktur analysiert werden. Zudem dienen Vergleichstests zwischen den repräsentativen CFK und Aluminium Rumpfschalen, um eine Bewertung des strukturellen Versagens für beide unterschiedlichen Materialkonzepte im Falle eines „post-crash“ Brandszenarios in der Luftfahrt zu ermöglichen. Mit Bruchlastversuchen wird das Stabilitätsverhalten der Rumpfstrukturen untersucht und ebenfalls hilft eine nichtlineare FEM Analyse zu deren besseren Verständnis. Darüber hinaus wird mittels FEM das Stabilitätsverhalten der durch unterschiedliche Querschnittsgeometrien geprägten Omega- und T-Stringer analysiert.

3.4.1 Materialien und Prüfkörperfertigung

Für die in diesem Kapitel durchgeführten Bruchlastversuche sowie Feuerwiderstandsprüfungen wurden repräsentative Flugzeugrumpfschalen aus CFK und Aluminium verwendet. Die Luftfahrtstrukturen wurden vom Projektpartner bereitgestellt. Aus diesem Grund können keine näheren Angaben zu den Materialien und deren Aufbau gemacht werden. Abbildung 3.19 zeigt die repräsentative CFK Rumpfschale mit in Flugzeuglängsrichtung verlaufenden T- und Omega-Stringer. Diese Leichtbaustruktur aus der Luftfahrt ist charakterisiert durch eine dünne Haut, die durch eine enge Stringeranordnung versteift und gestützt wird. Sie besitzt einen Krümmungsradius von ca. 2200 mm. Die gesamte Struktur ist mit einer dünnen, türkisblauen, wachsartigen Schutzfarbe überzogen. In der Luftfahrt werden CFK Strukturen ebenfalls durch UD carbonfaserverstärkte Prepreg Lagen gefertigt. Dabei werden diese mit höchster Präzision durch einen Roboter in eine Negativform abgelegt, wobei der Aufbau von komplexen multiaxialen Laminaten möglich ist. Die Stringerfertigung erfolgt separat. Im Anschluss wird der Lagenaufbau im Autoklav-Verfahren, ähnlich wie in Kapitel 3.3.2 beschrieben,

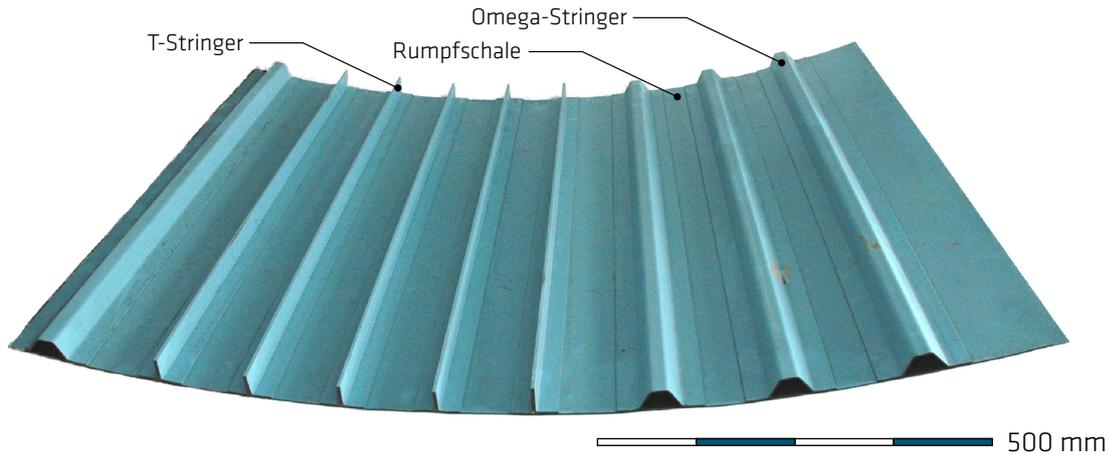


Abbildung 3.19: Repräsentative CFK Flugzeugrumpfschale mit in Flugzeuglängsrichtung verlaufenden T- und Omega-Stringer

unter Außendruck und erhöhter Temperatur ausgehärtet, wodurch u.a. eine Glasübergangstemperatur der Epoxidharzmatrix von ca. 180°C erreicht wird. Die Applikation der Stringer erfolgt mittels einer Klebstofffolie auf Epoxidharzmatrix (FM[®]300), die ebenfalls eine Aushärtung unter Temperaturen von bis zu 180° und Außendruck benötigt. In Abbildung 3.20 sind die Steifigkeiten der CFK Rumpfschale, der CFK Omega-Stringer und der CFK T-Stringer jeweils in einem Polardiagramm dargestellt. Dabei entspricht die 0° – 180° -Achse der Ausrichtung der Flugzeuglängsachse. Die Stringer weisen eine hauptsächlich in 0° – 180° orientierte Steifigkeitsverteilung auf, da sie überwiegend Längs-

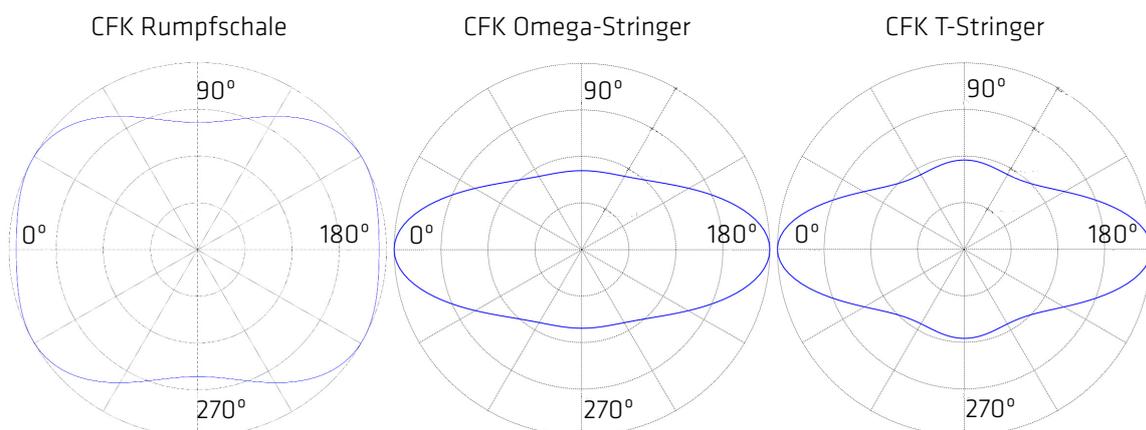


Abbildung 3.20: Richtungsabhängige Steifigkeitsverteilung der CFK Rumpfschale, Omega-Stringer und T-Stringer in Bezug auf die Flugzeuglängsachse

kräfte aus der Biegebeanspruchung des Rumpfes aufnehmen sollen. Die angegebenen Steifigkeitsverteilungen gelten für alle T- und Omega-Stringer gleichermaßen, woraus ebenfalls eine konstante Wandstärke resultiert. Die CFK Rumpfschale besitzt einen nahezu quasiisotropen Lagenaufbau mit einem geringeren Anteil an 90° Lagen. Im Flugzeugbau wird der Lagenaufbau der Rumpfschale der Belastungssituation angepasst. Aus diesem Grund variiert die Steifigkeitsverteilung in den gelieferten Rumpfschalen und damit auch die resultierende Schalendicke. Die CFK Rumpfschalen wurden an der BAM zuerst mit einer geeigneten Tischkreissäge zersägt und im Nachgang mit einer CNC-Fräse auf das finale Maß von 495×500 mm² gefräst. Dazu wurde ein speziell angefertigter CFK-Fräser (HEXA CUT) der Firma Hufschmied mit einer Schneidlänge von 75 mm verwendet, mit dem die Stirnseiten der stringerversteiften Schalen in einem Gang gefräst werden konnten. Damit wurden ebene und senkrecht zur Schalenlängsachse ausgerichtete Belastungsflächen erzeugt, die eine homogene Krafteinleitung in die Schale sowie deren Stringer ermöglicht. Aufgrund des variablen Lagenaufbaus in der Rumpfschale, weist jeder Prüfkörper eine unterschiedliche Schalendicke auf. Diese kann ebenfalls über dessen Breite und Länge variieren, sodass ein exaktes Vermessen der stringerversteiften Schalenprüfkörper oder ein Bestimmen des Lagenaufbaus mit zu hohem Aufwand verbunden wäre. Aus diesem Grund wird die Schalendicke jedes Prüfkörpers an beiden Belastungskanten an vier gleichmäßig verteilten Positionen über die Schalenbreite vermessen und zu einer Schalendicke gemittelt. Die Lage der Prüfkörper in den Rumpfschalenprüfkörpern wurde so gewählt, dass jeder bearbeitete stringerversteifte Schalenprüfkörper je drei Stringer auf der Rückseite vorweist. Dabei sitzt je ein Stringer außen an den seitlichen Rändern und ein Stringer genau mittig an der Schale. Die herausgearbeiteten CFK Rumpfschalenprüfkörper mit ihrer zugehörigen gemittelten Schalendicke und Stringerformen

Prüfkörper	gemittelte Schalendicke	Stringer	Prüfkörper	gemittelte Schalendicke	Stringer
CFK-O35A	3,51 mm	3×Omega	CFK-T41A	4,13 mm	3×T
CFK-O39B	3,90 mm	3×Omega	CFK-T43B	4,28 mm	3×T
CFK-O42A	4,22 mm	3×Omega	CFK-T45A	4,48 mm	3×T
CFK-O44B	4,43 mm	3×Omega	CFK-T50B	4,96 mm	3×T
CFK-O48A	4,80 mm	3×Omega			

Tabelle 3.6: Auflistung und Bezeichnungen der CFK Rumpfschalenprüfkörper und deren Lastniveau A oder B und die dazugehörigen gemittelten Schalendicken sowie Stringerformen

perform sind in Tabelle 3.6 aufgelistet. Die repräsentativen Aluminiumrumpfschalen werden auf das gleiche Maß wie die CFK Rumpfschalen von $495 \times 500 \text{ mm}^2$ gefräst. Die verwendete Aluminiumlegierung ist 2024-T3 und typisch für die Luftfahrt. Aus den bereitgestellten Aluminiumrumpfstrukturen konnten zwei identische Prüfkörper herausgearbeitet werden. Dabei weist die Schale einen Krümmungsradius von ca. 2800 mm auf. Sie wird durch drei Aluminiumstringer in S-Form verstärkt, wobei ein Stringer in der Mitte der Schale und jeweils ein Stringer am Rand der Schale sitzt. Zusätzlich verläuft horizontal und damit quer zur Belastungsrichtung, mittig ein Spant über die Schale, der mit den Stringern nicht verbunden ist. Für die Feuerwiderstandsprüfungen bedeutet dies, dass eine maximale Strukturversteifung mit dem gewählten Schalenausschnitt abgebildet wird. Die Wandstärke der Aluminiumschale beträgt für beide Prüfkörper konstant 2 mm über Breite und Länge. Die Aluminiumprüfkörper und ihre Bezeichnungen sind Tabelle 3.7 aufgelistet.

Prüfkörper	Schalendicke	Stringer
AL-S20-1A	2,00 mm	3×S + 1×Spant
AL-S20-2A	2,00 mm	3×S + 1×Spant

Tabelle 3.7: Auflistung und Bezeichnungen der Aluminium Rumpfschalenprüfkörper und deren Lastniveau und die dazugehörigen Schalendicken sowie Stringerformen

3.4.2 Statische Bruchlastversuche anhand einer FEM Analyse

Zur Bestimmung der Bruchlast der stringerversteiften Schalen wurden statische Bruchlastversuche mit zwei Rumpfschalenprüfkörper, einer in Omega- und der andere in T-Stringer-Konfiguration, durchgeführt. Die beiden Versuche wurden weggeregelt und die Last wurde mit einer Verschiebung von einem Millimeter pro Minute aufgebracht. Die Dehnungen in Krafteinleitungsrichtung wurden mit drei DMS auf der Rückseite und mit drei DMS auf der Schalenvorderseite erfasst. Die Ergebnisse zeigten, dass bei der maximalen Auslegungslast des Prüfstandes von 1 MN die Bruchlast der Schalen nicht erreicht wurde. Ebenfalls konnte, rein visuell, ein Beulen der Schale oder Stringer nicht festgestellt werden. Die Auswertung der Dehnungsmessung ergab, dass diese den Dehnungszustand der Rumpfschalen nicht zufriedenstellend wiedergeben konnte. Dies ist vor allem auf eine zu geringe Anzahl an DMS für diese komplexe Gesamtstruktur, den unbekanntem und lokal veränderlichen Lagenaufbau und eine eventuell nicht perfekte Lagerung des Prüfkörpers im Druckmodul zurückzuführen. Aus diesen Gründen wird der

3.4 Versteifte Aluminium und CFK Flugzeugrumpfschalen

Spannungs- und Dehnungszustand der Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalen in einer nichtlinearen, statischen FEM Analyse beschrieben.

Die stringerversteiften CFK Rumpfschalen werden, wie die unversteifte CFK Schale, mit SOLSH 190 3D Elementen aufgebaut. Als Modellgrundlage dient der Prüfkörper CFK-O35A mit der geringsten Schalenwandstärke. Zur Vergleichbarkeit wird die Schale mit T-Stringerversteifung mit der gleichen Wandstärke abgebildet. Der Lagenaufbau für Stringer und Schale wird realitätsgetreu übernommen und entspricht der Steifigkeitsverteilung aus Abbildung 3.20. Die Anbindung der Stringer an die Schale wird als ideal angenommen, wodurch die Klebung zwischen Stringer und Schale vernachlässigt wird. Dabei umfasst das FEM Modell der T-Stringer Schale eine Anzahl von 500.094 und das der Omega-Stringer Schale eine Anzahl von 577.250 Elementen. Die FEM Modelle der Rumpfschalenprüfkörper sind in Abbildung 3.21 abgebildet. Beide CFK Rumpfschalen erfahren eine fixierte Lagerung über die gesamte untere Stirnfläche mit einer Verschiebung- und Rotationsbehinderung in allen drei Richtungen bzw. um alle drei Achsen. Diese Lagerung simuliert das unverschiebbare Prüfkörperauflageblech im Druckmodul sowie die Querdehnungsbehinderung im Auflagebereich aufgrund der mitsteigenden Reibungskraft zwischen Prüfkörper und Auflageblech bei einer ansteigenden

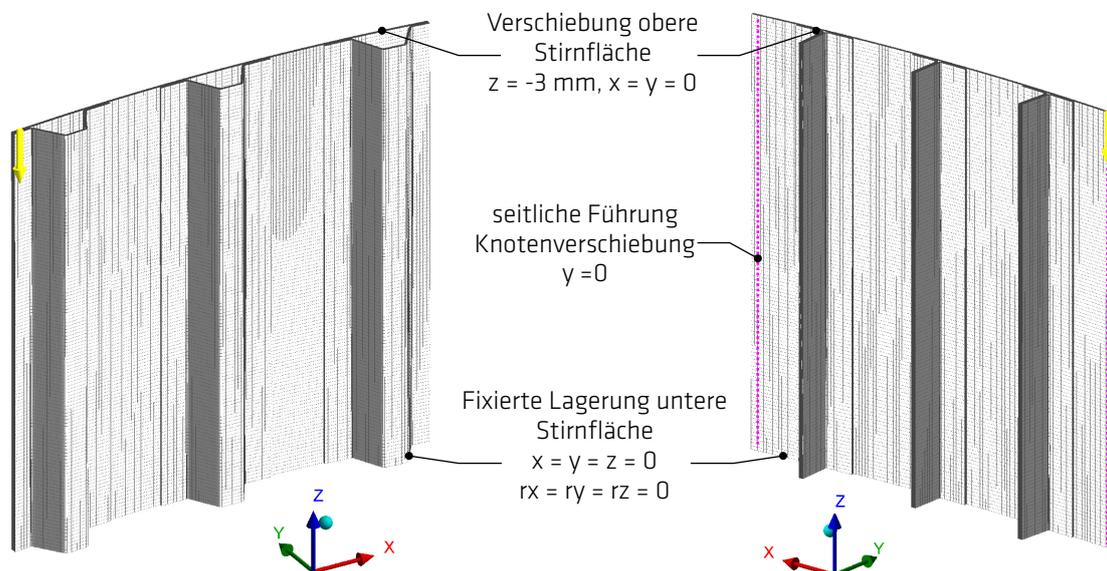


Abbildung 3.21: links: FEM Model des CFK Rumpfschalenprüfkörpers mit Omega-Stringerversteifung und Lagerungsrandbedingungen; rechts: FEM Model des CFK Rumpfschalenprüfkörpers mit T-Stringerversteifung gleicher Schalenwandstärke und Lagerungsrandbedingungen

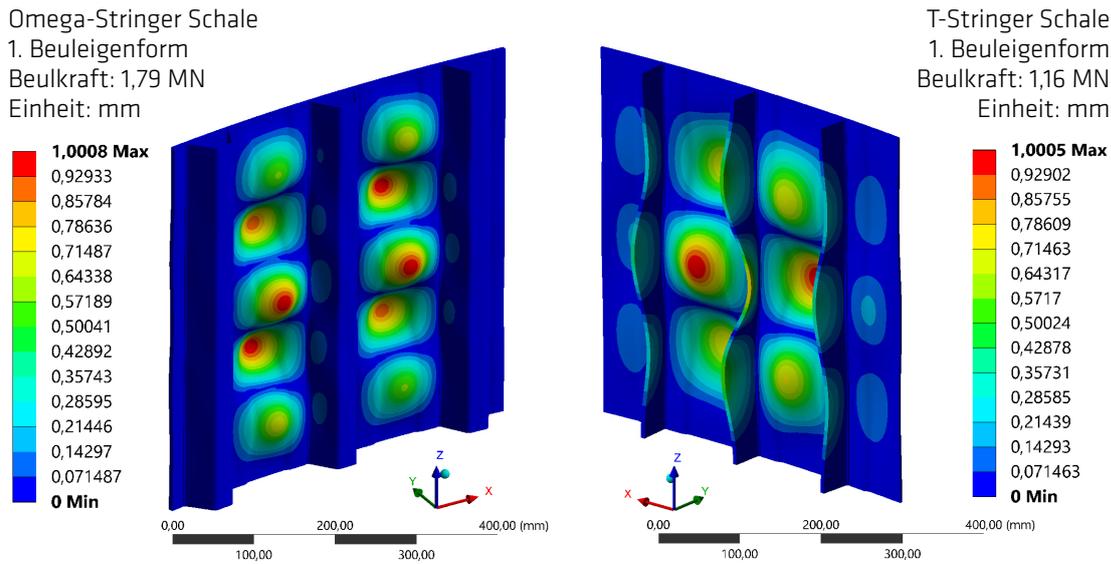


Abbildung 3.22: links: erste Beuleigenform der Omega-Stringer Schale; rechts: erste Beuleigenform der T-Stringer Schale aus einer Eigenwert-Beulanalyse

Druckbelastung. Gleichmaßen erfolgt die Querdehnungsbehinderung an den oberen Stirnflächen beider Prüfkörpermodelle. Für die Omega-Stringer Schale erfolgt keine seitliche Randstützung, da durch den repräsentativen Stringerabstand sich eine Stützung durch die Stringer selbst ergibt. Ein Beulen der Schale ist nicht zu befürchten. Aufgrund des geringeren Stringerabstandes der T-stringerversteiften CFK Schale, werden die freien Seitenränder durch eine Verschiebungsbehinderung aller Knoten über die Dicke der Schale an der Position der seitlichen Prüfkörperführung des Druckmoduls gestützt. Zunächst wird eine Eigenwert-Beulanalyse beider CFK Rumpfschalen durchgeführt, um die theoretische Beullast unter linear elastischen Annahmen zu bestimmen. Das Ergebnis dieser linearen Analyse sind Lastmultiplikatoren der anfänglich aufgetragenen Drucklast, die der jeweiligen Beuleigenform zugeordnet sind. Die jeweils erste Beuleigenform der stringerversteiften Rumpfschalen sind in Abbildung 3.22 dargestellt. Die ersten vier Lastmultiplikatoren unterscheiden sich deutlich, bezogen auf den Betrag, sodass die erste Beuleigenform mit dem jeweils geringsten Lastmultiplikator als tatsächlich auftretende Beulform für die Omega-Stringer und T-Stringer Schale angenommen werden kann, siehe Tabelle 3.8. Beide Stringerformen besitzen ausreichend Biegesteifigkeit, um das Beulfeld der Schale zu unterteilen. Dabei wird die Omega-stringerversteifte CFK Schale in zwei Beulfelder aufgeteilt, wobei jedes Beulfeld durch fünf Längshalbwellen geprägt ist. Aufgrund des geschlossenen Omega-Profiles, weist der Omega-Stringer eine ausreichende Torsionssteifigkeit auf, sodass sich, anders als bei der T-stringerversteiften CFK

Lastmultiplikator	Omega-Stringer Schale	T-Stringer Schale
1.	1,983	1,326
2.	1,998	1,345
3.	2,066	1,530
4.	2,069	1,557

Tabelle 3.8: Die jeweils ersten vier Beuleigenwerte der Omega- und T-Stringerversteiften CFK Rumpfschalenprüfkörper

Schale, die Beulfelder symmetrisch zur Stringerlängsachse ausbilden. Die Biegesteifigkeit der T-Stringer ist ebenfalls ausreichend hoch, um das Beulfeld der Schale zu teilen. Die geringe Torsionssteifigkeit des T-Stringers ruft jedoch eine antimetrische Beulform hervor. Das von zwei Stringern eingeschlossene Beulfeld der T-Stringer Schale besitzt ein kleineres Beulseitenverhältnis a/b als das der Omega-Stringer Schale, wodurch drei Längshalbwellen auftreten, trotz eines geringeren Stringerabstandes. Aufgrund der seitlichen Lagerung der T-Stringer Schale, entstehen zwei weitere, seitliche Beulfelder mit einem sehr hohen Beulseitenverhältnis, woraus eine sehr geringe Ausprägung der Beulform hervorgeht. Folglich besitzt die Omega-stringerversteifte CFK Schale eine höhere kritische Beulkraft als die T-stringerversteifte Schale, bei nahezu identischer Stringerquerschnittsfläche, bezogen auf die beiden unterschiedlichen Stringerformen.

Zur Berechnung einer genaueren kritischen Beullast sowie zum Bestimmen einer Bruchlast, wird eine nichtlineare FEM Rechnung beider Rumpfschalenprüfkörper mit unterschiedlicher Stringergeometrie durchgeführt. Dazu wird dem jeweiligen Modell der CFK Rumpfschale die jeweils erste Beuleigenform aus der Eigenwert-Beulanalyse als geometrische Imperfektion mit einem Skalierungsfaktor von 0,1 auferlegt. Wie in Abbildung 3.21 dargestellt, erfolgt die Rechnung verschiebungsgesteuert, indem die ober Schalenstirnfläche in mehreren Einzelschritten um 3 mm in negative z-Richtung verschoben wird. Für die T-Stringer Schale ergibt sich eine Unterteilung in 44 und für die Omega-Stringer Schale eine Unterteilung in 52 Lastschritte. Zum Herausstellen der kritischen Beulkraft, wird die Knotenverschiebung der Rumpfschalen in y-Richtung betrachtet, die in Abbildung 3.23 wiedergegeben wird. Zusätzlich zu den Verschiebungskurven sind die Verformungsbilder der Rumpfschalenprüfkörper an den jeweiligen angegebenen Lastpunkten dargestellt, wobei eine bläuliche Färbung eine Verschiebung in negative y-Richtung bedeutet. Für die T-Stringer Schale kann ein Beulen bei einer Verschiebung von $y = -0,5$ mm und einer Druckkraft von 0,94 MN festgelegt werden. Im weiteren Verlauf mit ansteigender Druckkraft, bildet sich Beulverformung weiter

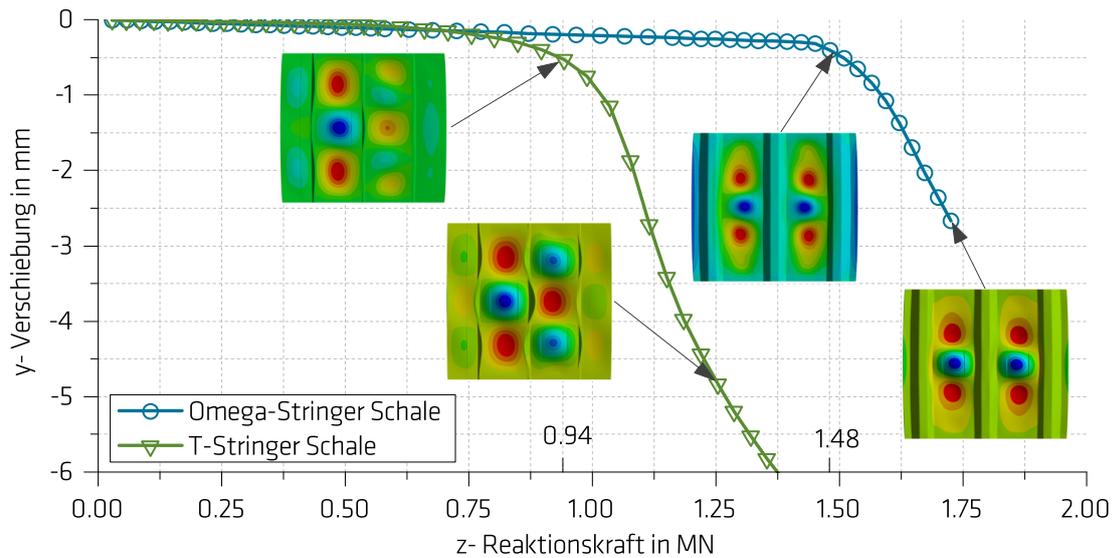


Abbildung 3.23: Verschiebung in y -Richtung aus der nichtlinearen FEM Analyse der Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper über die Reaktionskraft in z -Richtung

aus und erreicht die erste Beuleigenform. Für den CFK Rumpfschalenprüfkörper mit Omega-Stringerversteifung kann ein Stabilitätsversagen bei einer Druckbelastung von 1,48 MN festgestellt werden. Anders als in der Eigenwert-Beulanalyse stellen sich zwei symmetrische Beulfelder mit nur je drei Längshalbwellen ein. Dies ist durch den Einfluss der vorhandenen Querdehnung des Prüfkörpers zu begründen, der in der Eigenwert-Beulanalyse nicht abgebildet werden kann. Die Wahl der Imperfektionsgröße erscheint sinnvoll, da ein diskretes Eintreten des Stabilitätsversagens zu erkennen ist, bezogen auf die Kontenverschiebung in y -Richtung.

Zum Festlegen einer Bruchlast werden die Versagenskriterien nach Puck herangezogen. Eine detaillierte Auswertung aller CFK Lagen der Omega-Stringer Schale sowie der Omega-Stringer lässt den Schluss zu, dass nur das FB-Kriterium die kritischste Versagensform, aufgrund von hohen Druckbelastungen in dem Prüfkörper darstellt. Abbildung 3.24 zeigt das Versagenskriterium FB. Laut der FEM Analyse tritt der FB zuerst in der dritten CFK Lage der Schale von außen auf. Diese besitzt einen Faserorientierungswinkel von 0° und erreicht das FB-Kriterium dort, wo die Beulen die größte Verschiebung in negative y -Richtung aufweisen. An dieser Position wird die äußere 0° -Lage durch die Beulform zusätzlich komprimiert und erreicht ihr ertragbares Spannungsmaximum. Bei der gleichen Last haben die Omega-Stringer das FB-Kriterium zu ca. 92% erfüllt, wobei hier nur die Teile der Stringer betroffen sind, die direkt mit der

3.4 Versteifte Aluminium und CFK Flugzeugrumpfschalen

Schale verbunden sind und deshalb der Beulverformung ausgesetzt sind. Ein Versagen auf FB einer Lage führt meist zur Beschädigung von anliegenden CFK Lagen und außerdem zum Abfall der ertragbaren Drucklast. Daraus folgt, dass weitere Lagen und vor allem die 0° -Lagen der Schale und der Stringer nach dem Versagen der dritten CFK Lage der Schale auf FB-Versagen werden. Es kann demnach angenommen werden, dass der Omega-stringerversteifte CFK Rumpfschalenprüfkörper bei einer Druckkraft von ca. 1,647 MN strukturell versagt. Die geringfügig ausgeprägten auftretenden Singularitäten an den Ecken der Schale sowie an den äußeren Ecken der seitlichen Stringer können ignoriert werden. Das Maximum des Versagenskriterium liegt jeweils über und unter der maximalen Verschiebung in negative y-Richtung. Aufgrund der Lagerungsrandbedingung, die eine Querdehnungsbehinderung in der FEM Analyse simuliert, kommt es an den jeweiligen Ecken zu einem unendlich hohen Steifigkeitssprung und dadurch zu überhöhten Spannungen. Ähnliches gilt für den T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper unter Drucklast. Ebenfalls sind die jeweils dritten Lagen der Schale sowie die der T-Stringer die am kritischsten belasteten. Aufgrund der Beulverformung tritt ein FB-Versagen an der Position auf, wo die y-Verschiebung in negative Richtung den größten Wert annimmt. Infolge des antimetrischen Beulmusters der T-Stringer Schale, sind die lokalen Gebiete für FB im rechten Beulfeld ober- und unterhalb der

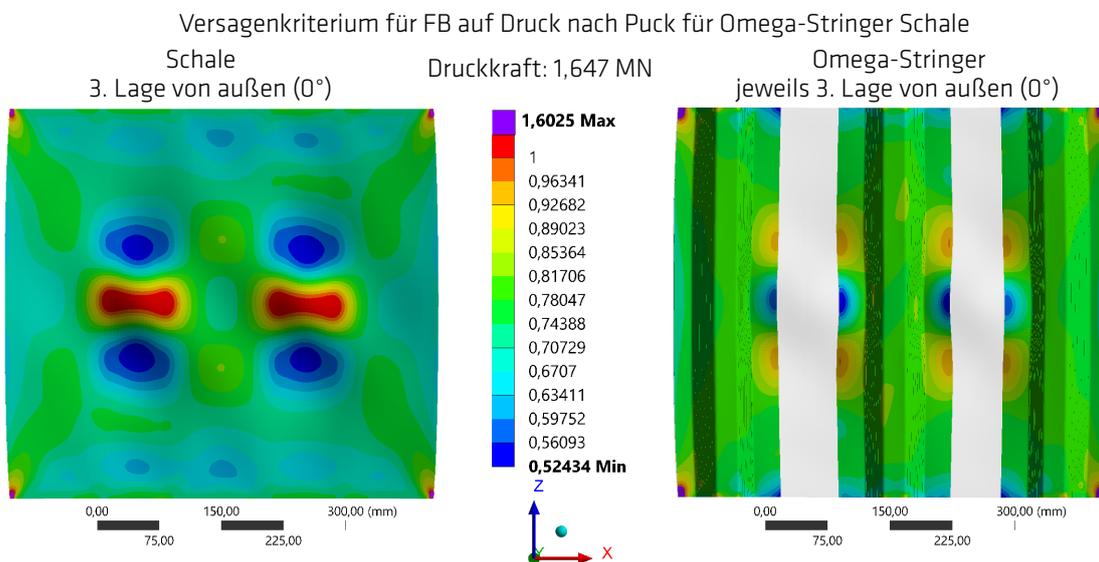


Abbildung 3.24: Versagenkriterium für FB nach Puck bei einer Druckkraft von 1,647 MN für den Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper; links: kritischste Lage der Schale, rechts: kritischsten Lagen der Omega-Stringer; 12-fach überhöhte Verformungsdarstellung

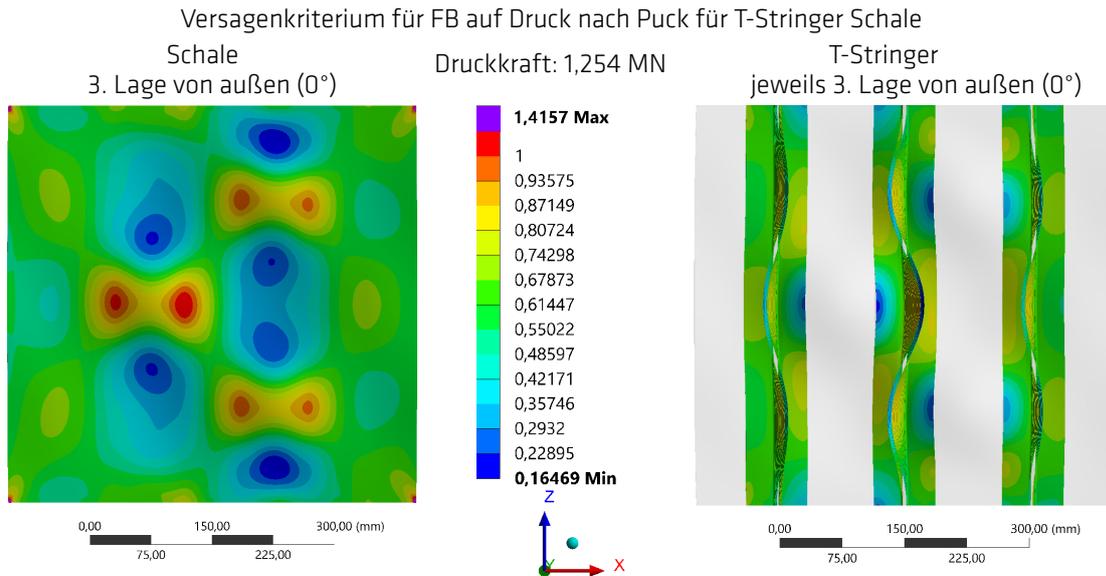


Abbildung 3.25: Versagenkriterium für FB nach Puck bei einer Druckkraft von 1,253 MN für den T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper; links: kritischste Lage der Schale, rechts: kritischsten Lagen der T-Stringer; 7-fach überhöhte Verformungsdarstellung

maximalen Verschiebung in y-Richtung lokalisiert. Die T-Stringer weisen, trotz einer seitlichen Verschiebung in x-Richtung von 5 mm, einen maximalen Spannungszustand in der dritten Lage von außen auf, der ca. 86 % des Versagenkriteriums auf FB entspricht. Durch ein Versagen von 0°-Lagen in der Schale, kann angenommen werden, dass durch die daraus folgende schlagartige Lasterhöhung in den Stringern und die Zerstörung von anliegenden Lagen, ein Strukturversagen bei einer Druckbelastung von ca. 1,254 MN eintreten wird. Die aus den FEM Analysen berechneten Versagenslasten sind in Tabelle 3.9 zusammengefasst.

Berechnungsmethode	Omega-Stringer Schale	T-Stringer Schale
krit. Beulkraft aus Eigenwert-Beulanalyse	1,97 MN	1,16 MN
krit. Beulkraft aus nichtlinearer FEM Analyse	1,48 MN	0,94 MN
Bruchlast aus nichtlinearer FEM Analyse	1,65 MN	1,25 MN

Tabelle 3.9: Mittels FEM Analysen berechnete kritische Versagenslasten für den Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper mit einer Schalenwandstärke von 3,5 mm

3.4.3 Feuerwiderstandsprüfungen der CFK Rumpfschalen unter Drucklast

Für die Feuerwiderstandsprüfungen muss eine Druckbelastung für die stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper festgelegt werden, die einer realistischen Rumpfbelastung entspricht. Aus den Flugzeugrumpfbelastungsberechnungen aus Kapitel 2.1 ergibt sich für einen stringerversteiften Rumpf des mit einer Schalenwandstärke von 4 mm eine Spannung aus der Biegebelastung des Rumpfes von $\sigma_{B_A} = 33 \text{ MPa}$, welche als Lastniveau A bezeichnet wird. Zur Errechnung einer Druckkraft für die Feuerwiderstandsprüfungen wird die Spannung σ_{B_A} auf die Querschnittsfläche der FKV Rumpfschalenprüfkörper bezogen. Die Omega-Stringer und T-Stringer der Prüfkörper bilden jeweils eine Gesamtquerschnittsfläche von 1450 mm^2 bzw. 1458 mm^2 . Aus diesem Grund ändert sich der Spannungszustand in den Rumpfschalenprüfkörper bei gleicher Druckkraft durch die variable Schalenwandstärke mit unbekanntem Lageraufbau. Daraufhin wird die Spannung σ_{B_A} auf die Querschnittsfläche des Rumpfschalenprüfkörpers mit der höchsten und der geringsten Schalenwandstärke bezogen und gemittelt. Daraus ergibt sich eine Druckkraft für die Feuerwiderstandsprüfungen von $F_{FW_A} = 117 \text{ kN}$, die für alle Prüfkörper im getesteten Lastniveau A angelegt wird. Mittels der FEM Analyseergebnisse der Bruchlastversuche, kann der Spannungs- und Dehnungszustand des Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper bei einer Druckbelastung mit F_{FW_A} und einer Schalenwandstärke von 3,5 mm beschrieben werden. Die Ausgangsdehnungen in x- und z-Richtung der Omega-Stringer Schale für die Feuerwiderstandsprüfungen sind in Abbildung 3.26 visualisiert. In z-Richtung wird eine Dehnung des Prüfkörpers von $0,40 - 0,44 \text{ ‰}$ erzeugt, welche sich relativ homogen im mittleren Bereich des Prüfkörpers verteilt. Eine geringfügige Abweichung kommt vor allem durch die aufgebrachte Imperfektion in Form der ersten abgemilderten Beuleigenform zustande, die auf der Innen- und Außenseite zu erkennen ist. Die Dehnungsüberhöhungen in den Ecken der Schale aufgrund des Steifigkeitssprungs aus den Lagerungsrandbedingungen wirken sich auf einen kleinen Bereich von $15 \times 15 \text{ mm}^2$ aus und können daher vernachlässigt werden. Die Querdehnungsbehinderung der Stirnseiten des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper hat bei dem vorliegenden Seitenverhältnis von $a/b = 1$, einen deutlichen Einfluss auf die Dehnungsverteilung der Schale in x-Richtung. Erst in einem mittleren Bereich der Schale, der ca. 50 % der Schalenfläche ausmacht, verlieren sich die Auswirkungen der Querdehnungsbehinderung an den Einspannungen. Die Querdehnung im mittleren Schalenbereich beträgt $0,15 - 0,19 \text{ ‰}$. Die Querdehnung wird zusätzlich

durch die Omega-Stringer auf der Schaleninnenseite, aufgrund der Steifigkeitserhöhung an den Klebeflächen beeinflusst, wodurch es an Übergängen zu geringen Dehnungssprüngen kommt. Für den T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper ergeben sich ähnliche Dehnungswerte, siehe Abbildung 3.27. Bezüglich der Dehnungen in z-Richtung stellen sich im mittleren Schalen- und Stringerbereich Werte von $0,41 - 0,44 \text{‰}$ ein. Wie bei der Omega-Stringer Schale, zeichnet sich im geringen Maß die eingebrachte Imperfektion in Gestalt der ersten abgeminderten Beuleigenform ab. Der Einfluss der Querdehnungsbehinderung an den Stirnseiten des Prüfkörpers verliert sich auch hier erst in einem mittigen Bereich der Schale. Anders als bei der Omega-Stringer Schale, liegen

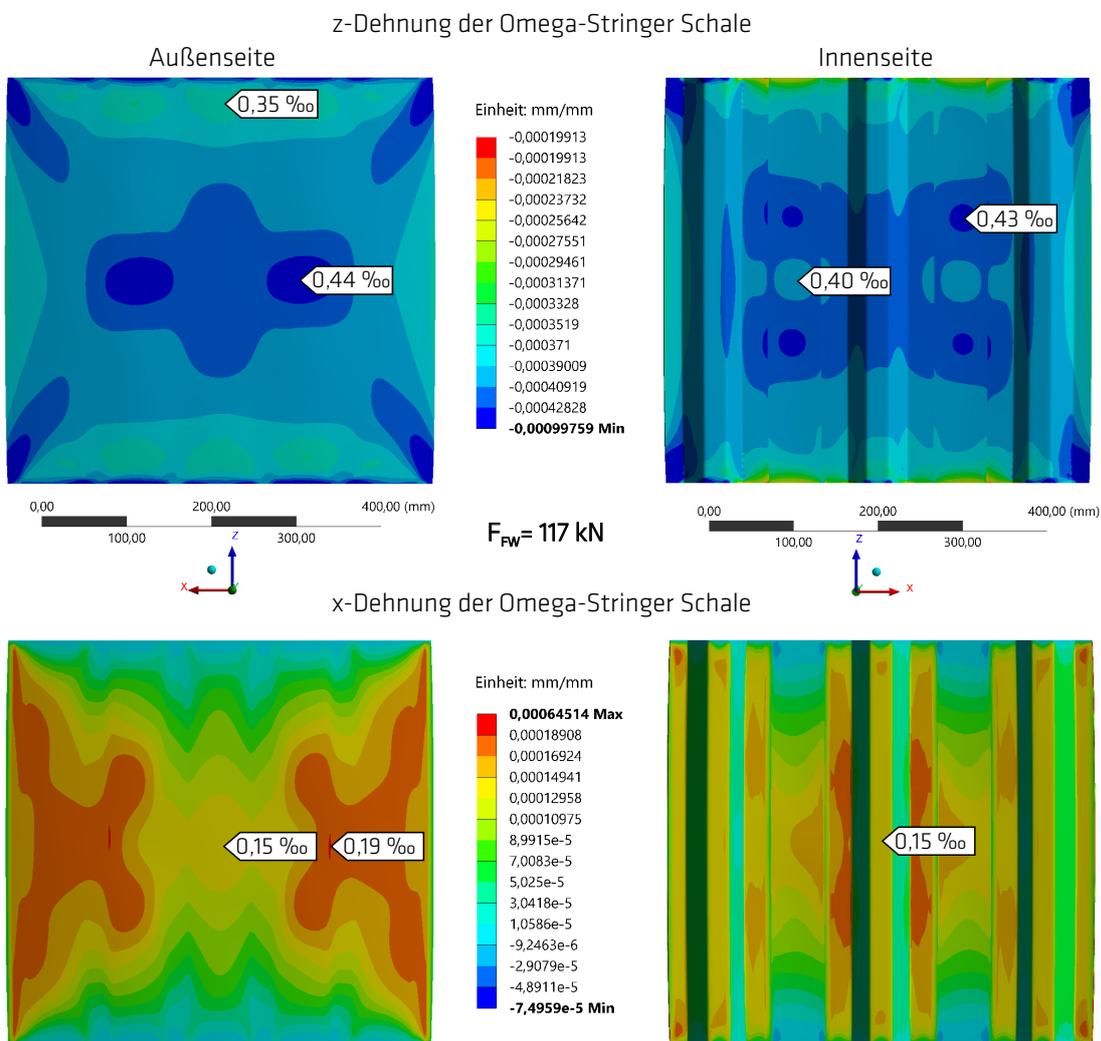


Abbildung 3.26: Omega-stringerversteifter Rumpfschalenprüfkörper bei $F_{FW} = 117 \text{ kN}$; Oben: Dehnung in z-Richtung, unten: Dehnung in x-Richtung; Lastniveau A; 89-fach überhöhte Verformungsdarstellung

die seitlichen T-Stringer nicht am äußeren Schalenrand. Dies hat zur Folge, dass die Querdehnung im Außenbereich der Schale mit 0,19 ‰ am höchsten ist. Aufgrund der Dehnungsbehinderung durch die T-Stringer, kann die Dehnung in x-Richtung zwischen den Stringern einen Wert von 0,15–0,16 ‰ annehmen. In dieser 3D FEM Analyse wird ebenfalls das unterschiedliche Querdehnungsverhalten an den freien Rändern des FKV der einzelnen CFK Lagen infolge der unterschiedlichen Faserorientierungswinkel abgebildet. Dieses Phänomen tritt jeweils an den unbelasteten, seitlichen Rändern der Stringer und der Schale auf und führt zu lokalen Dehnungsunterschieden. Die Folge sind interlaminare Schub- und Schälspannungen, die sich vor allem auf die Ermüdungssteifigkeit der FKV auswirken. Bei statischer Belastung können diese in Bezug auf ein strukturelles Versagen vernachlässigt werden. Die erzielten Dehnungen in beiden Rumpfschalenprüfkörpern führen zu maximalen Spannungen in den 0°-Lagen von ca. 77 MPa, in den 90°-Lagen von ca. 30 MPa und in den ±45°-Lagen von ca. 55 MPa, wobei die ±45°-Lagen der Omega- und T-Stringer mit maximal 31 MPa geringer belastet sind als die der Schale. Dieser Belastungszustand ist die Ausgangssituation für die Feuerwiderstandsprüfungen der Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper im Lastniveau A. Aufgrund der vom CFK-O35A Prüfkörper abweichenden Laminataufbauten der Schalen der Rumpfschalenprüfkörper, werden auch die Spannungs- und Dehnungsniveaus leichte Unterschiede aufweisen. Diese werden als Folge der Tests an repräsentativen Strukturbauteilen hingenommen und sind nicht zu vermeiden. Um die Auswirkungen von höheren Lasten auf die Standfestigkeit unter Brandbeanspruchung zu bestimmen, werden zwei Omega- und T-Stringer Rumpfschalen mit dem Lastniveau B getestet, welches einer Druckkraft von $F_{FWB} = 234 \text{ kN}$, also dem doppelten von Lastniveau A, entspricht. Die Verformungen der Prüfkörper unter Lastniveau B befinden sich ebenfalls im linearen Bereich. Die Dehnungs- und Spannungsverteilungen sind laut FEM Analyse nahezu identisch mit denen aus Lastniveau A. Für die Absolutwerte von Dehnungen und Spannungen bedeutet dies, eine Verdoppelung, sodass ein Dehnungsniveau in z-Richtung für die Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper von ca. 0,84 ‰ erreicht wird. Während der Feuerwiderstandsprüfungen wird die Oberflächentemperatur der Rumpfschalenprüfkörper auf der Innenseite mittels Thermoelementen gemessen, um eine Aussage bezüglich der Erwärmung der Schalen sowie der Stringerstruktur treffen zu können. Es werden Typ-K Thermoelemente verwendet, deren Messstelle auf ein rundes Kupferplättchen des Durchmessers 10 mm gelötet wird, um die Oberflächentemperatur besser erfassen zu können. Das mit dem Thermolement verlötete Plättchen wird auf der Innenseite des Prüfkörpers befestigt,

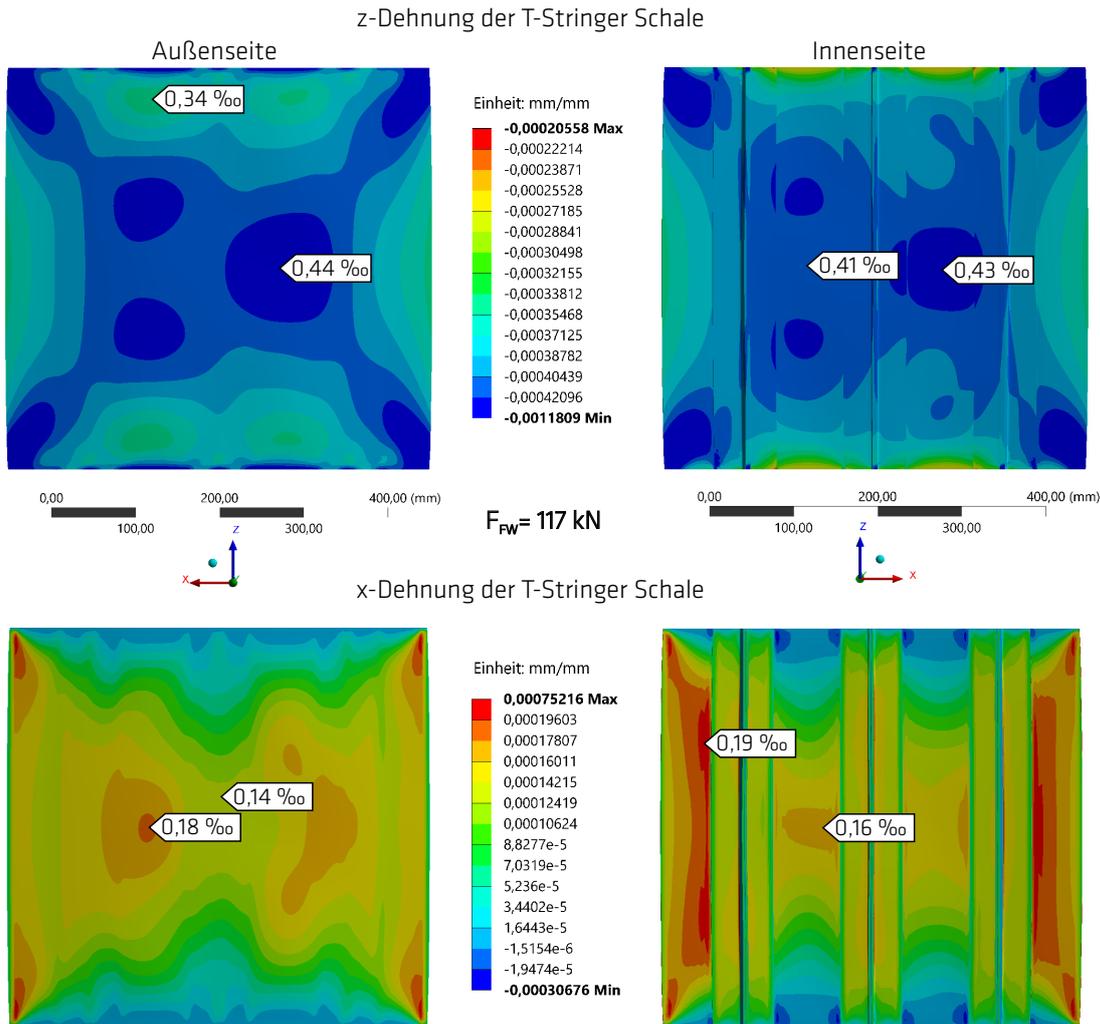


Abbildung 3.27: T-stringerversteifter Rumpfschalenprüfkörper bei $F_{FW_A} = 117 \text{ kN}$; Oben: Dehnung in z-Richtung, unten: Dehnung in x-Richtung; Lastniveau A; 89-fach überhöhte Verformungsdarstellung

indem ein mit Keramikklebstoff beschichtetes Glaswolle-Vlies ($30 \times 30 \text{ mm}^2$) über die Messstelle aufgedrückt wird. Dabei ist besonders darauf zu achten, dass während des Anpressens kein Klebstoff zwischen Prüfkörperoberfläche und Kupferplättchen gelangt. Die Positionen der Temperaturmessstellen an den Omega- und T-Stringer Schalen sind in Abbildung 3.28 aufgezeigt. Die Thermoelemente 1–3 geben die Oberflächentemperatur der Stringer wieder. Dazu sind die Thermoelemente mittig auf den Omega-Stringern und seitlich auf den Steg der T-Stringer appliziert. Thermoelemente 4 und 5 messen die innenseitige Oberflächentemperatur der Schale. Die Temperaturen werden mit den am Stützenprüföfen vorhandenen Temperaturmesskanälen, für im Ofen befindliche Prüfkörper, aufgezeichnet.

Omega-stringerversteiften Rumpfschale bei Lastniveau A

Die Feuerwiderstandsprüfungen an den Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern wird exemplarisch an dem Prüfkörper CFK-O48A mit der höchsten Schalenwandstärke beschrieben. Der Prüfkörper wird in das Druckmodul eingesetzt, sodass die y-Koordinate des Prüfkörperflächenschwerpunktes ca. auf der Mittelebene des Druckmoduls liegt, um eine möglichst gleichmäßige Krafteinleitung sicherzustellen. Die seitlich angebrachten Prüfkörperführungen dienen während der Versuche mit den Omega-Stringer Schalen als Kühlung des Druckmoduls und werden, hinsichtlich der Lage der Omega-Stringer, nicht als Knickstütze benötigt. Das Lastniveau A wird mit 1 kN s^{-1} aufgebracht und nach Erreichen der Last wird der Brenner gestartet. Nach der vorgeschriebenen Aufwärmzeit von 120 Sekunden wird der Brenner horizontal auf den Prüfkörper geschwenkt und die Versuchszeit gestartet. Während des Versuchs wird die Prüfkörperinnenseite mittels einer Videokamera (GoPro Hero 4 Black) gefilmt, wodurch im Nachgang eine detaillierte Beschreibung der Vorgänge und Versagenseintrittzeiten am Prüfkörper bestimmt werden können. Abbildung 3.29 zeigt die Innenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O48A während der Feuerwiderstandsprüfung unter Lastniveau A zu ausgewählten Versuchszeitpunkten. Das obere, linke Bild zeigt den in das Druckmodul integrierten Prüfkörper nach Aufbringen der Versuchslast und die applizierten Thermoelemente. Nach einer Beflammungsdauer von 1:58 min ist ein Austritt von Rauchgasen aus der Schaleninnenseite zu erkennen, nach-

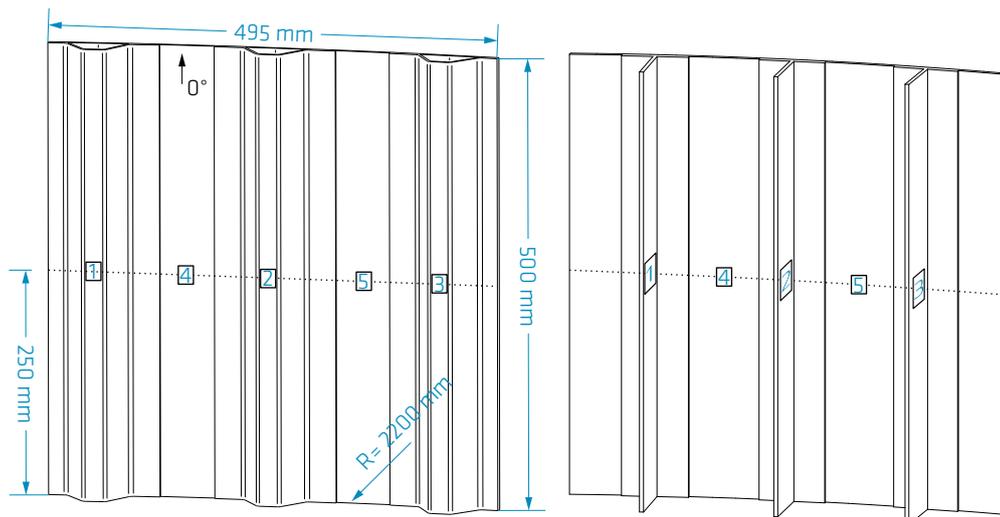


Abbildung 3.28: Positionen der Temperaturmessstellen an den Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper während der Feuerwiderstandsprüfungen

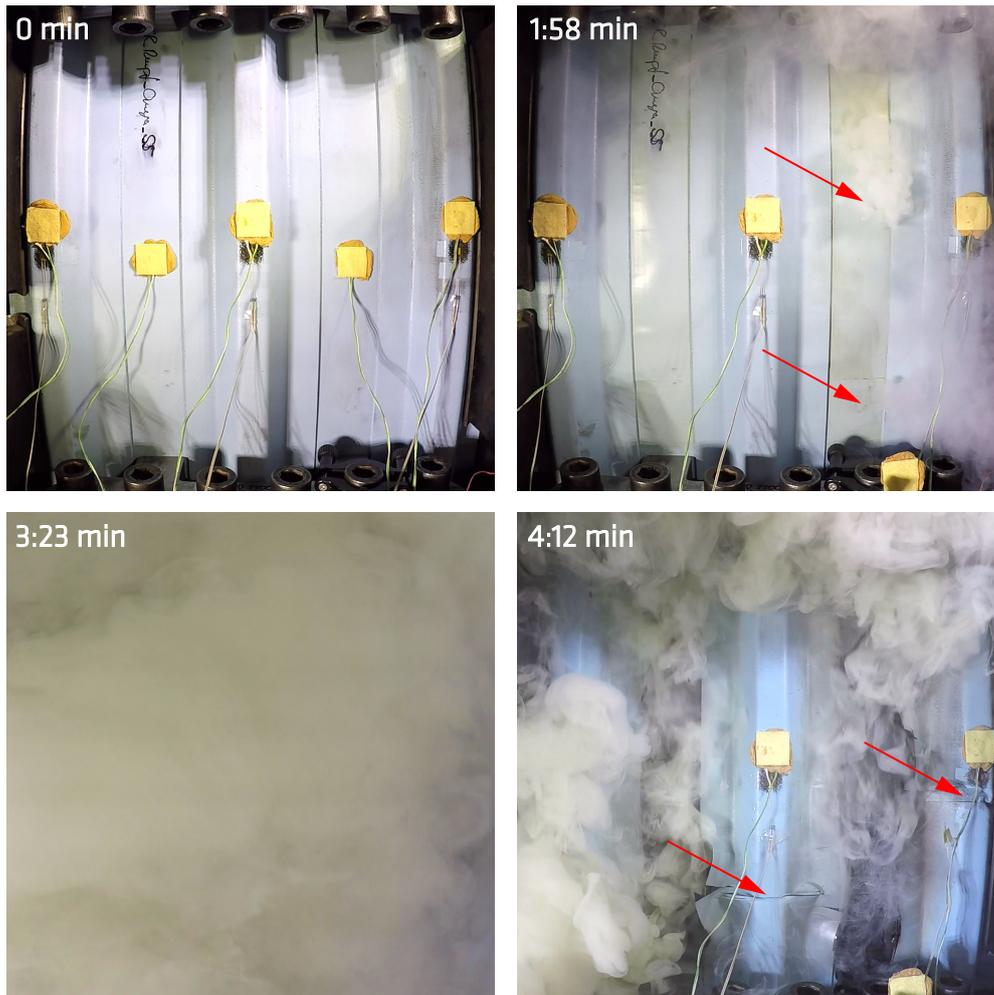


Abbildung 3.29: Innenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O48A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs

dem zuvor bereits ein Aufblähen der innersten Lage stattgefunden hat. Dies bewirkte ein Abfallen der Thermoelemente 4 und 5 von der Oberfläche der Schale. Im weiteren Verlauf erhöht sich die Menge an Rauchgasen und ebenfalls die Geschwindigkeit mit der diese aus der Schaleninnenseite ausströmen soweit, dass kurz nach dem ersten Austritt der komplette Brandraum mit Rauchgasen geflutet ist und der Prüfkörper auf der Videoaufnahme nicht mehr zu erkennen ist. Zusätzlich ist eine abschnittsweise deutliche Gelbfärbung der Rauchgase zu erkennen, wie auch bei 3:23 min Versuchszeit. Nach einer Versuchsdauer von 4:12 min tritt das strukturelle Versagen des Prüfkörpers CFK-O48A ein. Es ist zu erkennen, dass die Innenseite der Schalenstruktur schwarz gefärbt ist, was dafür spricht, dass die Epoxidharzmatrix nahezu vollständig aus der CFK Schale

3.4 Versteifte Aluminium und CFK Flugzeugrumpfschalen

ausgebrannt ist. Die Omega-Stringer hingegen weisen kein Austreten von Rauchgasen aus deren Oberfläche auf, was auf eine deutlich geringere thermische Belastung im Vergleich zur Schale hindeutet. Das mechanische Versagen zeichnet sich vor allem an den Omega-Stringern ab. Jeder der drei Omega-Stringer weist einen lokalen Bereich auf, an dem der Stringer ineinander geschoben wurde. Diese sind durch rote Pfeile auf der Innenseite in Abbildung 3.30 gekennzeichnet. Vor allem die Versagensform des

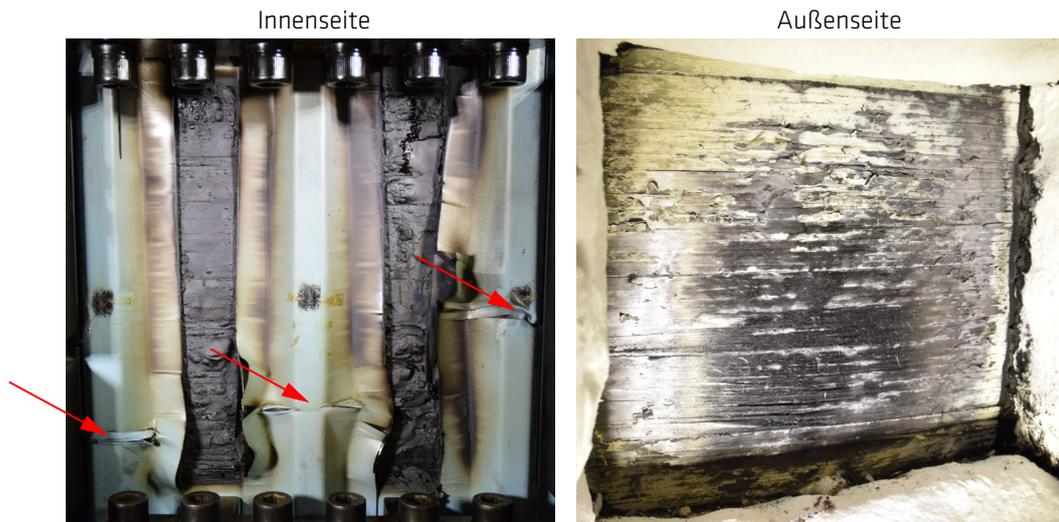


Abbildung 3.30: Innen- und Außenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalensprüfkörpers CFK-O48A nach der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A

rechten und des mittleren Stringers weisen auf ein starkes Erweichen der Matrix hin, da keine definierten Bruchkanten zu erkennen sind. Darüber hinaus ist eine starke Delamination der Omega-Stringerabschnitte auszumachen, die direkt mit der Schale verbunden sind. Die wachsartige Schutzfarbe an diesen Flächen weist eine deutliche Braunfärbung auf und deutet auf eine höhere thermische Belastung hin. Die Schutzfarbe auf der Schalenninnenseite zeigt einen hohen thermischen Zersetzungsgrad, der vor allem durch eine Blasenbildung an der Oberfläche und ein Abblättern von den Carbonfasern gekennzeichnet ist. Im Bereich von Farbabbliättern sind bloße Carbonfasern zu erkennen, was für ein komplettes Ausbrennen der Epoxidharzmatrix über die gesamte Schalendicke spricht. Die Prüfkörperaußenseite ist gleichermaßen durch einen vollständigen Matrixausbrand gekennzeichnet, wodurch die nackten Carbonfasern mit einem Faserorientierungswinkel von 90° sichtbar geworden sind.

In Abbildung 3.31 sind die Oberflächentemperaturen des Prüfkörpers CFK-O48A über die Versuchszeit aufgeführt. Für die Temperaturen an den Messstellen 4 und 5 der Schalenninnenseite liegt die Anfangstemperatur leicht über der Temperatur der Stringer,

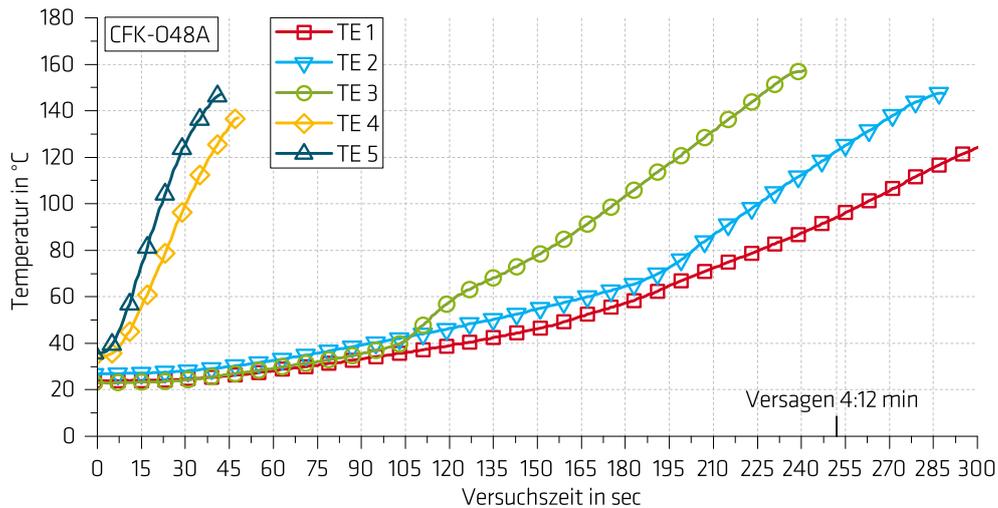


Abbildung 3.31: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite vom Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper CFK-O48A während der Feuerwiderstandsprüfung

weil der Prüfkörper während der Aufwärmphase des Brenners eine geringe Wärmestrahlung erfährt, die von Seiten der Versuchsrandbedingungen nicht zu vermeiden ist. Bereits nach einigen Sekunden direkter Beflammung der Prüfkörperaußenseite ist ein deutlicher Temperaturanstieg an der Oberfläche der Schaleninnenseite, gemessen durch die Thermoelemente 4 und 5, zu verzeichnen. Nach bereits 40 Sekunden wird an der Position von Thermoelement 5 eine Temperatur von ca. 145°C gemessen. Durch das Aufblähen der letzten Lage fällt das Thermoelement ab und die Messdatenaufzeichnung wird für diese Messstelle beendet. Für Thermoelement 4 tritt dieser Fall bei ca. 50 Sekunden ein. Es tritt ein maximaler Temperaturunterschied zwischen den Temperaturmessungen an Positionen 4 und 5 von 22°C auf. Dies kann durch einen lokalen unterschiedlichen Lageraufbau der Schale, der in eine unterschiedliche Schalenwandstärke resultiert hervorgerufen werden. Zusätzlich werden wie beim PML die Rauchgase innerhalb des FKV lokal zwischen einzelnen CFK Lagen eingeschlossen, was zu örtlich begrenzten unterschiedlichen Wärmeleitfähigkeiten führt. Werden die Temperaturen an den Positionen 4 und 5 gemittelt, ergibt sich ein Temperaturanstieg von ca. 3°C s^{-1} . Bei Annahme dieses konstanten, linearen Temperaturanstiegs ist nach ca. 60 Sekunden die Glasübergangstemperatur auf der Schaleninnenseite erreicht, was zu einem ausgeprägten Erweichen der Epoxidharzmatrix und damit zu einem drastischen Steifigkeitsverlust in der gesamten Schale führt. Darüber hinaus sind bereits die äußeren Lagen zum gleichen Zeitpunkt deutlich höher thermisch belastet, was zu

einem thermischen Zersetzen der Matrix führt. Die thermische Zersetzungstemperatur bei 400°C wäre, bei konstantem Temperaturanstieg, nach ca. 133 Sekunden auf der Schaleninnenseite erreicht. Ein exakter Zeitpunkt zu dem das Epoxidharz vollständig in der Schale zersetzt ist, kann nicht bestimmt werden, da auch die Videoanalyse aufgrund der starken Rauchgasbildung keine Schlüsse zulässt. Mit steigender Erwärmung und zunehmenden Zersetzungsgrad nimmt die Tragfähigkeit der Schale ab, denn die reinen Carbonfasern können keine Druckbelastungen aufnehmen. Dies bedeutet für die Omega-Stringer, dass diese gleichzeitig mehr Last übernehmen und bei vollständiger thermischer Zersetzung der Matrix in der Schale, allein für die restliche Standfähigkeit unter Brandbeanspruchung verantwortlich sind. Der Temperaturanstieg an der Oberfläche der Omega-Stringer von ca. $0,16^{\circ}\text{C s}^{-1}$ ist bis zu einer Versuchszeit von 100 Sekunden sehr gering im Vergleich zu dem der Schale. Die Temperaturerhöhung in den Stringern erfolgt durch direkte Wärmeleitung innerhalb des CFK, durch die Wärmestrahlung der Schale sowie infolge der heißen und unter hohem Druck austretenden Rauchgase. Mit fortlaufender Beflammungsdauer erhöht sich der Temperaturanstieg an der Position von Thermoelement 3 bis auf $0,9^{\circ}\text{C s}^{-1}$, sodass zum Zeitpunkt des Versagens eine Temperatur von ca. 170°C zu erwarten ist. Es muss erwähnt werden, dass die angezeigten Temperaturen natürlich auf einen lokalen Bereich des Stringers beschränkt sind. Die im Vergleich zu Thermoelementen 1 und 2 gemessene Oberflächentemperatur des Stringers an der Position von Thermoelement 3, erfährt bei einer Versuchszeit von 105 Sekunden einen überproportionalen Temperaturanstieg. Dies kann dadurch erklärt werden, dass zu diesem Zeitpunkt lokal heiße Rauchgase aus der Schale an der gleichen Position austreten und den Omega-Stringer von innen zusätzlich erhitzen. Die Temperaturmessungen auf der Innenseite zeigen deutlich, dass der Wärmeeintrag in die Stringer deutlich später erfolgt im Vergleich zur Schale. Aufgrund der lokalen Temperaturmessung an jeweils zwei Positionen auf der Schale und jeweils einer Position auf jedem Stringer, kann keine Aussage bezüglich eines Temperaturgradienten über die Wandstärke der Schale oder die der Stringer getroffen werden. In Abbildung 3.32 sind Oberflächentemperaturmessung auf der Schaleninnenseite und Stringern vom Rumpfschalenprüfkörper CFK-O35A und CFK-O42A über die Versuchszeit aufgeführt. Aufgrund des Aufblähens und der damit verbundenen Delamination der innersten CFK Lage der Schale nach einer Beflammungsdauer von 25 Sekunden, erfolgt ein schlagartiger Knick im Temperaturverlauf an den Positionen der Thermoelemente 4 und 5, der einen Abfall des Temperaturgradienten beschreibt. Für den Temperaturanstieg an den Messstellen der Schale vor dem Aufblähen kann kein signifikanter Unterschied

zum Versuch mit dem Prüfkörper CFK-O48A erkannt werden. Dies bedeutet, dass zumindest in einer kurzen Anfangsphase der Beflammung von 30–40 Sekunden die Innenseitentemperatur der Schale nahezu gleichermaßen ansteigt. Nach dem Aufblähen und der Delamination der innersten CFK Lage der Schale fällt der Temperaturgradient ca. um das 10-fache ab. Dieser Effekt konnte während der Feuerwiderstandsprüfungen an CFK-O35A und CFK-O42A gemessen werden, weil die Thermolemente nach dem Aufblähen an der innersten Lage haften geblieben sind. Weiterhin ist dem Diagramm zu entnehmen, dass die Oberflächentemperaturen der Omega-Stringer, wie bei dem Prüfkörper CFK-O48A deutlich später ansteigen im Vergleich zur Schale. Ein deutlicher Unterschied in Bezug auf den Temperaturanstieg und den Absoluttemperaturen der Stringeroberflächen ist nicht auszumachen, abgesehen von den erhöhten und begründeten Temperaturdaten von Thermolement 3 des Prüfkörpers CFK-O48A. Besonders zu erwähnen ist, dass die Oberflächentemperaturen der Omega-Stringer für Prüfkörper CFK-O35A nach dessen Versagen und dem gleichzeitigen Ausschalten des Brenners, weiterhin und ungestört ansteigen und sehr ähnliche Werte erreichen, wie beim Prüfkörper CFK-O42A zu dessen Versagenszeit, ca. eine Minute später. Dieses Phänomen ist durch eine hohe Wärmekapazität der Carbonfasern von $710 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$, gepaart mit einer geringen Wärmeleitfähigkeit von $1,7 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ senkrecht zu den

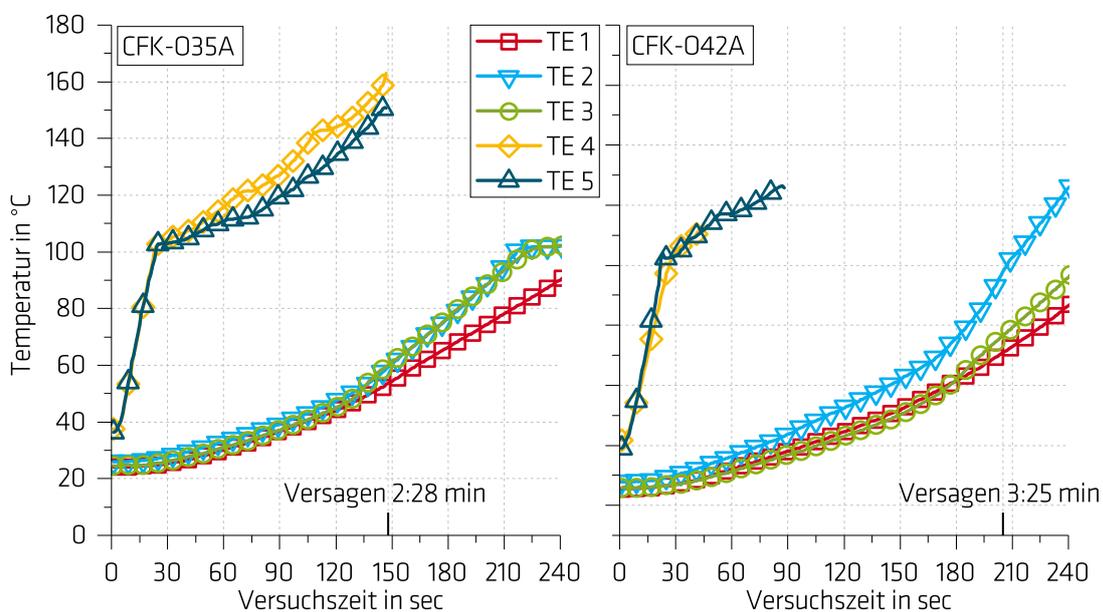


Abbildung 3.32: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den Omegastringerverstärkten Rumpfschalenprüfkörpern CFK-O35A und CFK-O42A während der Feuerwiderstandsprüfung

Fasern begründet [15, 94]. Die Carbonfasern der Schale speichern die zugefügte Wärme und geben sie nach dem Ausschalten des Brenners weiter an die Umgebung und die Stringer auf der Schaleninnenseite ab, da auch nach dem strukturellen Versagen des Prüfkörpers eine Anbindung der Stringer an die Schale vorhanden ist. Zusätzlich ist der Hohlraum der Omega-Stringer höchstwahrscheinlich mit heißen Rauchgasen geflutet, was ein Abkühlen nachträglich verzögert. Trotz der sich geringfügig unterscheidenden Temperaturmesswerte der drei getesteten Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper bei Lastniveau A, variieren die Versagenszeiten sehr deutlich. Zunächst seien die Feuerwiderstandsprüfungen der T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper bei Lastniveau A beschrieben. Es folgen die Prüfungen der Omega-stringerversteiften Schalen bei Lastniveau B.

T-stringerversteifte Rumpfschalen bei Lastniveau A

Die Feuerwiderstandsprüfungen an den beiden T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern seien detailliert an dem Prüfkörper CFK-T45A erläutert. Entsprechend den Feuerwiderstandsprüfungen an Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern wird auch der T-stringerversteifte Prüfkörper mit der Druckkraft $F_{FW_A} = 117 \text{ kN}$ des Lastniveaus A beaufschlagt. Nach der Aufwärmzeit des Brenners beginnt die Zeitmessung bis zum strukturellen Versagen des Prüfkörpers. Zusätzlich wird für die T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper, wie in der FEM Analyse bereits angewendet, die seitlichen Prüfkörperführungen verwendet, um die Schale an den Rändern zu stützen, siehe Abbildung 3.33 vor dem Versuchsstart. Zusätzlich wurde mit Gewebeklebeband versucht, das Abfallen der Thermoelemente von der Schale beim Aufblähen der letzten Lage zu verhindern. Bei einer Versuchszeit von 2:00 min sind erste Rauchgasaustritte aus der Schaleninnenseite zu erkennen, die sich schnell vermehren und in ihrer Intensität verstärken, wie bei 2:46 min zu sehen. Nach einer Beflammungsdauer von 3:52 min versagt der Prüfkörper, indem die T-Stringer seitlich wegnicken. In Abbildung 3.34 ist der Prüfkörper CFK-T45A und eine Vergrößerung, fokussiert auf die Bruchstellen des mittleren und rechten T-Stringers, nach der Abkühlungsphase zu sehen. Die Schaleninnenseite ist zu großen Teilen durch schwarz gefärbte Bereiche geprägt, die auf eine thermische Zersetzung der Epoxidharzmatrix verweisen. Bei den T-Stringern ist deutlich eine Delamination der Lagen zu erkennen, die direkt mit der Schale verbunden sind und parallel zu dieser verlaufen. Das Erweichen der Matrix in den äußeren Lagen der T-Stringer führt dazu, dass der restliche Teil des Stringers unter der Last und zunehmender Erwärmung seitlich ausknicken kann. Hierbei findet ein

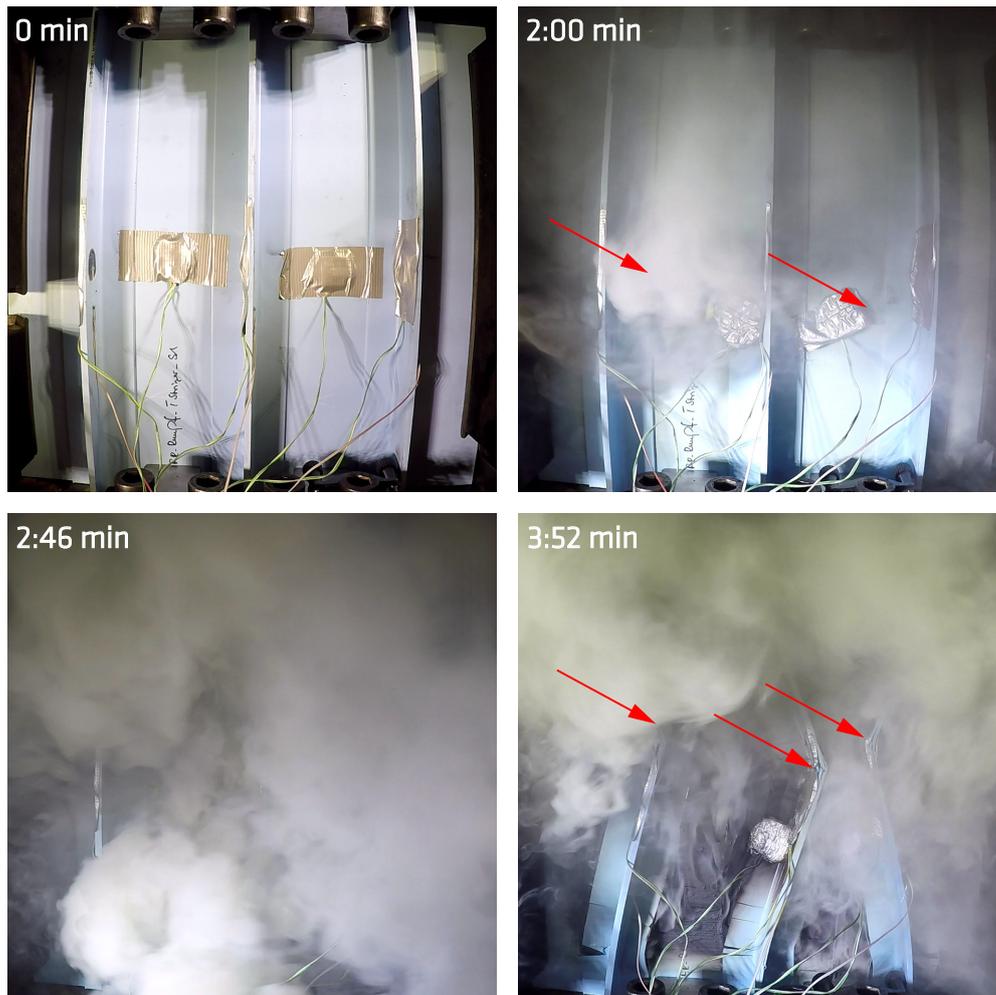


Abbildung 3.33: Innenseite des T-stringerverstärkten Rumpfschalenprüfkörpers CFK-T45A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs

voneinander wegrutschen der äußeren Lagen der T-Stringer statt. In der Vergrößerung verdeutlichen die Bruchstellen der Stringer ein seitliches Knicken durch ein ineinander Schieben der inneren Lagen an der Position des Knicks. Die Oberflächentemperaturverläufe der Schaleninnenseite sowie der Stege der T-Stringer sind in Abbildung 3.35 aufgeführt. Die Stege der T-Stringer stehen senkrecht auf der Schaleninnenseite und können deshalb weniger von den ausströmenden und heißen Rauchgasen thermisch beeinflusst werden, im Vergleich zu den Omega-Stringern, dessen Hohlraum sich mit heißen Gasen füllen kann. Für die T-Stringer bleibt hauptsächlich die thermische Belastung durch die direkte Wärmeleitung durch das CFK sowie die Wärmestrahlung der Schale relevant. Wie bei den Omega-stringerverstärkten Rumpfschalenprüfkörpern

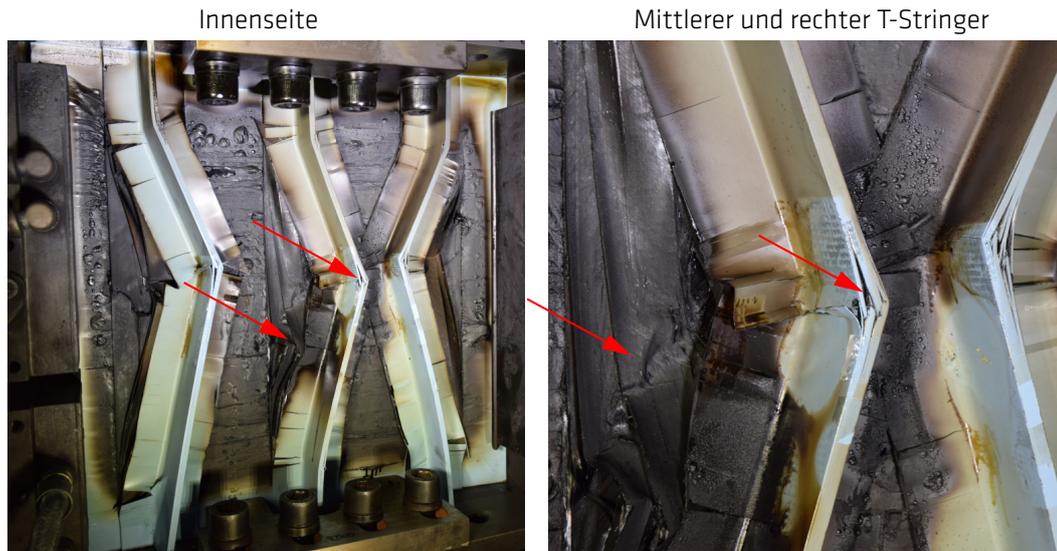


Abbildung 3.34: Innenseite des T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-T45A nach der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A mit Vergrößerung der Bruchstellen des mittleren und rechten T-Stringers

ist kein signifikanter Unterschied an den Oberflächentemperaturen der Schale an den Positionen 4 und 5 zwischen den beiden Prüfkörpern innerhalb der ersten 30 Sekunden auszumachen. Auch bei diesen Versuchen fallen die Thermoelemente mit dem Aufblähen der innersten Schalenlage ab, trotz des zusätzlich verwendeten Klebebands. Für die Oberflächentemperaturen der Stege der T-Stringers ergibt sich für den Prüfkörper CFK-T41A ein sehr gleichmäßiger Verlauf für alle drei Stringers. Ein ausgeprägter Temperaturanstieg tritt, mit dem Überschreiten von 40°C , nach ca. 90 Sekunden auf. Beim Versagen der T-Stringers haben deren Stege in der Mitte eine Oberflächentemperatur von ca. 80°C . Nach dem Ausschalten des Brenners ist unverzüglich ein Abfall des Temperaturanstiegs an allen drei Messpositionen der Stringers zu verzeichnen. Dies ist vor allem durch die starke Delamination der T-Stringers von der Schale und die damit gestörte Wärmeleitfähigkeit erklärt. Für den Prüfkörper CFK-T45A ergibt sich für die Stege der T-Stringers ein ähnlicher Temperaturverlauf. Für den mittleren Stringer wird das Thermoelement lokal von ausströmenden Rauchgasen stark beeinflusst, wodurch sie die erhöhten Temperaturen im Vergleich zu den seitlichen Stringers ergeben. Anders als bei den Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern, lässt sich hier bei den T-stringerversteiften Prüfkörpern erkennen, dass die Stringertemperaturen der dickeren Schale leicht unterhalb der der dünneren Schale liegen, obwohl der Dickenunterschied der Schalen marginal erscheint. Das Versagensbild der T-stringerversteiften Rumpfscha-

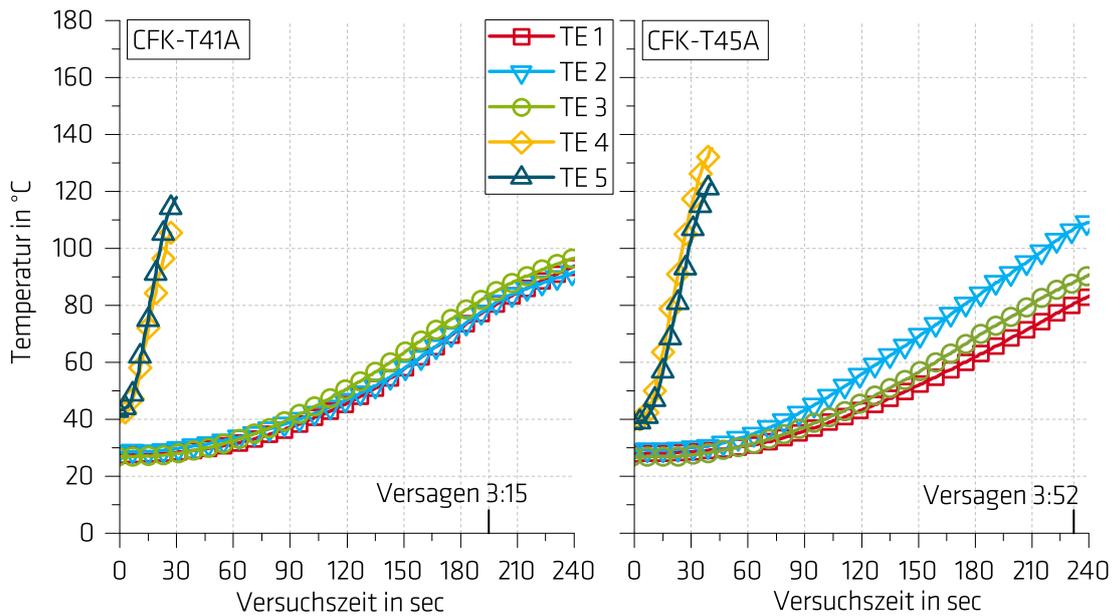


Abbildung 3.35: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern CFK-T41A und CFK-T45A während der Feuerwiderstandsprüfung

lenprüfkörper beim Lastniveau A sowie die Temperaturdaten deuten darauf hin, dass nachdem die Epoxidharzmatrix der Schale nahezu vollständig thermisch zersetzt war, die T-Stringer die komplette Drucklast eigenständig trugen, bis diese seitlich ausknickten und das strukturelle Versagen bewirkten. Die Untersuchungen bei Lastniveau B schließen sich den Ausführungen der Prüfungen der Omega-stringerversteiften Schalen bei Lastniveau B an.

Omega-stringerversteifte Rumpfschalen bei Lastniveau B

Für die Feuerwiderstandsprüfungen bei Lastniveau B werden die Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper mit der doppelten Last $F_{FW_B} = 234 \text{ kN}$ auf Druck belasten. Die Last wird ebenfalls mit einer Geschwindigkeit von 1 kN s^{-1} aufgebracht, bevor der Brenner für die Aufwärmphase gestartet wird. In Abbildung 3.36 ist der Omega-stringerversteifte Rumpfschalenprüfkörper CFK-O44B während der Feuerwiderstandsprüfung abgebildet. Es ist zu erkennen, dass bei einer Versuchszeit von 1:41 min Rauchgase aus der Schaleninnenseite austreten. Aufgrund der höheren mechanischen Belastung können sich Spalte in der innersten Lage früher bilden, sodass auch flüssiges, schwarz gefärbtes Harz austreten kann. Nach einer Beflammungsdauer von 2:30 min versagt der Prüfkörper und der Versuch wird beendet. Zum Zeitpunkt des Versagens treten

3.4 Versteifte Aluminium und CFK Flugzeugrumpfschalen

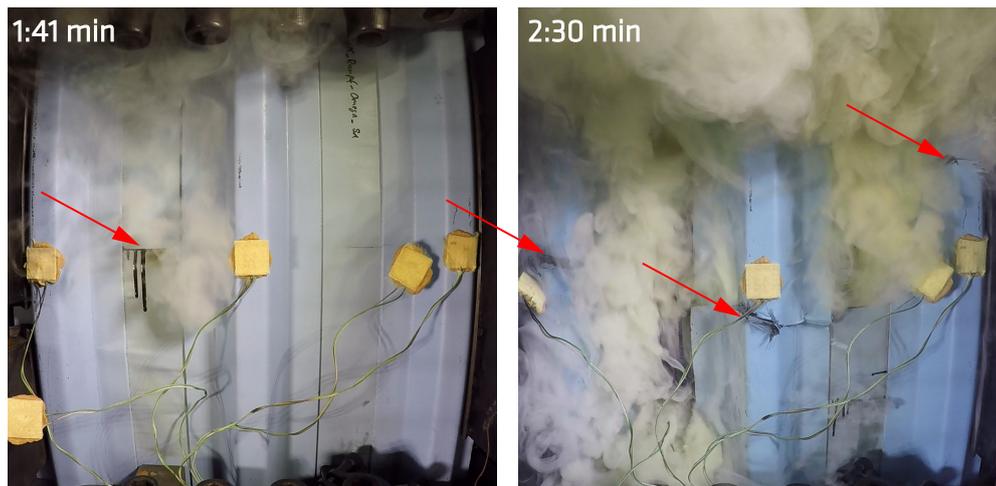


Abbildung 3.36: Innenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O44B während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau B zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs

kontinuierlich Rauchgase aus der Schaleninnenseite hinaus, wobei festgestellt wurde, dass die thermische Zersetzung der Epoxidharzmatrix noch nicht bis zur innersten Schalenlage vorgedrungen ist. Der Rauchgasaustritt aus der Schale klingt erst ca. 2 min nach dem Versagen ab, was bedeutet, dass die in der Schale gespeicherte Wärme ausreichte, um den thermischen Zersetzungsprozess der Epoxidharzmatrix für die genannte Zeitspanne weiter aufrecht zu erhalten. Der abgekühlte Prüfkörper ist in Abbildung 3.37

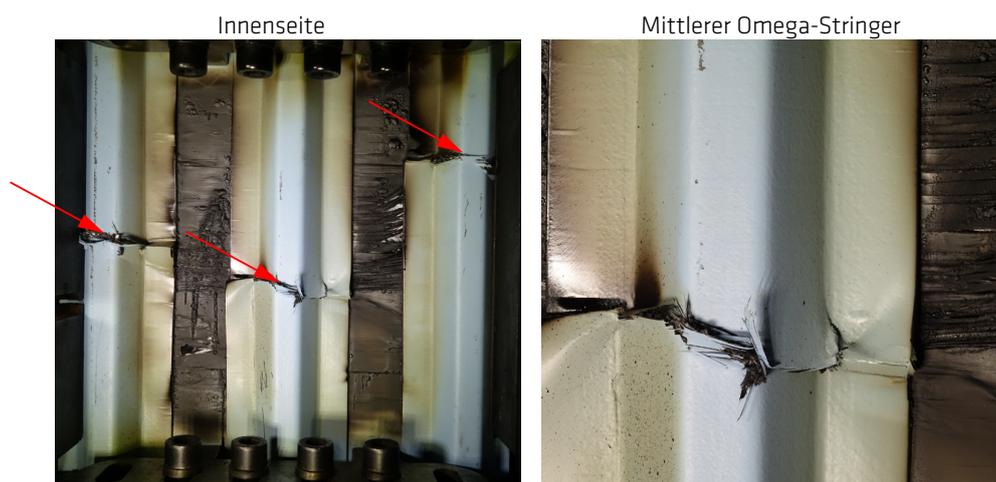


Abbildung 3.37: Innenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O44B nach der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau B mit Vergrößerung auf die Bruchstelle des mittleren Omega-Stringers

dargestellt. Alle drei Omega-Stringer weisen ein sehr ähnliches Versagensbild auf, das durch einen horizontalen Bruch jeden Stringers geprägt ist. Dabei sind die Abschnitte der Stringer, die direkt mit der Schale verbunden sind, höher thermisch belastet gewesen. Das Versagen in diesen Bereichen ist durch ein faltiges Verschieben der CFK-Lagen gekennzeichnet, wohingegen die Schrägen der Stringer und deren Verbindungsflächen brechen und ineinander geschoben werden. Dieses Verhalten ist in der Vergrößerung der Bruchstelle des mittleren Omega-Stringers gut zu erkennen. Die Temperaturmessungen

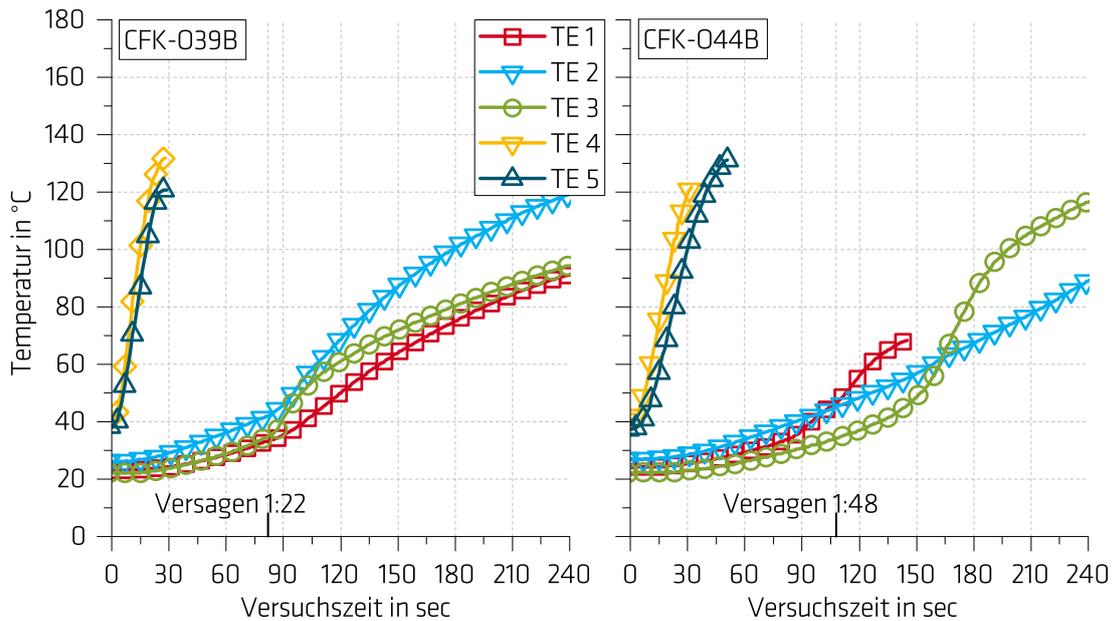


Abbildung 3.38: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern CFK-O39B und CFK-O44B während der Feuerwiderstandsprüfung

verdeutlichen diese Annahme. In Abbildung 3.38 sind die Temperaturdaten für beide Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau B aufgeführt. Zum Zeitpunkt des strukturellen Versagens weisen die Oberflächen der Stringer an den Messstellen eine Temperatur von maximal 45°C auf, welche im normalen Operationsbereich eines FKV liegt. Folglich muss ein Temperaturgradient zwischen Messstelle und den Verbindungsflächen des Omega-Stringers mit der Schale vorhanden sein. Beim Versagen bricht auch die Schaleninnenseite lokal auf, wodurch die heißen Rauchgase vermehrt austreten können. In den Hohlräumen der Omega-Stringer werden diese eingeschlossen und erwärmen die Stringer weiter von innen, was durch einen erhöhten Temperaturanstieg an den Messstellen 1–3 nach dem Versagenszeitpunkt des jeweiligen Prüfkörpers festzustellen ist.

T-stringerversteifte Rumpfschalen bei Lastniveau B

Die T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper werden vor dem Beflammen mit der statischen Druckkraft $F_{FWB} = 234 \text{ kN}$ belastet. Nach der Aufwärmphase des Brenners werden die Prüfkörper bis zu deren Versagen beflammt. Abbildung 3.39 zeigt den T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper CFK-T50B bei einer Versuchszeit von 2:08 min, bei der das Versagen eintritt. Vor dem Versagen sind Rauchgase nur aus der Seite der Schale ausgetreten, nicht aber aus der Schaleninnenseite. Anders als beim Lastniveau A ist bei der doppelten Last zum Zeitpunkt des strukturellen Versagens der thermische Zersetzungsgrad der Epoxidharzmatrix und dessen Fortschritt über die Schalendicke geringer. Das Versagensbild ist durch eine Aufspaltung und Ineinanderrutschen der T-Stringer charakterisiert. Die Anbindung der Stringer an die Schale ist beim Versagen vorhanden, sodass ein seitliches Ausknicken nicht stattfinden konnte. Durch das Zusammenschieben des Prüfkörpers bricht auch lokal die Schaleninnenseite auf, wodurch die Rauchgase aus der Schale ungehindert austreten können. Bei einer Versuchszeit von 2:25 min und 17 Sekunden nach dem Ausschalten des Brenners, entzünden sich die Rauchgase selbst ohne externe Zündquelle, wodurch ein Brand auf der Schaleninnenseite entsteht. Dieser erlischt nach weiteren 3:56 min eigenständig. Das Entzünden der Rauchgase nach dem Versuchsende wurde ebenfalls für den Prüfkörper CFK-T43B beobachtet. Abbildung 3.40 zeigt die Auswertung der Temperaturmessungen auf der Oberfläche der Schaleninnenseite sowie den Stegen der T-Stringer für den



Abbildung 3.39: Innenseite des T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-T50B während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau B zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs

Prüfkörper CFK-T50B. Wie bei den vorherigen Feuerwiderstandsprüfungen steigt die Temperatur der Schaleninnenseite innerhalb von 30 Sekunden auf ca. 120°C an. Die Oberflächentemperatur der T-Stringer Stege erreicht beim Versagen des Prüfkörpers bei 2:08 min eine Temperatur von ca. 40 bzw. 50°C. Dies erklärt die Versagensform der T-Stringer, die eher einem „kalten“ Versagen bei einem statischen Bruchlastversuch entspricht. Nach der Entzündung der Rauchgase werden die Schaleninnenseite sowie die T-Stringer direkt beflammt, was einen erneuten Temperaturanstieg an den Messstellen der T-Stringer bewirkt. Hierzu muss erwähnt werden, dass die Thermoelemente 1 und 2 direkt den Flammen ausgesetzt sind, wohingegen das Thermoelement 3 auf der dem Feuer abgewandten Seite des T-Stringers sitzt. Für den Prüfkörper CFK-T43B liegen, aufgrund eines Messsystemausfalls, keine Temperaturdaten vor. Abbildung 3.41 zeigt den Prüfkörper CFK-T50B nach dem Erlöschen der Rauchgase, die aus der Schaleninnenseite austraten. Mit dem Brand auf der Schaleninnenseite hielt die thermische Zersetzung der Epoxidharzmatrix an, wodurch die Schale zusätzlich von innen ausbrannte. Dies ist in der Vergrößerung neben der Bruchstelle des linken T-Stringers durch frei liegende Carbonfasern sichtbar. Des Weiteren ist zu erkennen, dass eine Aufspaltung und Delamination im oberen Teil der Stege des linken und mittleren T-Stringers während der Feuerwiderstandsprüfung stattfand, die aber nicht zum Versagen führte.

Tabelle 3.10 gibt die Versuchszeiten beim ersten Rauchgasaustritt aus der Schaleninnenseite sowie die Versagenszeiten und ob eine Rauchgasentzündung stattgefunden hat für alle stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper während der Feuerwiderstandsprü-

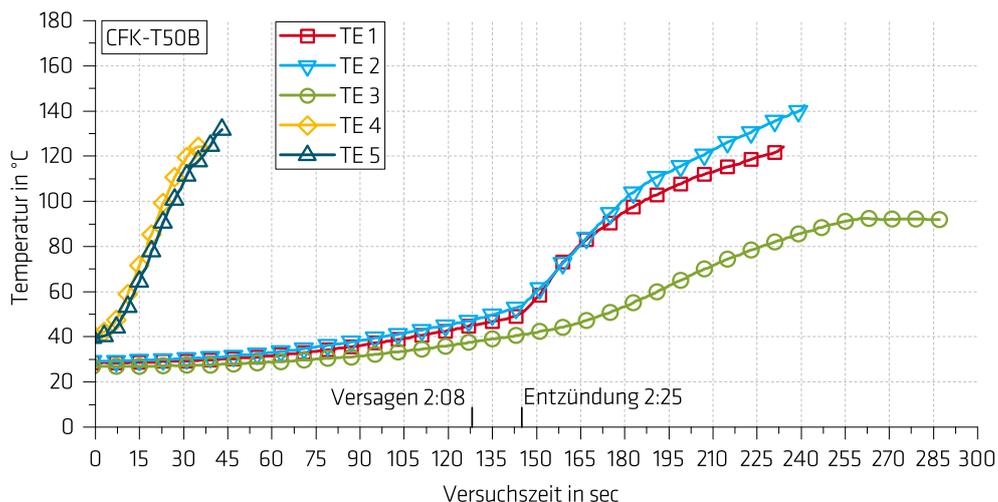


Abbildung 3.40: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite vom T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper CFK-T50B während der Feuerwiderstandsprüfung



Abbildung 3.41: Innenseite des T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-T50B nach der Feuerwiderstandsprüfung mit Vergrößerung der Bruchstelle des linken T-Stringers

fung für beide Lastniveaus A und B wieder. Für den Zeitpunkt des Rauchgasaustritts kann für die Rumpfschalenprüfkörper, getestet bei Lastniveau A, festgestellt werden, dass bei einer dünneren Schale der Austritt früher eintritt als bei einem Prüfkörper mit einer dickeren Schale. Weiterhin ist zu erkennen, dass sich der Zeitpunkt des Rauchgasaustritts nicht linear mit der Schalendicke zu späteren Zeiten verschiebt. Für die Rumpfschalenprüfkörper mit einer Schalendicke von 4,2- 4,8 mm traten die Rauchgase der thermischen Zersetzung der Epoxidharzmatrix erstmals bei einer Versuchszeit von ca. 2 min aus der Schaleninnenseite hervor. Bei einer höheren Last, dem hier getesteten Lastniveau B, treten die Rauchgase deutlich früher aus der Schaleninnenseite aus, was vor allem durch die höheren mechanischen Dehnungen und der damit verbundenen früher einsetzenden Rissbildung in den CFK Lagen unter der thermischen Belastung erklärt werden kann. Wie sich bei der Feuerwiderstandsprüfung des Prüfkörpers CFK-T50B zeigte, kann sich ein Großteil des Drucks, der durch die thermische Zersetzung innerhalb des FKV entsteht, über die seitlichen und offenen Prüfkörperkanten abbauen, sodass bei einer geschlossenen Gesamtstruktur frühere Austrittszeiten der Rauchgase eintreten können. Für eine stringerversteifte CFK Luftfahrtstruktur wird festgehalten, dass nach einer Beflammungsdauer von 2 min, mit einem sich in der Intensität schnell steigendem Rauchgasaustritt spätestens zu rechnen ist. Bei einem richtigen Verhältnis von Luftsauerstoff und Rauchgasen besteht darüber hinaus die Möglichkeit der Selbstentzündung.

Lastniveau A				Lastniveau B			
Prüfkörper	RGA	VZ	RGE	Prüfkörper	RGA	VZ	RGE
CFK-O35A	1:17 min	2:28 min	×	CFK-O39B	1:05 min	1:22 min	×
CFK-T41A	1:40 min	3:15 min	×	CFK-T43B	1:21 min	1:57 min	✓
CFK-O42A	2:05 min	3:25 min	×	CFK-O44B	1:22 min	2:28 min	×
CFK-T45A	1:58 min	3:52 min	×	CFK-T50B	-	2:08 min	✓
CFK-O48A	1:58 min	4:12 min	×				

Tabelle 3.10: Versuchszeiten beim ersten Rauchgasaustritt (RGA) aus der Schaleninnenseite sowie die Versagenszeiten (VZ) und Rauchgasentzündungsereignis (RGE) für alle stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A und B; RGA–Rauchgasaustritt, VZ–Versagenszeitpunkt, RGE–Rauchgasentzündung

Zur Hervorhebung der Beziehung zwischen der Versagenszeit und der Schalenwandstärke der stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper, werden die Ergebnisse in einem Diagramm für beide Lastniveaus übertragen, siehe Abbildung 3.42. Für das Lastniveau A

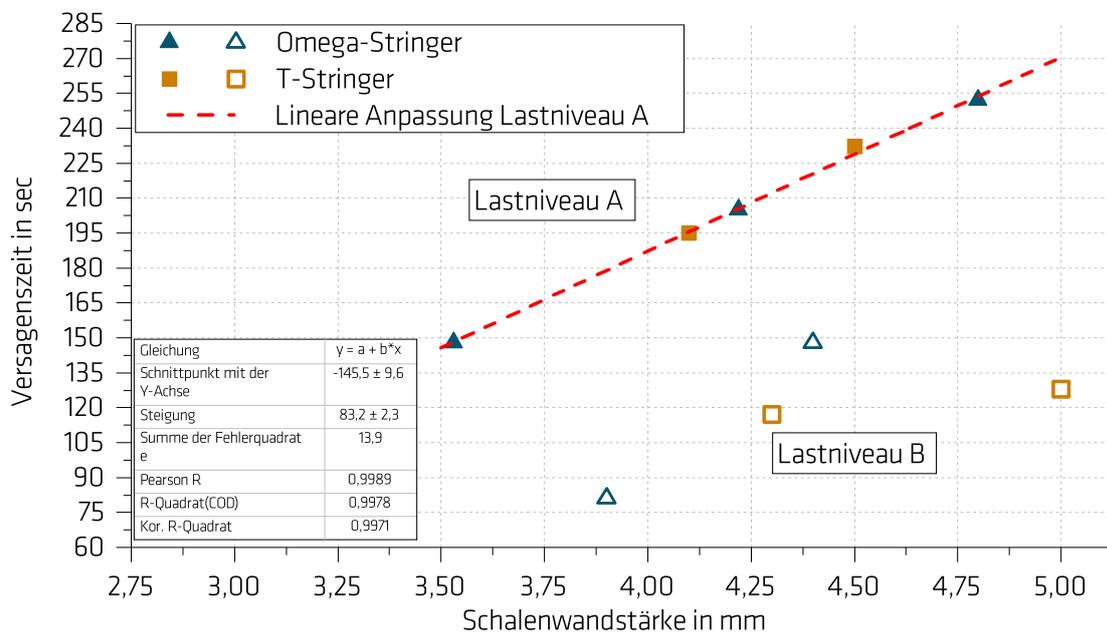


Abbildung 3.42: Versagenszeiten über Schalendicke für alle stringerversteiften CFK Rumpfschalenprüfkörper aus den Feuerwiderstandsprüfungen unter simultaner Druckbelastung mit Lastniveaus A und B und lineare Anpassung Versagenszeiten unter Lastniveau A

kann ein linearer Zusammenhang zwischen der Versagenszeit und der Flugzeugrumpfschalenwandstärke für den getesteten Bereich hergestellt werden, welcher durch die lineare Anpassung im Diagramm beschrieben wird. Dabei scheint, dass die vorliegenden Stringergeometrien keinen Einfluss auf die Versagenszeit besitzen. Bei einer nahezu vollständigen thermischen Zersetzung der Epoxidharzmatrix der Schale des Prüfkörpers, ist die Tragfähigkeit der Schale unter Druckbelastung quasi nicht mehr präsent. Dies bedeutet, dass ausschließlich die Stringer auf der Schaleninnenseite die gesamte aufgebrachte Last tragen. Die Omega- und T-Stringer besitzen etwa die gleichen Steifigkeiten, bezogen auf die Lastrichtung sowie annähernd gleich große Querschnittsflächen. Im Lastniveau A werden alle Prüfkörper mit der gleichen Druckkraft $F_{FW_A} = 117 \text{ kN}$ belastet und folglich müssen, nach dem Ausbrand der Epoxidharzmatrix aus der Schale, alle Stringer der fünf getesteten Prüfkörper den gleichen Belastungszustand erfahren. Die Versagenszeit der Stringer ist dann hauptsächlich abhängig vom Wärmeeintrag aus der Schale und der damit verbundenen Stringertemperatur. Aufgrund der unterschiedlich beschriebenen Versagensmechanismen zwischen Omega- und T-Stringer für die Ergebnisse im Lastniveau A, muss die Unabhängigkeit der Stringergeometrie auf die Versagenszeit als zufällig für die angesetzte Last angesehen werden. Ein linearer Zusammenhang zwischen der Versagenszeit und der Schalenwandstärke für die gleichen Stringerformen erscheint plausibel, zumindest für die hier getesteten Schalenwandstärken von 3,5 mm bis 4,8 mm. Für die Stringer gleicher Geometrie hängt deren Standfestigkeit maßgeblich vom zeitlichen Wärmeeintrag ab. Mit einer erhöhten Druckkraft von $F_{FW_B} = 234 \text{ kN}$ im Lastniveau B, ist die Temperatur der Stringer zum Versagenszeitpunkt niedriger als beim Lastniveau A. Für die getesteten Omega- und T-Stringer Prüfkörper mit einer Schalendicke von 3,9 mm bis 5,0 mm, muss davon ausgegangen werden, dass zum Versagenszeitpunkt ein Teil der Schalenstruktur noch tragfähig war und sich somit die Last in einem unbekanntem Verhältnis auf Stringer und Schale verteilt hat. Für diese Annahme spricht, dass das Versagen der Stringer im Lastniveau B, anders als im Lastniveau A, einem „kaltem“ Versagen, wie in einem Bruchlastversuch entspricht. Bei annähernd gleicher Schalendicke, erzielt der Omega-stringerversteifte Rumpfschalenprüfkörper eine höhere Versagenszeit, als die T-stringerversteifte Schale. Dies ist mit den höheren Bruchlasten der Omega-Stringer Schale gegenüber der T-Stringer Schale zu begründen. Des Weiteren besteht für die Omega-stringerversteifte Rumpfschale bei höheren Lasten eine stärkere Abhängigkeit von der Schalendicke, als für die T-stringerversteifte Rumpfschale, da letztere bei einem Wandstärkenunterschied der Schale von ca. 0,75 mm nur einen geringfügigen Zugewinn an Zeit bis zum Versagen aufweisen kann.

3.4.4 Feuerwiderstandsprüfungen der Aluminiumrumpfschalen unter Drucklast

Zur Festlegung der Druckkraft für die Feuerwiderstandsprüfungen der Aluminium Rumpfschalenprüfkörper wird die gleiche Spannung aus der Biegebelastung des Rumpfes von $\sigma_{BA} = 33 \text{ MPa}$, wie für die stringerversteiften CFK Rumpfschalen, aus Gründen der Vergleichbarkeit herangezogen. Dazu werden die Prüfkörper jeweils mit einer Druckkraft von $F_{FW_{Alu}} = 40 \text{ kN}$ belastet, was einer Dehnung von $0,45 \text{ ‰}$, bei einem Elastizitätsmodul von $E_{2024} = 73,1 \text{ GPa}$ in Krafrichtung hervorruft und damit das Lastniveau A wiedergibt. Aufgrund der geringen Anzahl an repräsentativen Aluminium Rumpfschalenprüfkörpern, werden beide Prüfkörper beim gleichen Lastniveau geprüft. Abbildung 3.43 links zeigt die Innenseite des, in das Druckmodul eingesetzten,

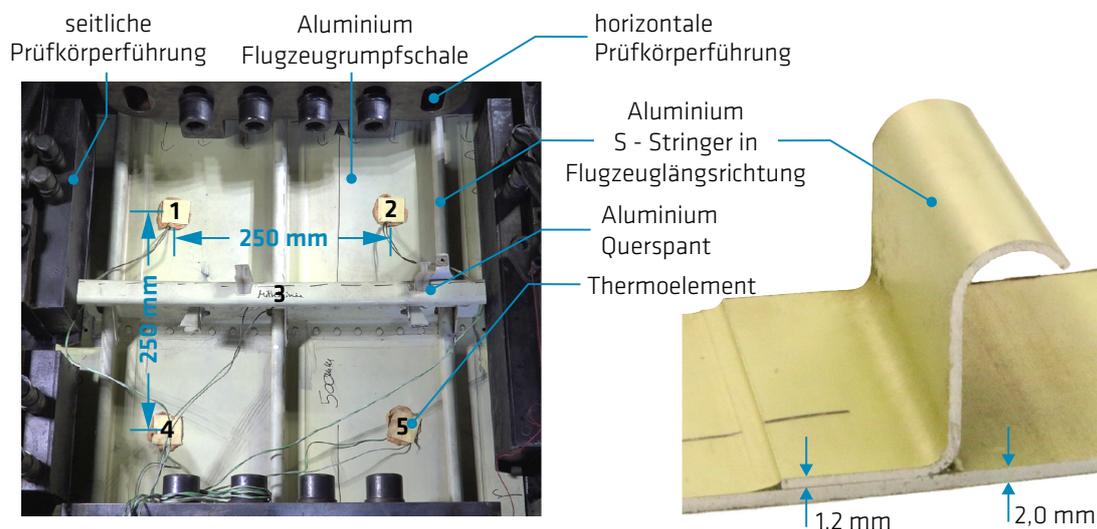


Abbildung 3.43: links: Innenseite des S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-1A vor der Feuerwiderstandsprüfung eingesetzt in das Druckmodul; rechts: Vergrößerung auf einen S-Stringer der in Flugzeuglängsrichtung verläuft

S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers. Der Prüfkörper wird mit den seitlichen Prüfkörperführungen an seinen Längsrändern gestützt, um ein Knicken der Schale zu vermeiden. Die lokal begrenzte horizontale Prüfkörperführung dient vor allem dem Ausrichten des Prüfkörpers innerhalb des Druckmoduls und verhindert ein Verrutschen vor und während der mechanischen Belastung. Wie abgebildet, werden vier Thermoelemente auf der Schaleninnenseite mit einem horizontalen und vertikalen Abstand von 250 mm zueinander appliziert. Das Thermoelement 3 wird mittig auf den

3.4 Versteifte Aluminium und CFK Flugzeugrumpfschalen

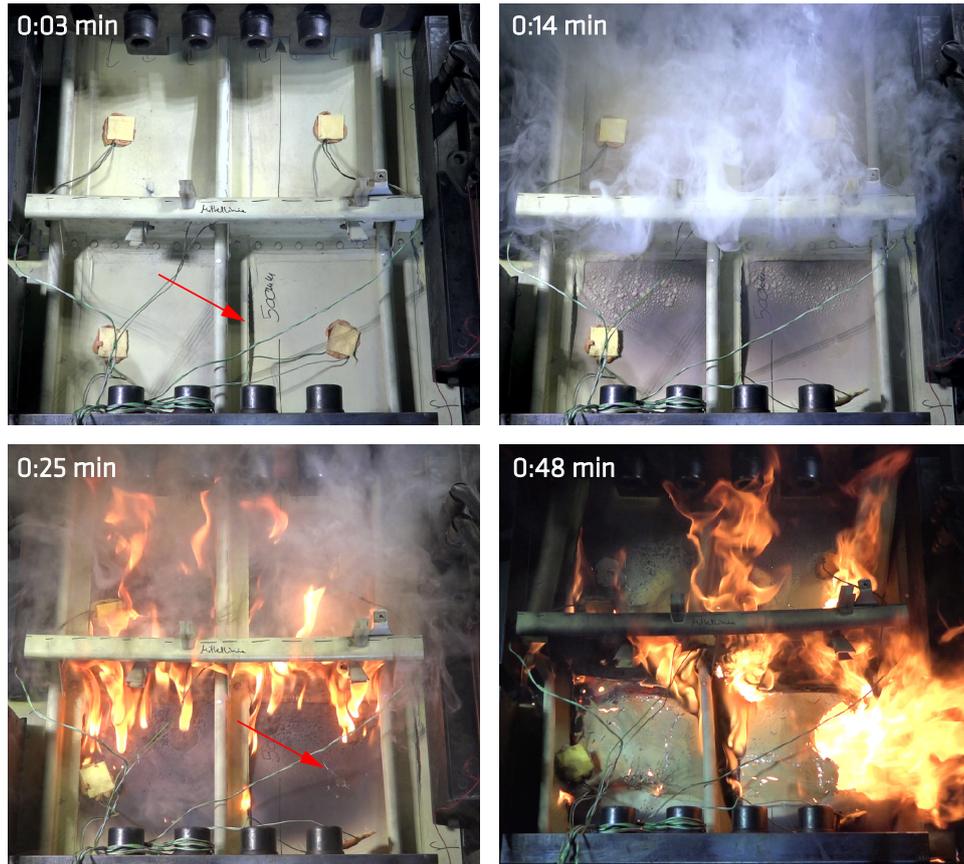


Abbildung 3.44: Innenseite des S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-1A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs

Steg des Querspanntes angebracht, um dessen Oberflächentemperatur während der Feuerwiderstandsprüfung zu messen. In der Abbildung rechts ist eine Vergrößerung eines S-Stringers abgebildet, der eine konstante Materialstärke von 1,2 mm vorweist. Während die Stringer auf die Schale geklebt sind, ist der Spant mit der Schale über Nieten verbunden. Abbildung 3.44 zeigt die Innenseite des Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-1A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A. Bereits nach einer Beflammungsdauer von 3 Sekunden tritt beim mittleren Stringer eine Ablösung von der Schale auf. Nach 14 Sekunden beginnt die thermische Zersetzung der Schutzfarbe auf der Schaleninnenseite, deren Rauchgase sich nach 25 Sekunden selbst entzünden. Weiterhin sind kleine Risse in der Schalenstruktur zu erkennen, die auf einen bevorstehenden Durchbrand hindeuten. Bei einer Versuchszeit von 48 bzw. 42 Sekunden tritt das mechanische Versagen des jeweiligen Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers ein, gleichzeitig geprägt von einem massiven Durchbrand der Aluminiumschale. Abbildung 3.45 zeigt

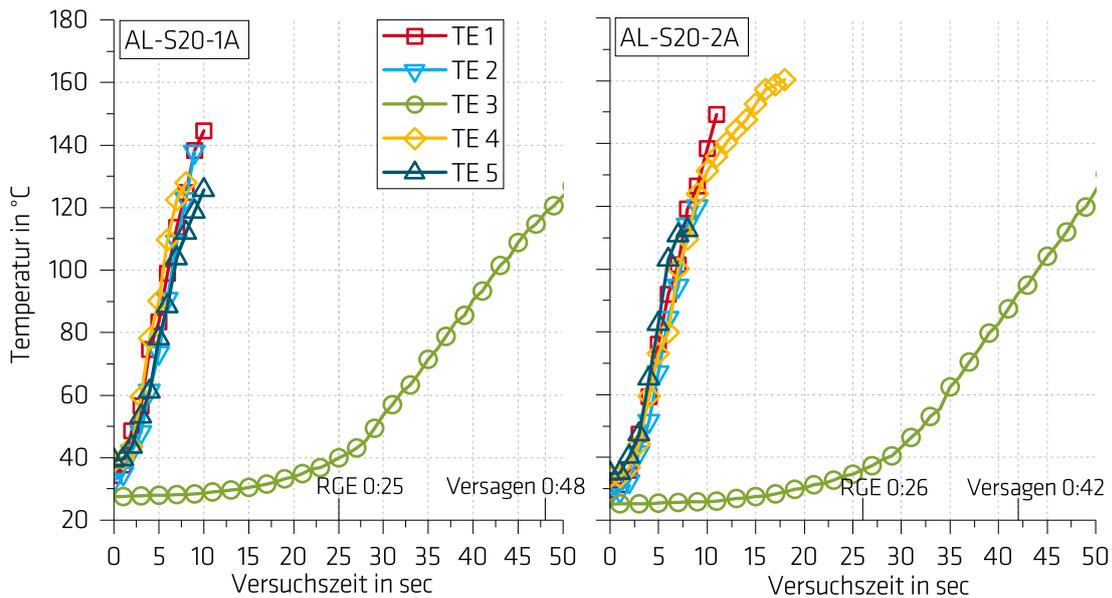


Abbildung 3.45: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpern AL-S20-1A und AL-S20-2A während der Feuerwiderstandsprüfung; RGE – Rauchgasentzündung

die Oberflächentemperaturen der Schaleninnenseite sowie des Querspans der Aluminium Rumpfschalenprüfkörper während der Feuerwiderstandsprüfungen. Für beide Prüfkörper ist mit dem Beginn der Beflammung ein starker Temperaturanstieg an allen Messpositionen der Schaleninnenseite zu verzeichnen. Die Temperaturgraphen enden mit dem Ablösen des Thermoelementes von der Oberfläche. Es kann eine mittlere Steigung von ca. $13^{\circ}\text{C s}^{-1}$ für die ersten 10 Sekunden ermittelt werden. Die Solidus- und Liquidustemperatur für die Legierung AL-2024-T3 liegt bei 502°C bzw. 638°C . In dem Schmelzintervall von 136°C können feste sowie flüssige Phasen des Aluminiums vorkommen. Brammer et al. zeigen in ihrer Veröffentlichung [107] den Steifigkeitsverlust der Aluminiumlegierung 2024 bei erhöhten Temperaturen. Demnach fällt in einem Temperaturbereich von 22°C bis 500°C das Kompressionsmodul um 13 %, das Zugmodul um 30 % und das Schubmodul um 42 % der ursprünglichen Größe ab. Folglich kann angenommen werden, dass die Prüfkörper unter Lastniveau A bis zum Erreichen der Solidustemperatur der aufgetragenen Druckbeanspruchung standhielten. Mit dem Überschreiten der Solidustemperatur beginnt die Aluminiumschale des jeweiligen Prüfkörpers sich zu verflüssigen, wodurch die Wandstärke der Schale abnimmt und damit auch ihre Tragfähigkeit drastisch abfällt. Die Folge ist das mechanische Versagen des Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers. Durch das Aufreißen der dünnen Aluminiumresthaut, wird

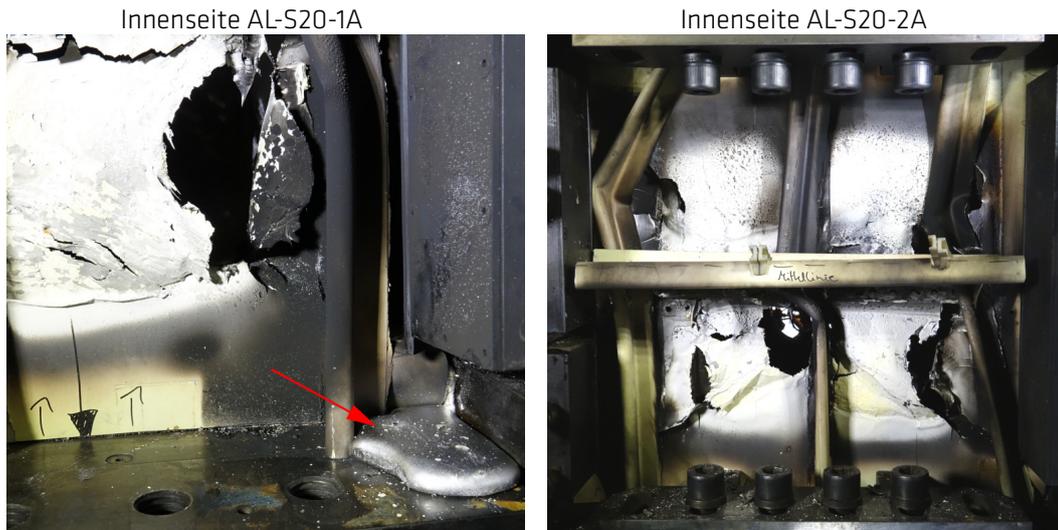


Abbildung 3.46: links: Innenseite des S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-1A nach der Feuerwiderstandsprüfung mit Vergrößerung auf verfestigte Aluminiumschmelze; rechts: Innenseite des S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-2A nach der Feuerwiderstandsprüfung

dieses von einem massiven Durchbrand der Schalenstruktur begleitet. Abbildung 3.46 links zeigt einen Ausschnitt der Innenseite des Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-1A nach der Feuerwiderstandsprüfung. Der rote Pfeil markiert einen Teil des geschmolzenen Aluminiums der Schale, der sich nach dem Abkühlen wieder verfestigte. In der Abbildung rechts ist die Innenseite des Prüfkörpers AL-S20-2A dargestellt. Wie auch der erste Prüfkörper, ist dieser durch einen massiven Schalendurchbrand geprägt. Die S-Stringer weisen starke Verformungen sowie Knicke auf, wohingegen der Querspannt aus beiden Versuchen nur eine geringe Schädigung ertragen musste. Durch eine hauptsächliche Kraftaufnahme in Umfangsrichtung des Rumpfes, hier senkrecht zur Lasttrichtung, kann der Spant keinen entscheidenden Beitrag zur Standfestigkeit unter Brandbeanspruchung leisten, obwohl seine Stegtemperatur zum Versagenszeitpunkt jeweils bei ca. 40°C liegt und er damit über seine nahezu vollständigen Steifigkeiten verfügt. Die S-Stringer sind nach dem Durchbrand der Schale nicht in der Lage, die strukturelle Integrität des Rumpfausschnitts aufrecht zu erhalten und können die Versagenszeit nicht verlängern.

3.5 Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flamm- schutzlagen

Mit den gewonnen Erkenntnissen aus den voran gegangenen Feuerwiderstandsprüfungen der Kapitel 3.3 und 3.4, werden die Schutzfunktionen, der in den FKV integrierten Flammenschutzlagen, mit der Notwendigkeit der Abbildung eines Strukturbauteils, zur Bestimmung der Feuerwiderstandsfähigkeit in diesem Kapitel kombiniert. Dazu wurden an der BAM Omega-stringerversteifte Schalenstrukturen gefertigt und zwei Varianten mit integrierten Schutzschichten entwickelt, dessen Leistungsfähigkeit in Feuerwiderstandsprüfungen unter simultaner Druckbelastung getestet wurde.

3.5.1 Materialien

Für die Festlegung der Materialien zur Herstellung von Omega-stringerversteiften CFK Schalenstrukturen, ist die Wahl des Herstellungsverfahrens ausschlaggebend. Für die Prüfkörperfertigung wurde, unter Berücksichtigung von Herstellungskosten, Entwicklungsmöglichkeiten und Ressourcenkapazitäten, der „Seeman Composites Resin Infusion Molding Process (SCRIMP)“ angewendet. Die erforderlichen Bedingungen für eine Verarbeitung von carbonfaserverstärkten Prepreg-System, standen zum Zeitpunkt der Anfertigung dieser Dissertation an der BAM nicht zur Verfügung.

Als Faserhalbzeug wurde das unidirektionale Kohlenstofffasergelege *ECC UD 134CIM* in Luftfahrtqualität der Firma *C. Cramer GmbH & Co. KG* gewählt, das aus der Faser *TENAX®-E IMS65 E23 24K* besteht und ein Flächengewicht von 134 g m^{-2} aufweist [108]. Dieses Faserhalbzeug wird vorrangig in der Luftfahrt verwendet und ebenfalls als Komponente für die Herstellung von carbonfaserverstärkten Prepregs, wie das M21 der Firma *Hexcel*, eingesetzt. Das gewählte Matrixhalbzeug für Infusionsprozesse *MGS® RIM 935*, bestehend aus *EPIKOTE™ Resin MGS™ RIMR935* und dem Härter *EPIKURE™ Curing Agent MGS™ RIMH 937* des Herstellers *Hexion* [109], bietet eine Glasübergangstemperatur von ca. 150°C nach dem Aushärtungsprozess und stellt damit eine Alternative zu dem, für die Luftfahrt zertifizierten, Infusionsharz *HexFlow® RTM 6* dar, welches eine Glasübergangstemperatur von ca. 210°C besitzt. Weitere Auswahlkriterien für das Matrixsystem *MGS® RIMR 935/RIMH 937* sind dessen geringe Viskosität von ca. 200 mPa s bei einer Temperatur von 30°C , mit einer zugehörigen Topfzeit von zwei Stunden und vor allem seine kommerzielle Verfügbarkeit und sein vergleichsweise geringer Preis. Zum Aufkleben der CFK Omega-Stringer auf die CFK Schalenrückseite

wird der Klebstofffilm *FM 300-2M.06* der Firma *Cytec Solvay Group* verwendet [110], der gleichermaßen Anwendung in der Luftfahrzeugherstellung findet.

Als integrierte Flammenschutzlagen dienen die bereits in Kapitel 3.3 verwendete PEI Folie *Ajedium Ultra 1000 Film* des Herstellers *Solvay* [111] und eine neuartige Faserkeramik, *Wound Highly Porous Oxide Ceramic Matrix Composite (WHIPOX[®])*, des Unternehmens *WPX Faserkeramik GmbH* [112]. Der *WHIPOX[®]* Verbund besteht aus einer reinen Aluminiumoxid-Matrix (Al_2O_3), die durch Keramikfasern *3M NextelTM 610* des Herstellers *3M* [113] verstärkt wird und bietet eine geringe Wärmeleitfähigkeit von $0,4 - 2,7 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$, bei einer Temperatur von 1000°C . Die verwendeten Fasern werden bereits als Textilhalbzeuge in der Luftfahrt, z.B. als Triebwerksverkleidungen eingesetzt und bieten hohen Schutz gegen Wärme und Flammendurchbrand. Es werden folgende Lagenaufbauten für die CFK Schalen und Stringer angewendet, wobei sich an den repräsentativen Luftfahrtstrukturen aus Kapitel 3.4 orientiert wird, siehe Tabelle 3.11. Die Aufbauten CFK-RK und CFK-RKTP dienen als Rohlinge für die Fertigung der Schalenprüfkörper mit integrierten Schutzschichten CFK-BAM-Keramik und CFK-BAM-Keramik+TP. Darüber hinaus ergab eine detaillierte Teststudie zu der Infusionsfähigkeit des Kohlenstofffasergeleges mit dem genannten Harz/Härter-System, dass ein CFK mit einer Anzahl von maximal 24 Lagen mit dem SCRIMP Verfahren hergestellt werden kann. Diese Angabe bezieht sich auf die Fertigung einer größeren CFK Schale, aus der zwei CFK Schalen, mit den Dimensionen von $495 \times 500 \text{ mm}^2$, gewonnen werden können.

Konfiguration	Materialien	Lagenaufbau (+: 45° , -: 135°)
CFK-BAM-1/2	IMS65	[+/-/90/-/0/+90/0/-/90/+0] _s
CFK-RK	IMS65	[90/-/0/+90/0/-/90/+0] _s
CFK-BAM-Keramik	IMS65+K	[+/-/K/[CFK-RK]/-/+]
CFK-RKTP	IMS65	[0/+90/0/-/90/+0] _s
CFK-BAM-Keramik+TP	IMS65+K+TP	[+/-/K/90/-/TP/[CFK-RKTP]/TP/-/90/-/+]
CFK-Omega-Stringer	IMS65	[+/-/0/0/90/0/0/-/90/0/0/+/-/0/0/90/45/0/0/90/0/0/-/+]

Tabelle 3.11: Lagenaufbauten für CFK Schalen mit integrierten Schutzschichten sowie für CFK Omega-Stringer; R–Rohling, K–Keramik, TP–Thermoplastfolie

3.5.2 Prüfkörperfertigung

Für die Prüfkörperfertigung findet der SCRIMP [114–118] Anwendung, welcher einen Harzinfusionsprozess beschreibt, bei dem die trockenen Fasern in eine feste Werkzeugform abgelegt werden und anschließend mit einer Vakuumfolie abgedichtet werden. Der abgeschlossene Raum wird evakuiert und das bereits angemischte Epoxidharz über das Vakuum in die Fasern gesaugt. Dabei verteilt sich das Harz mittels einer Fließhilfe zunächst über die gesamte Oberfläche des Lagenaufbaus und fließt danach in die Tiefe. Der Vorteil gegenüber einer Infusion mit einem seitlichen Anguss, ist eine gleichmäßigere Dickenverteilung über die Breite und Länge des Bauteils sowie deutlich kürzere Infusionszeiten. Bei der Verwendung von UD Kohlenstofffasergelegen, sind mit diesen Verfahren Faservolumenanteile von bis zu 60 % zu erreichen. Für die zu fertigen CFK Schalen und Omega-Stringer wurde je eine feste Werkzeughälfte aus einem vollen Aluminiumblock gefräst. Dabei wurden die Dimensionen der Werkzeuge dementsprechend gewählt, dass aus einem Herstellungsvorgang jeweils zwei CFK Schalen bzw. zwei Omega-Stringer der Länge 500 mm gewonnen werden können. Die zugehörigen technischen Zeichnungen befinden sich im Anhang A.4. Abbildung 3.47 zeigt den schematischen Aufbau zum Herstellungsverfahren von CFK Schalen im SCRIMP. Zunächst wird das gesäuberte Schalenwerkzeug mit dem Trennmittel *Semiperm*[®] *Monofilm* eingegeben, um ein späteres Entformen der ausgehärteten CFK Schale zu vereinfachen. Zuvor wird das Schalenwerkzeug auf eine Temperatur von 30°C mittels der darunter liegenden Glasseide-Heizmatte *KM-HPG-250S* der Firma *SAF Wärmetechnik GmbH* mit dem zugehörigen Temperaturregler *KM-RD1012 3650W* aufgewärmt und während des gesamten Infusionsprozesses konstant gehalten. Nach dem Auspolieren des Trennmittels, wird eine Lage Abreißgewebe abgelegt, gefolgt von dem CFK Lagenaufbau

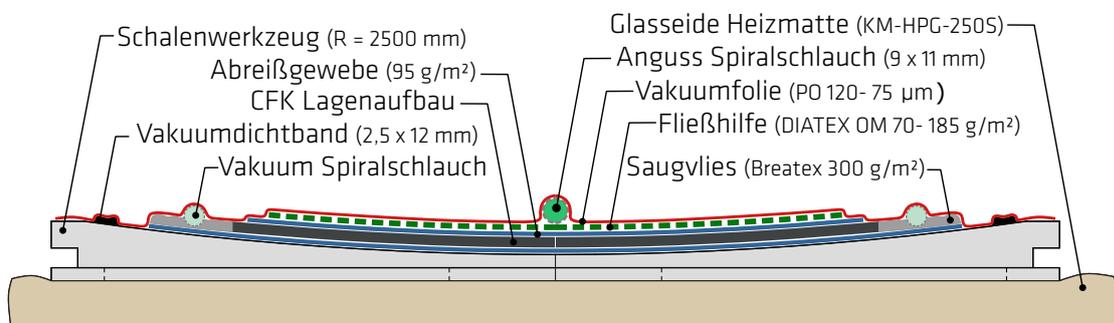


Abbildung 3.47: Schematische Darstellung des SCRIMP für die Herstellung von CFK Schalen.

3.5 Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen

gemäß Tabelle 3.11. Über die CFK Lagen folgt erneut eine Lage Abreißgewebe, welche ca. 3 cm kürzer in Länge und Breite als die CFK Lagen ist. Diese wird überdeckt von der Fließhilfe, die wiederum 1 cm kürzer in Länge und Breite als das Abreißgewebe ist. Mit dieser Abstufung wird verhindert, dass eine direkte Fließverbindung zwischen Fließhilfe und Saugvlies besteht. Somit wird die Epoxidharzmatrix gezwungen, in die Tiefe des Lagenaufbaus zu fließen. Mittig wird der Harzanguss-Spiralschlauch über die Länge des Lagenaufbaus verlegt und an den Enden durch die abschließende Vakuumfolie geführt und mit Vakuumdichtband abgedichtet. Umlaufend, um den CFK Lagenaufbau, werden mehrere Schichten des Saugvlieses und darauf die Spiralschläuche abgelegt, die eine Verbindung zur Harzfalle (*Stevik SK3VAC-15L0WR12x4*) besitzen, siehe Abbildung 3.48. Zum Ende der Infusionsvorbereitung, wird der gesamte Aufbau mit einer Vakuumfolie abgeschlossen, die ebenfalls umlaufend mit Vakuumdichtband fixiert wird. Durch die Evakuierung der Harzfalle mittels einer Membranvakuumpumpe (*Pfeiffer MVP 040-2*), wird gleichermaßen der komplette SCRIMP Aufbau evakuiert, wobei die Harzzuleitungen geschlossen sein müssen. Die Evakuierung des Lagenaufbaus wird mit einem digitalen Druckmessgerät (*Greisinger GDH 200-14*), verbunden mit dem Harzangusssschlauch, kontinuierlich überwacht. Wird ein Restdruck von 4-8 mbar über einen Zeitraum von mindestens 30 Minuten bei ausgeschalteter Vakuumpumpe aufrecht erhalten, ist das festgelegte Kriterium für ausreichende Dichtigkeit erfüllt und die Infusion wird gestartet. Das zuvor auf 28°C erwärmte Harz RIMR935 und

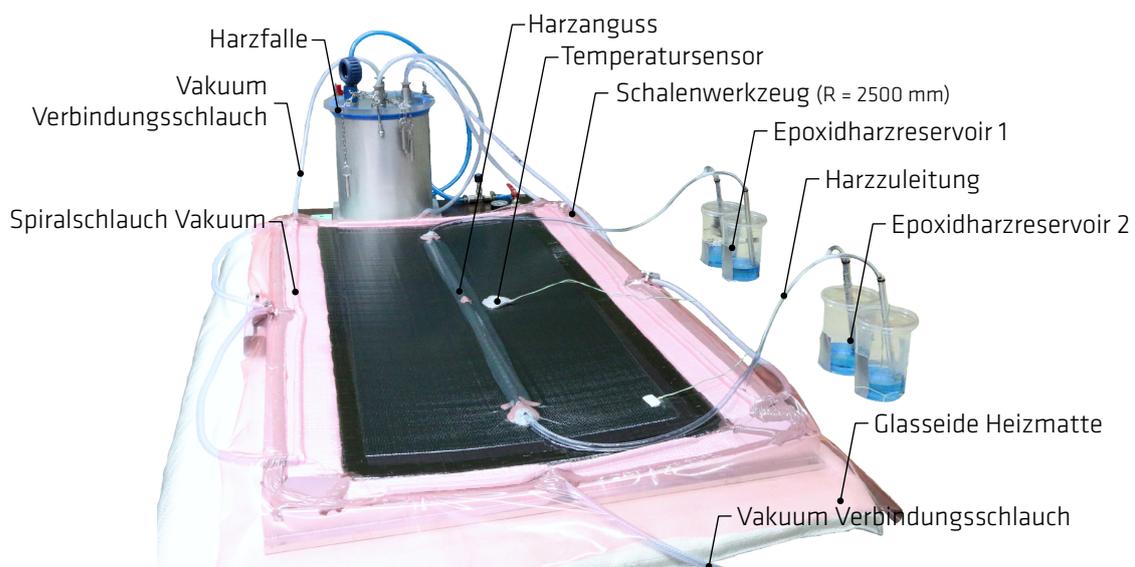


Abbildung 3.48: Infusionsaufbau zur Anwendung des SCRIMP zur Herstellung von CFK Schalen

der Härter RIMH937, werden entsprechend dem Mischungsverhältnis angemischt und in einer separaten Harzfalle einem Vakuum ausgesetzt, um eingeschlossene Luft zu entfernen. Die Harzzuleitungen werden in die Becher mit der Epoxidharzmatrix geführt und geöffnet, wodurch die Matrix in den Lagenaufbau gesogen wird. Das Matrixniveau sollte sich dabei stets unter dem des Werkzeugs befinden, um einen Hebereffekt zu vermeiden. Während des Infusionsvorganges wird die Oberflächentemperatur des Schalenwerkzeugs und die des Lagenaufbaus mit angebrachten Thermoelementen (Typ K) sowie die Harztemperatur im Reservoir überwacht. Dazu wird ein USB-Messsystem (*Omega OM-USB-TC-AI*) verwendet. Nach ca. vier Stunden ist der Infusionsvorgang beendet und der CFK Lagenaufbau wird kurzzeitig auf 100°C erhitzt, wodurch eine schnelle Aushärtung der Epoxidharzmatrix erfolgt. Nach einer ausreichenden Abkühlzeit wird die CFK Schale entformt und erneut in das Schalenwerkzeug gelegt. Es folgt das Tempern der Schale bei einer Laminattemperatur von 160°C für fünf Stunden mit einem zuvor eingestellten Temperatursteigerung von ca. 1 K min⁻¹.

Das Herstellungsverfahren für die CFK Omega-Stringer verläuft identisch zu dem der Schalen, mit dem Unterschied, dass für das Ablegen der einzelnen Lagen ein Sprühkleber (*Diatex INFUTAC*) zur Fixierung verwendet wird, da sonst ein Drapieren des UD Kohlenstoffasergeleges auf dem Omega-Stringer-Werkzeug nicht möglich wäre. Der schematische Aufbau zum Herstellen von CFK Omega-Stringern im SCRIMP, ist in Abbildung 3.49 dargestellt. Der Anguss Spiralschlauch wird mittig auf dem oberen Teil des Stringers verlegt und die Vakuum Spiralschläuche werden jeweils an den Längsseiten, zusammen mit dem Saugvlies aufgebracht. Über die Fließhilfe verteilt sich

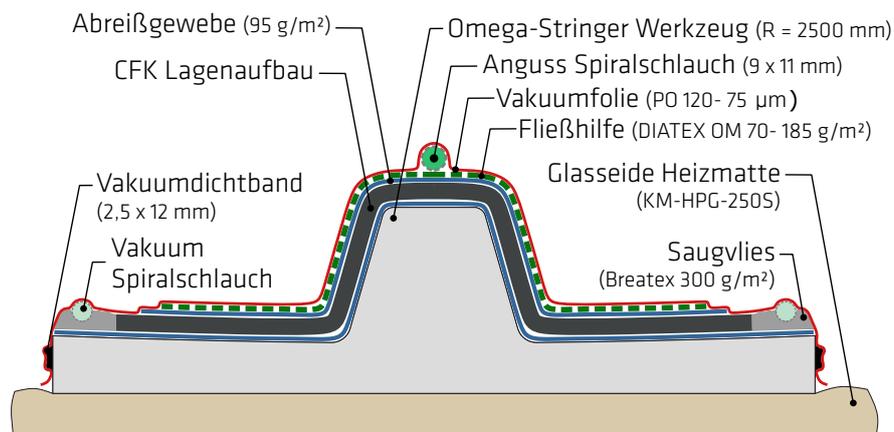


Abbildung 3.49: Schematische Darstellung des SCRIMP für die Herstellung von CFK Omega-Stringern

3.5 Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen

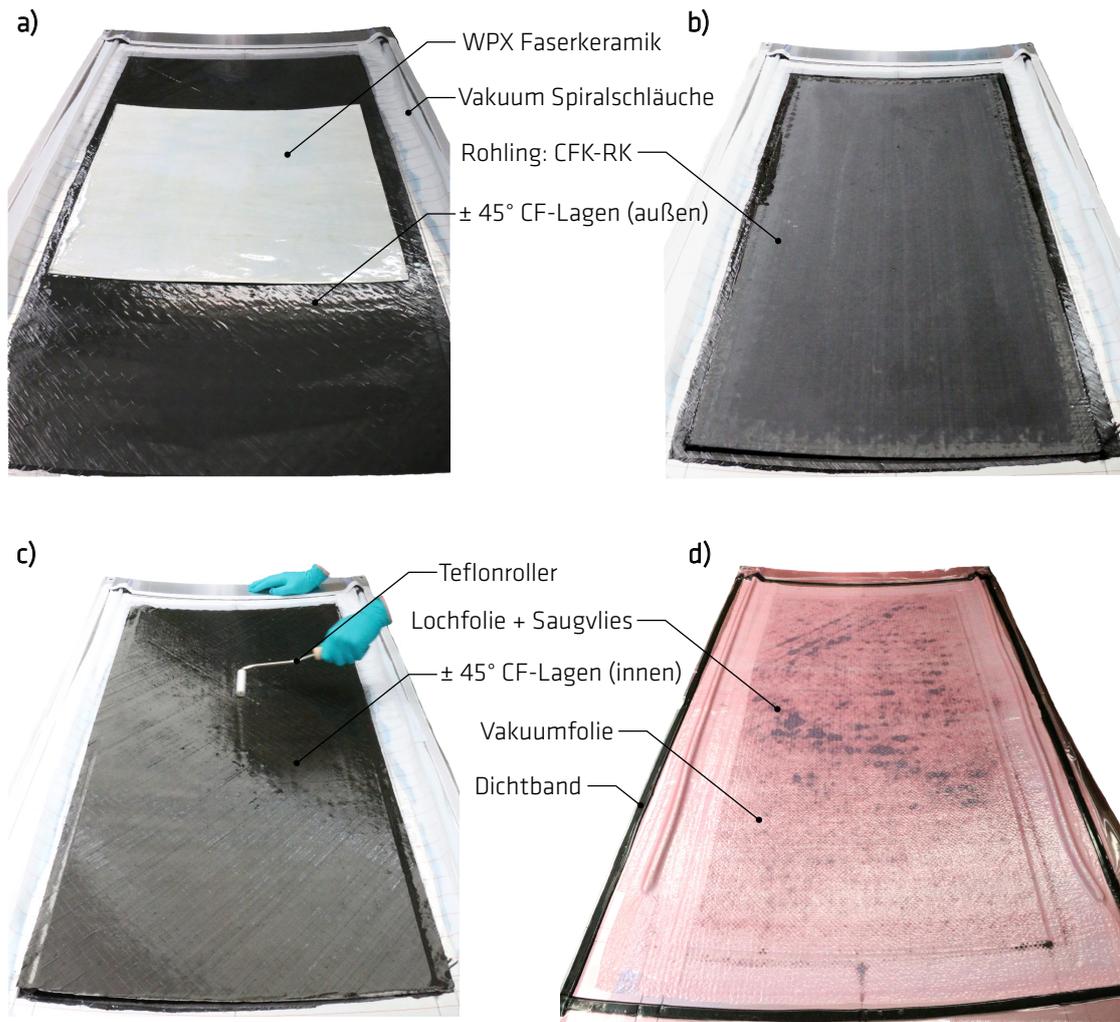


Abbildung 3.50: a) Mit Epoxidharz getränkte äußeren $\pm 45^\circ$ CF-Lagen und aufgelegte WPX Faserkeramiklage; b) aufgebrachter Rohling CFK-RK; c) laminieren der inneren $\pm 45^\circ$ CF-Lagen; d) Vakuumaufbau zum Absaugen von überschüssigem Epoxidharz

die Epoxidharzmatrix vorerst über die Stringeroberfläche und fließt danach in die Tiefe.

Für die Herstellung der Schalen mit integrierten Schutzschichten CFK-BAM-Keramik und CFK-BAM-Keramik+TP, wurde die Fertigung in zwei Schritte aufgeteilt, da eine erfolgreiche Infusion aller 24 CFK Lagen mit zusätzlichen Schutzschichten nicht möglich erschien. Folglich wurde zunächst jeweils ein Rohling für die beiden Konfigurationen mit einem reduzierten Lagenaufbau im beschriebenen SCRIMP hergestellt und durch kurzes Erwärmen auf 100°C gehärtet, anschließend entformt und die Ränder durch fräsen begradigt. Die Lagenaufbauten der Rohlinge sind in Tabelle 3.11 aufgeführt. Die Schutzschichten sowie die restlichen CFK Lagen wurden im Anschluss mittels Handlaminierverfahren auf den jeweiligen Rohling aufgebracht. Abbildung 3.50 a) – c) zeigen den

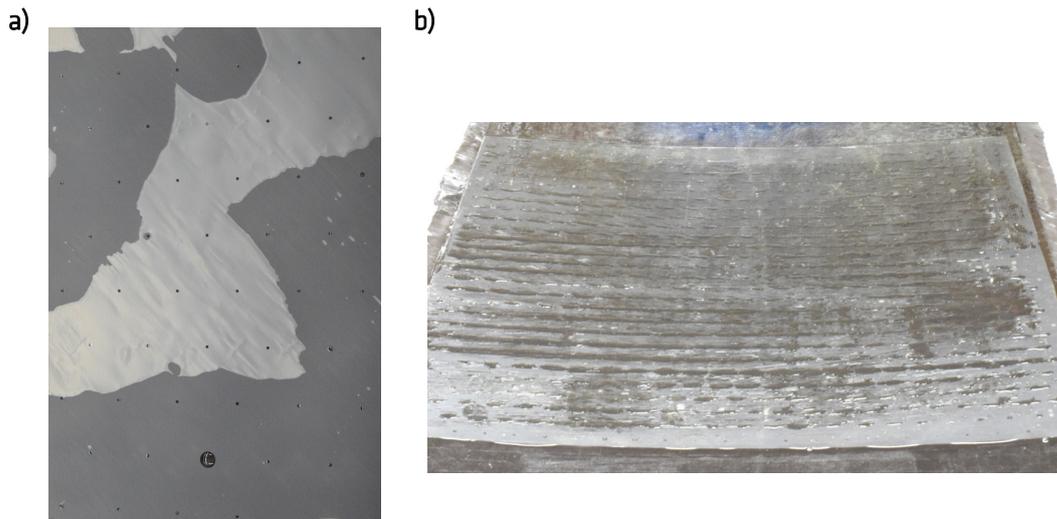


Abbildung 3.51: a) Nach Laminataufbau CFK-BAM-Keramik+TP abgelegte Thermoplastfolie mit Lochmuster (20 mm \times 20 mm, Versatz 10 mm); b) Gesamtansicht Thermoplastfolie nach dem Andrücken mittels Teflonroller

Handlaminiervorgang zum Einbringen der WPX Faserkeramiklage. In Abbildung 3.51 wird der Zwischenschritt für das Einlaminieren der Thermoplastfolie gezeigt. Beide Folien (innen und außen) wurden zuvor auf einer CNC-Fräse mit einem Lochmuster versehen, damit die entstehenden Harzstege im Laminat eine Anbindung der Thermoplastfolie verbessern. Das Lochmuster besteht aus Bohrungen mit einem Durchmesser von 1 mm, die einen Abstand von 20 mm \times 20 mm und einen horizontalen Versatz von 10 mm besitzen. Zur Komprimierung und Anbindung der Lagen und zum Absaugen von überschüssiger Epoxidharzmatrix, wurde der Aufbau nach dem Laminiervorgang beidseitig mit einem Abreißgewebe über die gesamte Fläche bedeckt und auf der Oberseite mit einer Lochfolie und Saugvlies belegt. Zuletzt wurde das System mit einer Vakuumfolie und Dichtband abgeschlossen und mit am Rand verlegten Vakuumschläuchen wurde der gesamte Aufbau mit Hilfe der Vakuumpumpe evakuiert, siehe Abbildung 3.50 d). Nach einer Zeitspanne von zwei Stunden wurde das Schalenwerkzeug von 30°C auf 100°C erwärmt, wodurch das Laminat aushärtete. Nach der Abkühlung erfolgte die Entformung mit dem anschließenden Temperzyklus von fünf Stunden bei 160°C. Nachfolgend wurden alle CFK Schalen auf der CNC-Fräse auf ein Übermaß von 497 \times 502 mm² gefräst.

Zur Applikation der Omega-Stringer, die auf eine Länge von 502 mm gefräst wurden, werden zunächst Streifen des *FM 300-2M.06* Klebefilms auf die jeweilige CFK Schale aufgebracht und mittels Teflonroller angeedrückt, sodass ein Streifen mittig und jeweils

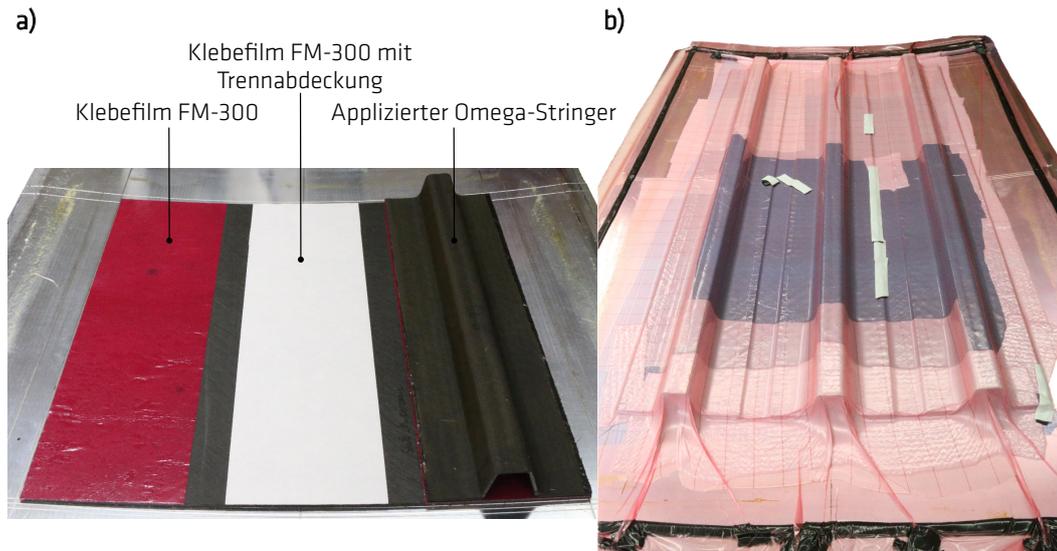


Abbildung 3.52: a) In dem Schalenwerkzeug ausgerichtete CFK Schale mit einem applizierten Klebefilm FM-300 mittig, links ohne Trennabdeckung und rechts mit aufgebrachtem Omega-Stringer; b) Vakuumaufbau zum anpressen der Omega-Stringer und gleichzeitigen Tempern des FM-300 Klebefilms

ein Streifen am Längsrand parallel zu den Längskanten verläuft. Die Stringer können direkt nach dem Entfernen des Abreißgewebes und aufgrund der resultierenden Oberflächenrauigkeit, auf die Klebefilmstreifen der Schale gedrückt werden. Abbildung 3.52 a) zeigt eine im Schalenwerkzeug ausgerichtete CFK Schale mit drei applizierten FM-300 Klebefilmstreifen und einen auf der rechten Seite aufgetragenen Omega-Stringer. Nach der Applikation der Omega-Stringer werden zwei bestückte CFK Schalen mit Abreißgewebe und folgender Vakuumfolie abgedeckt. Anschließend wird der Aufbau evakuiert. Lokal werden scharfe Kanten mit Dichtband überklebt, um eine absolute Dichtigkeit zu gewährleisten. Die Stringer werden demnach mit ca. 0,1 MPa angepresst und sind während des Temperzyklus von zwei Stunden bei 121°C an der ursprünglichen Position fixiert. Im Anschluss werden die CFK Omega-Stringer Schalen auf einer CNC-Fräse auf das endgültige Maß von 495 mm × 500 mm gefräst. Dazu wird ein speziell angefertigter CFK-Fräser verwendet, der eine Schneidlänge von 75 mm besitzt, mit dem die Stirnflächen der Prüfkörper in einem Gang gefräst werden können. Somit wird eine maximale Planparallelität sowie Homogenität der Belastungsflächen sicher gestellt, was für die Feuerwiderstandsprüfungen unter simultaner Druckbeanspruchung unabdingbar ist.

Zur Beurteilung der Prüfkörperqualität werden die Materialstärken der CFK Schalen und Omega-Stringer an verschiedenen Positionen gemessen und das Gewicht der fertige-

gestellten Prüfkörper bestimmt. Für die CFK Schalen ohne integrierte Schutzschichten variiert die Wandstärke, gemessen über alle Schalen, maximal um 0,16 mm. Bei gleichbleibendem Lagenaufbau und Flächengewicht des Geleges bedeutet dies eine Variation im Faservolumengehalt von 59,8 %–63,2 %, was für die Untersuchungen der Feuerwiderstandsfähigkeit als hinreichend gut betrachtet wird. Bei den Omega-Stringern ergibt sich aufgrund des erschwerten Drapierens und Fixierens der einzelnen Kohlefaserlagen eine akzeptable Varianz im Faservolumengehalt von 53,9 %–60,6 %. Die Prüfkörper CFK-BAM-1/2 besitzen eine Gesamtmasse von 2554 g bzw. 2557 g, was auf eine sehr gute Reproduzierbarkeit des Fertigungsverfahrens hindeutet. Der Prüfkörper CFK-BAM-Keramik wiegt 3026 g, wovon 359 g der Faserkeramik und ca. 110 g zusätzlicher Epoxidharzmatrix zuzuschreiben sind. Die zusätzlich integrierten Thermoplastfolien in dem Prüfkörper CFK-BAM-Keramik+TP, erhöhen die Gesamtmasse nochmals um 78 g und weitere 90 g für zusätzliche Epoxidharzmatrix, im Vergleich zum Prüfkörper CFK-BAM-Keramik auf insgesamt 3194 g. Die zusätzlich eingebrachten Massen müssen für eine spätere Effizienzbewertung der Schutzlagen im FKV berücksichtigt werden. Die Abbildungen A.3, A.4 und A.5 der Prüfkörper sind im Anhang A.1 aufgeführt.

3.5.3 Feuerwiderstandsprüfungen der versteiften CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen unter Drucklast

Zur Vergleichbarkeit zu den bisherigen erzielten Ergebnissen bezüglich des Feuerwiderstandes von unversteiften und versteiften CFK Schalen, werden die versteiften CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen mit einer Druckkraft $F_{FW_{BAM}} = 87 \text{ kN}$ belastet, die ebenfalls einer Biegespannung im Rumpf von $\sigma_{B_A} = 33 \text{ MPa}$ entspricht. In der Abbildung 3.53 ist der Dehnungszustand der Prüfkörper CFK-BAM-1/2, errechnet mittels nichtlinearer FEM Analyse, in z- und x-Richtung dargestellt. Wie im Kapitel 3.4.3 wird ein sehr ähnlicher Dehnungszustand von ca. 0,4 ‰ in z-Richtung, wie in den repräsentativen Rumpfschalenprüfkörpern erzeugt. Nach dem Aufbringen der statischen Drucklast wird der Brenner gezündet und nach der Aufwärmzeit auf die Probe gerichtet. In der Abbildung 3.54 ist die Innenseite des Prüfkörpers CFK-BAM-1A während der Feuerwiderstandsprüfung zu ausgewählten Versuchszeiten abgebildet. Nach 25 Sekunden direkter Beflammung der Schalenaußenseite, treten erste und leichte Rauchgasaustritte an der Schaleninnenseite auf. Es ist zu beobachten, dass der Austritt von Rauchgasen aus den Schalenseitenflächen deutlich stärker ausfällt. Bei einer Versuchszeit von 1:10 min entzünden sich die heißen Rauchgase auf der rechten Seite der Schale und brennen kon-

3.5 Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen

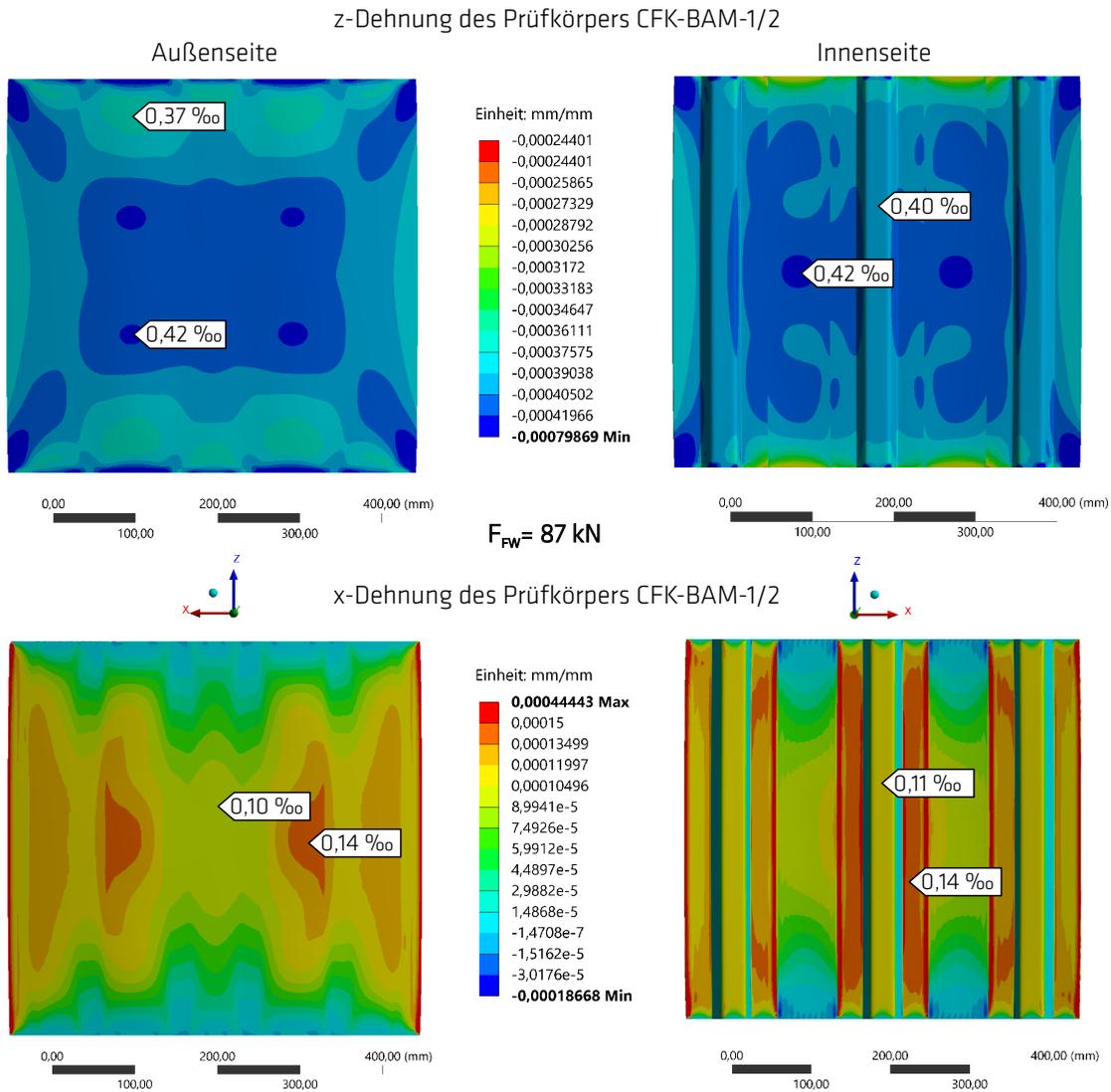


Abbildung 3.53: Omega-stringerversteifte Schalenprüfkörper CFK-BAM-1/2 bei $F_{FW} = 87 \text{ kN}$; Oben: Dehnung in z-Richtung, unten: Dehnung in x-Richtung; Lastniveau A; 88-fach überhöhte Verformungsdarstellung

tinuierlich bis zum strukturellen Versagen des Prüfkörpers, bei einer Beflammungsdauer von 1:54 min. Durch die brennenden Rauchgase wird der Prüfkörper zusätzlich lokal von innen erwärmt, wobei die Auswirkungen nicht erfasst werden können. Mit dem Versagen brechen die Stringer, delaminieren von der Schale und knicken nach innen in radialer Richtung. Durch das Aufbrechen der Struktur werden abrupt mehr Rauchgase freigesetzt, die sich ebenfalls entzünden und ohne externe Wärmezufuhr weiter brennen. Zwei Minuten nach dem Versagen des Prüfkörpers wurde der Brand auf der Schaleninnenseite manuell gelöscht. Begleitend sind die Oberflächentemperaturen, gemessen auf der

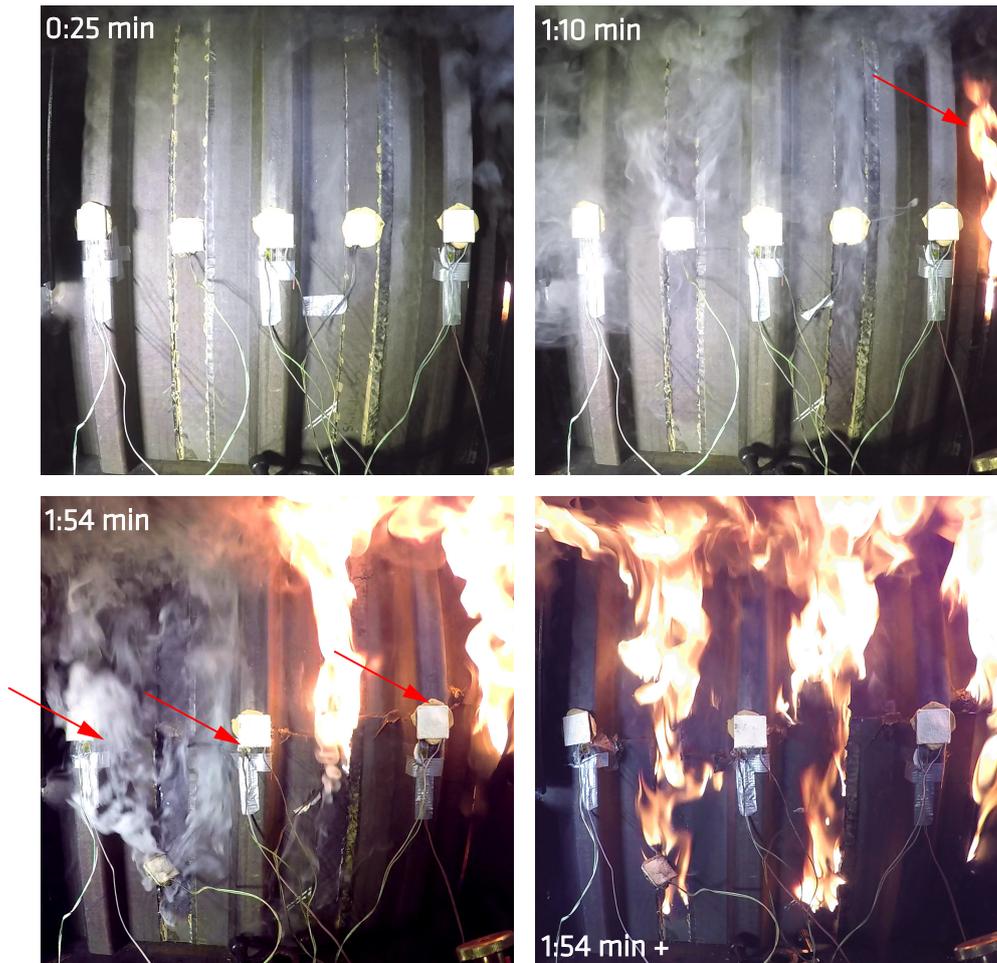


Abbildung 3.54: Innenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-1A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs

Schaleninnenseite und den Omega-Stringern, in Abbildung 3.55 aufgeführt. Aufgrund der unterschiedlichen Fertigungsmethode und die damit verbundenen raueren Schalen- und Stringeroberflächen, bleiben die Thermoelemente deutlich länger am Prüfkörper haften als bei den repräsentativen CFK Rumpfschalenprüfkörper. Auffällig ist der Knick im Temperaturverlauf des Thermoelements an der Position 5, auf der Schaleninnenseite. Für beide Prüfkörper wird an dieser Position nach ca. 12 Sekunden eine Temperatur von 100°C gemessen, was einen mittleren Anstieg von 5°C s^{-1} ergibt. Nach dem Erreichen von 100°C fällt der Temperaturanstieg auf $0,5 - 1,0^{\circ}\text{C s}^{-1}$ ab. Es wird angenommen, dass zu diesem Zeitpunkt die Rauchgase innerhalb der CFK Schale, verbunden mit dem Erweichen der Epoxidharzmatrix, eine Delamination der einzelnen CFK Lagen hervorrufen und die eingeschlossenen Rauchgase die thermische Leitfähigkeit in Dicken-

3.5 Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen

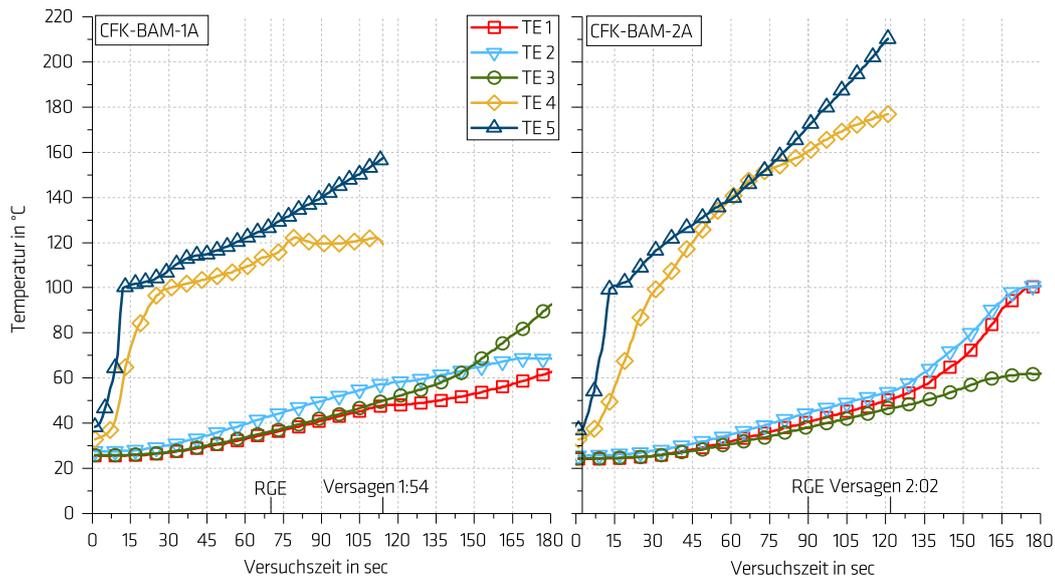


Abbildung 3.55: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpern CFK-BAM-1A und CFK-BAM-2A während der Feuerwiderstandsprüfung; RGE–Rauchgasentzündung

richtung entscheidend verringern. Dieses Phänomen führte bei den repräsentativen CFK Rumpfschalen jeweils zum Abfallen der Thermoelemente 4 und 5, nach dem Aufblähen der innersten Lage und aufgrund der glatteren Oberfläche. Die Delamination und Menge der eingeschlossenen Rauchgase kann lokal sehr unterschiedlich sein und damit die thermische Leitfähigkeit verschieden beeinflussen, was durch die unterschiedlichen Temperaturverläufe an den Messstellen der Schale zu erklären ist. Wie bei den Rumpfschalen, steigt auch bei den Prüfkörpern CFK-BAM-1 und -2A die Oberflächentemperatur der Stringer deutlich später und langsamer an. Zum Zeitpunkt des Versagens weisen die Omega-Stringer beider Prüfkörper eine gemittelte Oberflächentemperatur von ca. 50°C auf. Abbildung 3.56 zeigt den Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörper nach der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A. Auf der Prüfkörperinnenseite markieren die roten Pfeile die Bruchstellen des linken und mittleren Stringers. Anhand des rechten Stringers ist zu erkennen, dass die Bruchstelle unterhalb der äußersten zwei $\pm 45^\circ$ CFK Lagen des Stringers liegt, da diese keinen Faserbruch aufweisen. Oberhalb der rot gestrichelten Linie ist ein deutlicher Ausbrand der Epoxidharzmatrix der Schale sowie der Stringer zu erkennen. Dieser erfolgte durch Entzündung der Rauchgase schon während des Versuchs und einem, sich selbst aufrechterhaltenden, Brand auf der Rückseite, nach dem Ausschalten des Brenners. Durch ein manuelles Löschen des Brandes ca. 2 min

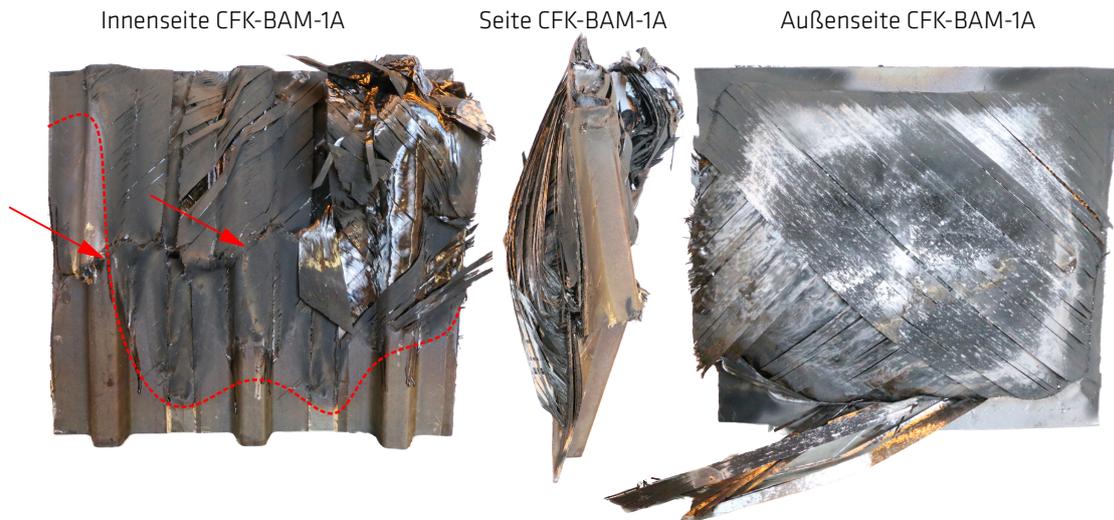


Abbildung 3.56: Innenseite, Seitenansicht und Außenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-1A nach der Feuerwiderstandsprüfung

nach Versuchsende, kann angenommen werden, dass die thermische Zersetzung der Matrix weiter fortgeschritten wäre und ein kompletter Matrixausbrand des gesamten Prüfkörpers nicht ausgeschlossen werden kann. Infolge der geringeren Reststeifigkeit der Omega-Stringer, bewirkte die Last des oberen Querhauptes des Druckmoduls eine deutlich stärkere Verformung des Prüfkörpers, als es bei den Rumpfschalenprüfkörpern der Fall war. Während des Brandes nach Versuchsende sank die Reststeifigkeit der Stringer, was eine weitere Verformung und Vergrößerung der Bruchstellen verursachte, gefolgt von einem verstärkten Rauchgasaustritt. Durch die kontinuierliche Belastung, die in den Carbonfasern gespeicherte Wärmeenergie und die einhergehende Verformung des Prüfkörpers, konnte sich der Brand selbst aufrechterhalten, was die Wahrscheinlichkeit eines kompletten Verbrennens der Epoxidharzmatrix, ohne manuelles Löschen, deutlich erhöht. In der Seitenansicht ist das Aufgehen der Schalen- und Stringerstruktur zu erkennen sowie das Ausknicken der Stringer in y-Richtung. Die Schalenaußenseite ist durch einen Ausbrand der Matrix gekennzeichnet und die ersten bloßen CFK Lagen der Schale sind sichtbar. Für den zweiten Prüfkörper CFK-BAM-2A ergibt sich ein sehr ähnliches Versagensbild, mit dem Unterschied, dass der Matrixausbrand der Stringer weniger ausgeprägt ist, nachdem das manuelle Löschen des Brandes zum Schutz der Videoausrüstung früher eingeleitet wurde.

Versteifte CFK Schale mit integrierter Faserkeramiklage

Zur Vergleichbarkeit der Zeit bis zum Versagen mit den unmodifizierten Omega-

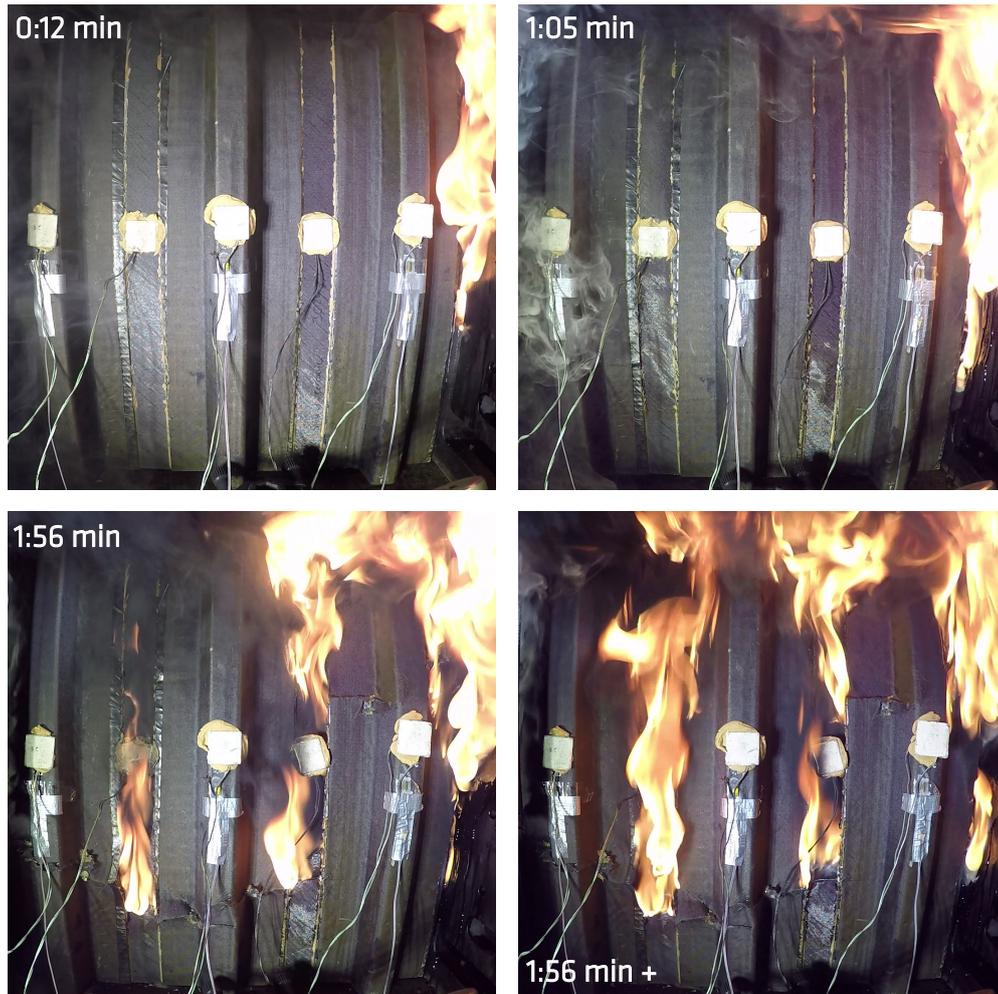


Abbildung 3.57: Innenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-Keramik-A mit integrierter Faserkeramiklage während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs

stringerversteiften CFK Schalen während der Feuerwiderstandsprüfung, werden die Prüfkörper mit integrierter Keramikfaserlage ebenfalls mit der Druckkraft $F_{FW_{BAM}}$ belastet. Eine Auswahl an Videoausschnitten von der Prüfkörperinnenseite, zu ausgewählten Versuchszeitpunkten, wird in Abbildung 3.57 wiedergegeben. Im Vergleich zur unmodifizierten stringerversteiften CFK Schale, treten während der gesamten Versuchsdauer, bis zum Versagen des Prüfkörpers, keine Rauchgase aus der Schaleninnenseite heraus. Dafür strömen verstärkt Rauchgase aus der Schalenseite hinaus, die sich auf der Innenseite entfalten können und sich bereits nach einer Beflammungsdauer von 12 Sekunden entzünden. Eine Entzündung der Rauchgase an der Brennerflamme ist anhand der Videoaufzeichnungen sehr wahrscheinlich. Ungünstiger Weise verstärkt

sich die Flamme auf der Schaleninnenseite und brennt kontinuierlich weiter, wie in der Abbildung bei einer Versuchszeit von 1:05 min zu sehen. Der Prüfkörper wird damit ungewollt teilweise von innen her beflammt, was vor allem eine Verringerung der Traglast des rechten Omega-Stringers durch Erweichen der Epoxidharzmatrix bewirkt. Bei einer Versuchszeit von 1:56 min tritt das strukturelle Versagen des Prüfkörpers ein und damit wird eine Zeit bis zum Versagen erreicht, die der des unmodifizierten stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers entspricht. Durch das Brechen und das Delaminieren der Omega-Stringer von der Schale, können vermehrt Rauchgase aus den Bruchstellen der Schale austreten, die sich schlagartig an den vorhandenen Flammen entzünden und eine thermische Zersetzung der Matrix der Schaleninnenseite und der Stringer vorantreiben, wie auf dem Bild nach dem Versagen zu erkennen ist. Der Brand wird gleichermaßen manuell gelöscht. Die Auswirkungen der Flammen auf der Prüfkörperinnenseite auf die Versagenszeit kann nicht exakt bestimmt werden. Zur Beurteilung hilft die Betrachtung der Oberflächentemperaturen an den Messstellen der Schale und Omega-Stringer, aufgeführt in Abbildung 3.58. Zunächst ist deutlich ein geringerer Temperaturanstieg auf der Schaleninnenseite von ca. $1,5 - 1,9\text{ }^{\circ}\text{C s}^{-1}$ im Vergleich zum unmodifizierten Prüfkörper für die ersten 35 Sekunden zu erkennen. Nach dem Erreichen von 100°C stagniert der Temperaturanstieg für ca. 30 Sekunden, gemessen an der Position von Thermoelement 5, bevor er mit einem sehr geringen Wert

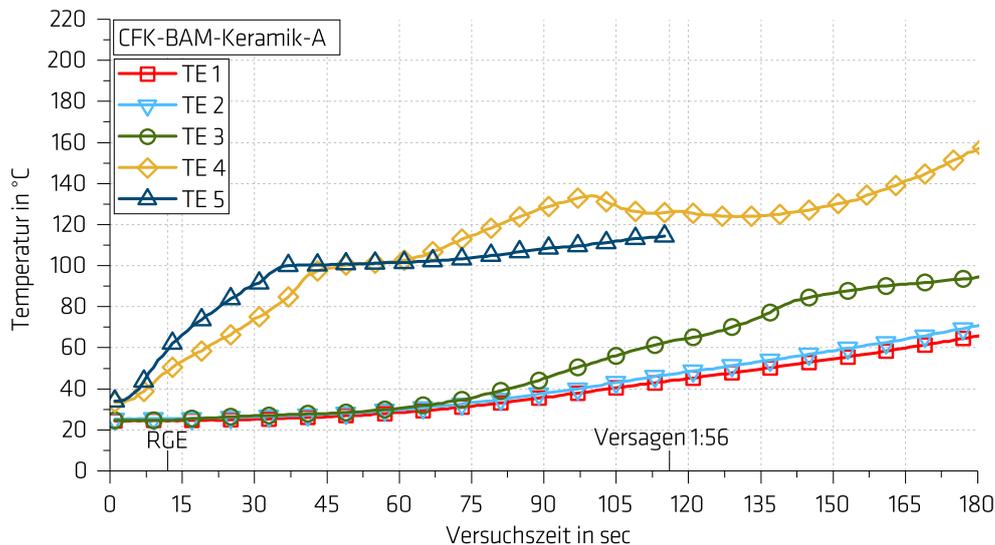


Abbildung 3.58: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite vom Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörper CFK-BAM-Keramik-A während der Feuerwiderstandsprüfung; RGE – Rauchgasentzündung

3.5 Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen



Abbildung 3.59: Innenseite, Seitenansicht und Außenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-Keramik-A mit integrierter Faserkeramiklage nach der Feuerwiderstandsprüfung

von $0,3^{\circ}\text{C s}^{-1}$ weiter verläuft. Das Thermoelement auf der Schaleninnenseite an der Messstelle 4 wird lokal von sehr leicht austretenden Rauchgasen beeinflusst, was den nicht konstanten Temperaturverlauf nach einer Versuchszeit von 60 Sekunden erklärt. Die Oberflächentemperaturen der Stringer steigen sichtlich später an als die der Schaleninnenseite und erreichen zum Versagenszeitpunkt eine Temperatur von 45°C für den linken und mittleren Stringer. Der rechte Stringer wird durch die brennenden Rauchgase thermisch beeinflusst. Die Auswirkungen sind an der Oberfläche des Stringers auf dessen Mitte durch Thermoelement 5 beschrieben. An der Messstelle liegt beim Versagen eine Temperatur von 63°C vor. Aufgrund der Flammenausbreitung und des Flammenaufstaus am oberen Teil des rechten Stringers, kann angenommen werden, dass dieser dort signifikant höher thermisch belastet wird. Dieser ungewollte Umstand wird die Zeit bis zum Versagen eindeutig verkürzt haben, denn durch die geringeren Temperaturanstiege auf der Schaleninnenseite, wurde eine längerer Zeitraum bis zum Versagen erwartet. In Abbildung 3.59 ist der Prüfkörper CFK-BAM-Keramik-A nach der Feuerwiderstandsprüfung abgebildet. Auf der Innenseite markieren die roten Pfeile die Bruchbereiche der Omega-Stringer, die zum endgültigen Versagen der Prüfkörpers führten. Der rechte Stringer delaminierte nahezu vollständig von der Schalenstruktur, was durch die Seitenansicht zu erkennen ist und durch die höhere thermische Belastung zu erklären ist. Des Weiteren ist der Abbildung zu entnehmen, dass die thermische Zersetzung der Epoxidharzmatrix und die folgende Verformung des Prüfkörpers, eine annähernd vollständige Separation der einzelnen CFK Lagen der Schale verursachte. Ebenso erfolgte eine Delamination der Keramiklage von den darunter liegenden CFK

Lagen, wobei die beiden äußeren $\pm 45^\circ$ CFK Lagen an den Rändern der Schalen weiterhin mit der Keramiklage verbunden sind. Auf der Schalenaußenseite ist ein, bis auf die Ränder des Prüfkörpers, vollständiger Matrixausbrand zu erkennen, wobei die roten Pfeile auf die sichtbar gewordene Keramiklage hindeuten.

Versteifte CFK Schale mit integrierter Faserkeramiklage und integrierten Thermoplastfolien

Für die Feuerwiderstandsprüfungen mit dem Omega-stringerversteiften CFK Schalensprüfkörper CFK-BAM-Keramik+TP-A, der zusätzlich zur Keramiklage zwei integrierte Thermoplastfolien besitzt, wurden die Randbereiche mit PROMAGLAF[®]-HTI, einer Hochtemperatur-Glaswolle abgedichtet, damit die Rauchgase sich nicht entzünden können und den Prüfkörper von der Innenseite beflammen und zusätzlich thermisch belasten. Die Innenseite des Prüfkörpers während der Feuerwiderstandsprüfung ist in Abbildung 3.60 zu ausgewählten Versuchszeiten abgebildet. Nach einer Beflammungsdauer von 1:53 min, treten erste Rauchgase aus der Schaleninnenseite heraus, markiert mit den roten Pfeilen. Bei Analyse der Videoaufnahmen ist zu erkennen, dass Rauchgase nahe an der Position des Thermoelements 4 austreten. Trotz der Abdichtung der Randbereiche, treten die Rauchgase, die der rechten Schalenseite entstammen, auf die Schaleninnenseite hervor und entzünden sich bei einer Versuchszeit von 2:05 min. Diese brennen kontinuierlich und erzeugen eine zusätzliche thermische Belastung für den rechten Omega-Stringers des Prüfkörpers. Nach einer Beflammungsdauer von 2:42 min versagt der Prüfkörper, indem alle drei Stringer brechen, teilweise delaminieren und ineinander geschoben werden. Beim Versagen können plötzlich weitere Rauchgase freigesetzt werden, die sich zuvor in der Schalenstruktur sowie in den Hohlräumen der Omega-Stringer angesammelt hatten, markiert durch den roten Pfeil. Wie bei allen Prüfkörpern dieser Testreihe, entzünden sich nach dem Versagen die Rauchgase und bewirken eine thermische Zersetzung der Epoxidharzmatrix der Schale und der Stringer. Der Brand wird durch manuelles Löschen beendet. In Abbildung 3.61 sind die Oberflächentemperaturen des Prüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP-A während der Feuerwiderstandsprüfung an den Messstellen 1–5 aufgeführt. Wie beim Prüfkörper mit integrierter Keramiklage, steigen auch beim Prüfkörper mit zusätzlich integrierten Thermoplastfolien, die Temperaturen auf der Schaleninnenseite deutlich langsamer an als bei der unmodifizierten Schale. Wie bereits erwähnt, werden die Temperaturwerte der Schaleninnenseite an Position 4, lokal durch austretende Rauchgase beeinflusst. Es wird angenommen, dass der Rauchgasaustritt in der Nähe der Temperaturmessstel-

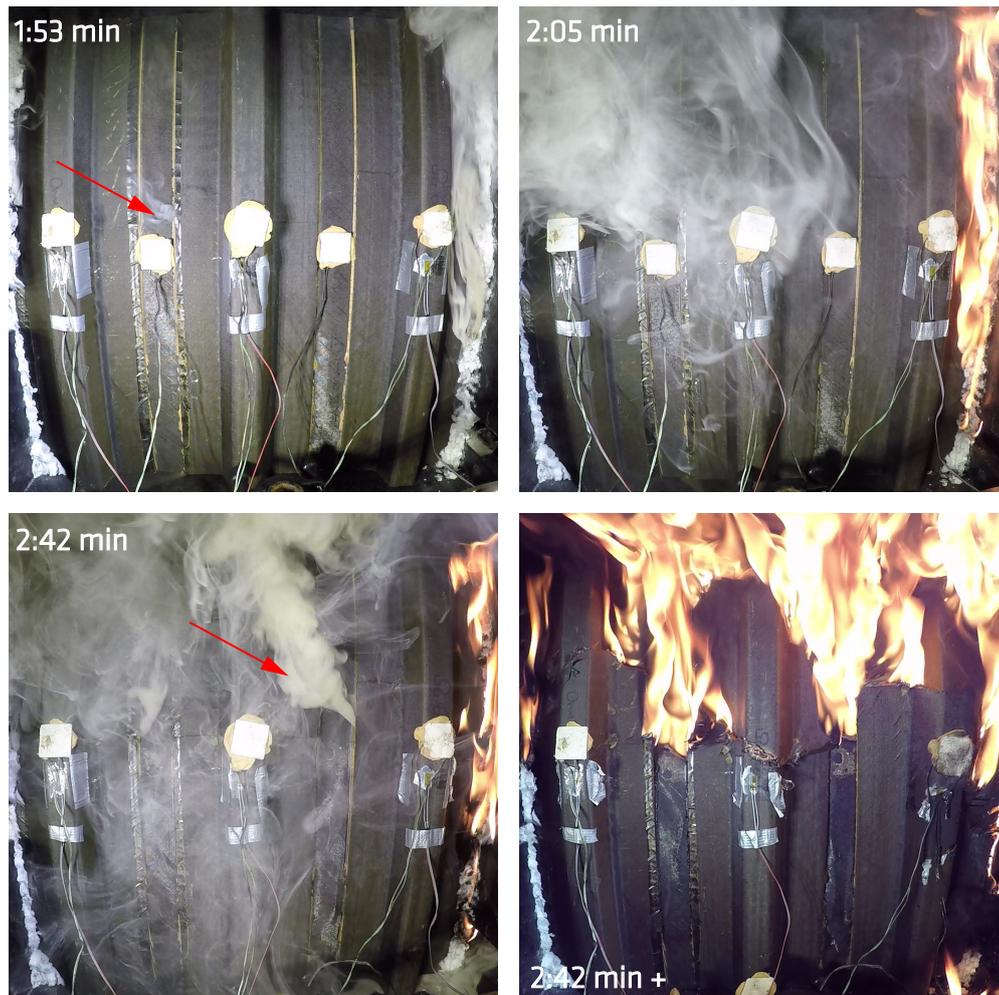


Abbildung 3.60: Innenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP-A mit integrierter Faserkeramiklage und Thermoplastfolien während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs

le dazu führt, dass die isolierende Wirkung der eingeschlossenen Rauchgase verloren geht und damit die thermische Leitfähigkeit in Dickenrichtung höher ist als an der Messstelle von Thermoelement 5, in dessen Umgebung keine Rauchgase austreten. Werden die Temperaturen beider modifizierten Prüfkörper zum Versagenszeitpunkt von CFK-BAM-Keramik-A verglichen, ergibt sich für die Messstelle 5, eine um 6°C und für die Omega-Stringer, eine um 7°C geringere Oberflächentemperatur für die Prüfkörperkonfiguration mit zusätzlich integrierten Thermoplastfolien. Eine signifikante Auswirkung der Thermoplastfolien kann, aufgrund von einem getesteten Prüfkörper und dem unerwünschten Nebeneffekt der seitlichen Rauchgasentzündung, nicht abgegrenzt

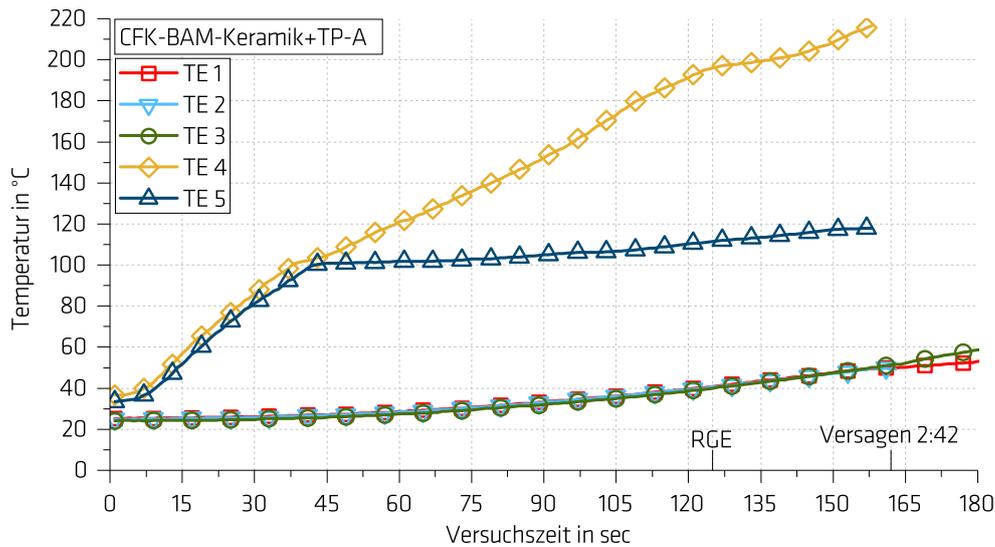


Abbildung 3.61: Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite vom Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörper CFK-BAM-Keramik+TP-A während der Feuerwiderstandsprüfung; RGE – Rauchgasentzündung

werden. Durch die deutlich spätere Entzündung der Rauchgase bei der Feuerwiderstandsprüfung von CFK-BAM-Keramik+TP-A, trat das mechanische Versagen 44 Sekunden später auf, im Vergleich zu den gemittelten Versagenszeiten der unmodifizierten Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpern.

Abbildung 3.62 zeigt den Prüfkörper CFK-BAM-Keramik+TP-A nach der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A. Wie auch bei dem Omega-stringerversteiften Schalenprüfkörper CFK-BAM-Keramik-A und den unmodifizierten Prüfkörpern CFK-BAM-1/2A, ist das Versagensbild auf der Rückseite durch diskrete Brüche der Omega-Stringer charakterisiert, die mittels der roten Pfeile markiert sind. Der rechte Omega-Stringer weist jedoch eher eine starke plastische Verformung auf, da dieser während der Prüfung durch die brennenden Rauchgase direkt seitlich, in der oberen Hälfte beflammt wurde und dadurch die Matrix höher thermisch belastet wurde. In der Seitenansicht ist die starke Delamination der einzelnen CFK Lagen der Schalenstruktur sowie der hohe Verformungsgrad des rechten Omega-Stringers sichtbar. Die Vorderseite ist gleichermaßen geprägt von einem kompletten Ausbrand der Epoxidharzmatrix und der vollständigen Delamination der beiden äußeren $\pm 45^\circ$ Lagen bis auf den Randbereich.

3.5 Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen



Abbildung 3.62: Innenseite, Seitenansicht und Außenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP-A mit integrierter Faserkeramiklage und integrierten Thermoplastfolien nach der Feuerwiderstandsprüfung

In Abbildung 3.63 werden die Ergebnisse der Feuerwiderstandsprüfungen an den repräsentativen CFK Rumpfschalen aus Kapitel 3.4.3 mittels der linearen Anpassung zusammen mit den Versagenszeiten der an der BAM gefertigten CFK Omega-stringerversteiften Schalen dargestellt. Die Omega-Stringer beider Konfigurationen besitzen nahezu die gleichen Steifigkeiten sowie geometrischen Maße. Die BAM Omega-Stringer Schalen wurden im gleichen Sinne mit einer Druckkraft ($F_{FW_{BAM}} = 87 \text{ kN}$) beaufschlagt, die einen Spannungszustand in dem Prüfkörper von $\sigma_{BA} = 33 \text{ MPa}$ hervorruft. Nach dem Ausbrand der Epoxidharzmatrix der Schale tragen allein die Stringer die aufgebrachte Drucklast. Diese ist, aufgrund der ursprünglichen geringeren Schalenwandstärke, geringer als bei den repräsentativen Rumpfschalen und deshalb können die Versagenszeiten nicht mit in die lineare Anpassung einbezogen werden. Wird die lineare Anpassung bis auf eine Schalenwandstärke von 2,75 mm extrapoliert, ist dem Diagramm zu entnehmen, dass die Versagenszeiten der Prüfkörper CFK-BAM-1 und CFK-BAM-2 ca. 20 Sekunden über der Versagenszeit der repräsentativen Rumpfschalen liegen, was durch die geringere Druckbelastung der Omega-Stringer der BAM Prüfkörper zu erklären ist. Zur Beurteilung der BAM Prüfkörper mit integrierten Flammenschutzlagen, werden deren Versagenszeiten aus den Feuerwiderstandsprüfungen gleichermaßen in das Diagramm mit ihren resultierenden Wandstärken eingetragen. Durch die Integration der Faserkeramiklage sowie der zusätzlichen Thermoplastfolien in den Prüfkörpern CFK-BAM-Keramik bzw. CFK-BAM-Keramik+TP, erhöht sich die Wandstärke auf 4,19 mm bzw. 4,52 mm. Wie in der Versuchsdurchführung beschrieben, kann die Versagenszeit des Prüfkörpers CFK-BAM-Keramik, aufgrund der ungewollten Beflammung der Innenseite,

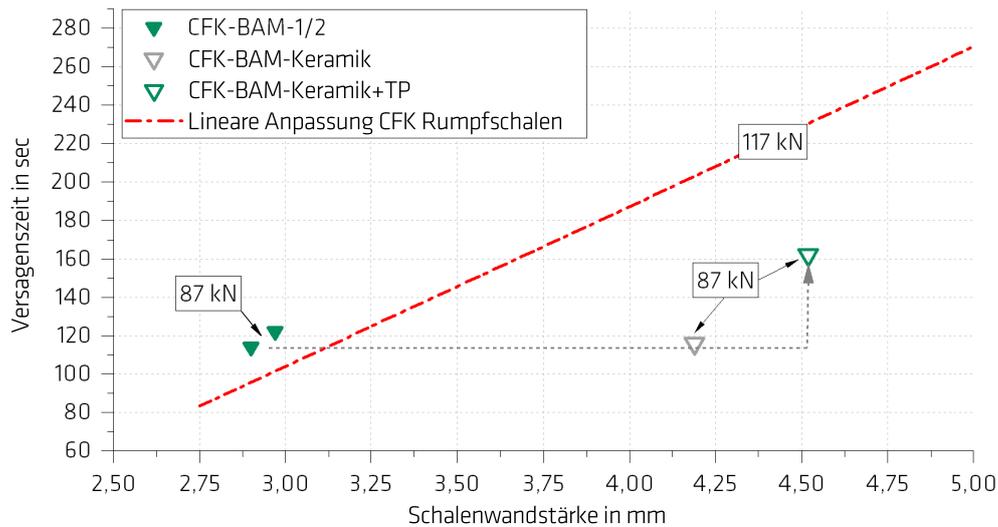


Abbildung 3.63: Versagenszeiten aus den Feuerwiderstandsprüfungen der CFK Rumpfschalensprüfkörper in Omega- und T-Stringerkonfiguration und der an der BAM gefertigten CFK Omega-stringerversteiften Schalen inklusive des modifizierten Prüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP in Abhängigkeit der Schalenwandstärke unter simultaner Drucklast bei Lastniveau A

nicht als repräsentativ für diese Konfiguration angesehen werden. Jedoch wurde eine Versagenszeit erzielt, die vergleichbar mit den unmodifizierten BAM Schalenprüfkörper ist. Neben den geringeren Temperaturanstiegen auf der Schaleninnenseite, lässt dies auf eine positive Wirkung der Keramiklage schließen. Für den Prüfkörper BAM-CFK-Keramik+TP wurden Maßnahmen ergriffen, um die Beflammung der Schaleninnenseite durch die seitlich austretenden Rauchgase zu verringern. Durch die Integration der Faserkeramiklage und der zwei Thermoplastfolien, konnte eine Steigerung der Versagenszeit von 27% erreicht werden, verglichen mit den unmodifizierten BAM Prüfkörpern. Unter Berücksichtigung der ungewollten, teilweisen Beflammung der Prüfkörperinnenseite während des Versuchs, ist das Ergebnis nicht repräsentativ in Bezug auf die Zeit bis zum Versagen. Trotz der Verbesserung des Feuerwiderstandes, wurde dennoch die Versagenszeit der repräsentativen CFK Rumpfstrukturen bei gleicher Schalenwandstärke und geringfügig höherem Gewicht unterschritten. Bezüglich einer kommerziellen Nutzung, müssen die Ergebnisse mit den eingebrachten Flammenschutzlagen hinsichtlich Effizienz diskutiert werden.

4. Diskussion & Ausblick

4.1 Diskussion der Ergebnisse

Intermediate-scale Fire Stability Test-setup

Die an der BAM durchgeführten Feuerwiderstandsprüfungen an unversteiften und versteiften CFK Schalenstrukturen unter simultaner Drucklast dienen zur Beurteilung der Standfestigkeit unter Brandbeanspruchung von FKV Strukturbauteilen im Intermediate-scale. Die Besonderheit und Einzigartigkeit der angewandten Untersuchungsmethode liegt in der direkten Beflammung eines FKV Prüfkörpers, bei gleichzeitiger Beanspruchung mit einer definierten Drucklast. Dabei ermöglicht der Maßstab des IFST (Kapitel 3.1) das Testen von repräsentativen FKV Strukturen und erlaubt damit eine realitätsnahe Abbildung der Versagensmechanismen unter einem festgelegten Brandszenario. Dabei wurde der IFST entsprechend der Forderungen aus der europäischen Bauempfehlung für Großflugzeuge CS 25.856 Appendix F Part VII ausgelegt und konstruiert und erfüllt damit höchste internationale Standards der Luftfahrtindustrie. Durch Bauraum bedingte Abweichungen zum Testaufbau, wurde eine Kalibrierung des Ölbrenners NexGen mittels Durchbrandtests an unbelasteten Aluminiumblechen in Luftfahrtqualität (2024 clad T351) unterschiedlicher Dicke durchgeführt. Die Ergebnisse wurden denen einer EASA zertifizierten luftfahrttechnischen Versuchseinrichtung gegenüber gestellt, mit dem Resultat, dass die an der BAM abweichenden Versuchsrandbedingungen keinen nennenswerten Einfluss auf die Durchbrandzeiten der Aluminiumplatten aufweisen (Kapitel 3.2, Abbildung 3.4). Infolgedessen besitzt der an der BAM entwickelte IFST die Qualifizierung für international vergleichbare Feuerwiderstandsprüfungen an Luftfahrtstrukturen.

Unversteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen

Die durchgeführten Prüfungen an unversteiften CFK Schalenstrukturen (Kapitel 3.3) sollten in erster Linie den Einfluss von integrierten Flammenschutzlagen auf die Stand-

festigkeit des FKV unter Brandeinwirkung aufzeigen. Dabei bildeten die am DLR hergestellten CFK Schalen mit ihrem Krümmungsdurchmesser, Material, Lagenaufbau und Fertigungsmethode eine repräsentative FKV Rumpfschalenstruktur von modernen zivilen Luftfahrzeugen ab. Die CFK Schalenkonfiguration mit einem integrierten, 125 μm starken und durchbrandsicheren Titanblech erzielte die längste Zeit bis zum Versagen, mit einer Steigerung von 68 %, im Vergleich zur unmodifizierten CFK Schale. Trotz der guten Wärmeleitfähigkeit von Titan (ca. $22 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$), verhinderte die eingebrachte Titanlage eine direkte Beflammung der darunter liegenden CFK Lagen und erreichte damit eine Verzögerung des Ausbrennens der Epoxidharzmatrix. Hierbei ist jedoch die Anbindung des Titanblechs an die CFK Lagen kritisch zu betrachten. Besonders im statischen Bruchlastversuch erfolgte eine Delamination bereits bei geringen Belastungen, was für eine technische Anwendung inakzeptabel ist. Eine Steigerung der Versagenszeit um 24 % konnten die integrierten Thermoplastfolien bewirken. Basierend auf dem Prinzip der PML, konnten die TP Folien mit Rauchgasen gefüllte und isolierende Zwischenräume inmitten der CFK Lagen erzeugen, die das durchdringen der Wärme in tiefere Lagen verzögerten. Zusätzlich wurden in den statischen Bruchlastversuchen keine negativen Einflüsse auf die kritische Beullast oder Bruchlast im Vergleich zur unmodifizierten Konfiguration festgestellt. Die erzielten Ergebnisse mit eingebrachtem S2-Glasfasergewebe und carbonfaserverstärkten Thermoplastfolien zeigten keine besondere Steigerung der Feuerwiderstandsfähigkeit und werden daher als mögliche Flammenschutzlagen für technische Anwendungen nicht weiter verfolgt.

Die begleitende nichtlineare FEM Analyse der statischen Bruchlastversuche der unmodifizierten Schale ermöglichte eine lagenspezifische Bestimmung der Versagensart und deren Position und förderte das Verständnis für die Versagensformen während der Feuerwiderstandsprüfungen. Die Ergebnisse der FEM Analyse wurden den Dehnungsmessungen aus den statischen Versuchen gegenübergestellt (Kapitel 3.3.4, Abbildung 3.10), mit dem Resultat, dass eine sehr gute Übereinstimmung, die das komplexe Stabilitätsverhalten der CFK Schale unter Drucklast beschreibt, erzielt werden konnte. Festgehalten werden muss, dass in den Feuerwiderstandsprüfungen an unversteiften CFK Schalen im Intermediate-scale extrem kurze Zeitspannen bis zum Versagen von unter einer Minute ermittelt wurden. Mit vertretbaren Maßnahmen, bezogen auf die Integration von Flammenschutzlagen, ist eine geforderte Zeitspanne bis zum strukturellen Versagen von 90 Sekunden oder sogar 4 Minuten nicht zu erreichen. Mit diesen Untersuchungen war demnach nur eine Bewertung der integrierten Flammenschutzlagen in einem kurzen Zeitintervall nach Beginn der Beflammung möglich.

Versteifte CFK Flugzeugrumpfschalen

Zum Ausschließen des Einflusses eines vorzeitigen Stabilitätsversagens der CFK Schale im Intermediate-scale auf das endgültige Strukturversagen in einer Feuerwiderstandsprüfung, ist die Abbildung von Längsversteifungen wie Stringer unabdingbar. Wie in den analytischen Berechnungen aus Kapitel 2.2.3, Abbildung 2.7 gezeigt, können Längsversteifungen, je nach Auslegung, eine hohe versteifende Wirkung auf die Schalenstruktur ausüben und müssen deshalb für die Realisierung eines Flammenschutzes in einer realitätsnahen Feuerwiderstandsprüfung unter simultaner Drucklast mit abgebildet werden. Aus diesem Grund erfolgte eine Testreihe an repräsentativen und unmodifizierten stringerversteiften CFK Rumpfstrukturen im Intermediate-scale, die vor allem die Auswirkungen der Omega- und T-Stringer, angebracht auf der Schaleninnenseite, während einer Feuerwiderstandsprüfung herausstellen sollte. Zur Berechnung einer realistischen Druckkraft, wurde ein vereinfachtes Balkenmodell erstellt, dem die Spezifikationen eines repräsentativen CFK Flugzeugs zu Grunde gelegt wurden. Widerstandsmoment erhöhende Einflüsse, wie z.B. die extrem steife Struktur des Flügelkastens wurden in den Berechnungen nicht berücksichtigt, wodurch die angegebene Biegespannung $\sigma_{B_A} = 33 \text{ MPa}$ (Lastniveau A) eine konservative Abschätzung darstellt. Die Ergebnisse der Feuerwiderstandsprüfungen an repräsentativen, stringerversteiften CFK Rumpfschalen zeigen einen auffälligen linearen und sensitiven Zusammenhang zwischen der Versagenszeit und der unterschiedlichen Schalenwandstärken der Prüfkörper auf. Eine Linearität konnte sich herausstellen, weil alle Prüfkörper im Lastniveau A mit der gleichen Kraft von $F_{FW_A} = 117 \text{ kN}$ belastet wurden. Dies bedeutet, dass zum Beginn der Feuerwiderstandsprüfung in jedem Rumpfschalenprüfkörper ein minimal unterschiedlicher Spannungs- und Dehnungszustand herrschte, zurückzuführen auf die unterschiedlichen und inhomogenen Schalenwandstärken. Es wurde beobachtet, dass bei allen Versuchen im Lastniveau A, die Beflammungsdauer bis zum mechanischen Versagen ausreichte, um die Epoxidharzmatrix aus der Schalenstruktur nahezu vollständig auszubrennen. Mit dem Erwärmen der Matrix über der Glasübergangstemperatur und dem folgenden Matrixausbrand, wird die Tragfähigkeit der Schale, bezogen auf Drucklasten, vernichtet. Die Stringer auf der Innenseite des Prüfkörpers werden von der Schalenstruktur vor einer direkten Beflammung geschützt und erwärmen sich deutlich langsamer, bedingt durch die, vom Zersetzungsgrad der Epoxidharzmatrix abhängigen, Wärmeleitfähigkeit der Schalenstruktur. Die Omega- und T-Stringer sind untereinander identisch. Deshalb wird angenommen, dass nach der Zersetzung der Epoxidharzmatrix der Schalenstruktur, die Stringer die gesamte aufgebrachte Last trugen und diese ho-

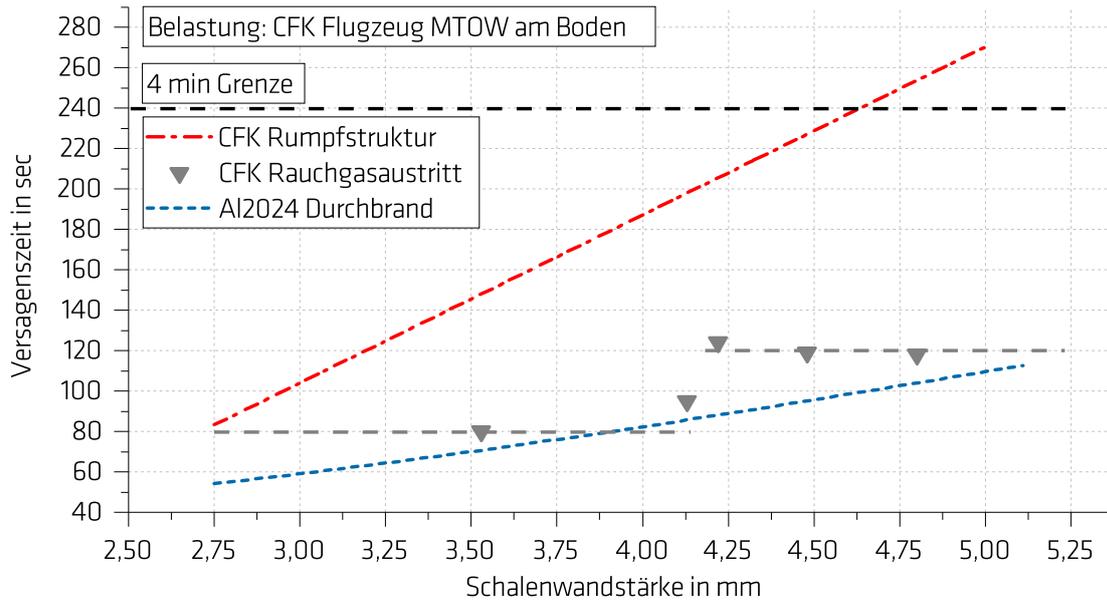


Abbildung 4.1: Versagenszeiten der repräsentativen, stringerversteiften CFK und Aluminium Rumpfschalenprüfkörper aus der Feuerwiderstandsprüfung unter simultaner Druckbeanspruchung entsprechend dem Rumpfspannungszustand eines repräsentativen CFK Flugzeugs am Boden mit MTOW und Zeitpunkte zu Beginn eines Rauchgasaustrittes aus der Schaleninnenseite der CFK Strukturen

mogen auf die drei Stringer verteilt war. Das Versagen der Stringer ist dann abhängig von der Wärmeleitfähigkeit der geopferten Schalenstruktur. An dieser Stelle erscheint ein linearer Zusammenhang in Abhängigkeit der ursprünglichen Schalenwandstärken, zumindest für den getesteten Bereich von 3,5–5 mm, realistisch. Anhand der Feuerwiderstandsprüfungen an repräsentativen, stringerversteiften CFK Rumpfschalen unter simultaner Druckbelastung, die einen realistischen Spannungszustand der Rumpfstruktur eines repräsentativen CFK Flugzeugs am Boden mit MTOW abbilden, können die Versagenszeiten in Abhängigkeit der Schalenwandstärke als linearisierte Funktion wiedergegeben werden, siehe Abbildung 4.1. Nach der europäischen Bauempfehlung für große Flugzeuge CS-25 [7] müssen alle, sich in der Kabine befindlichen, Materialien vorgeschriebene Brandtests und Rauchgasentwicklungstest bestehen, um den Passagieren in der Kabine eine Überlebenszeit von mindestens vier Minuten zu gewähren. Um eine Evakuierung eines Flugzeuges auch über dem geforderten 90 Sekunden Limit zu garantieren, muss auch die Rumpfstruktur einer Zeitspanne von mindestens vier Minuten den thermischen Belastungen eines „post-crash“ Feuers standhalten, ohne Passagiere zusätzlich zu gefährden. Aus der Abbildung 4.1 ist zu entnehmen, dass für

eine CFK Flugzeugrumpfstruktur mit einer Schalenwandstärke von unter 4,6 mm ein strukturelles Versagen deutlich früher als die erstrebenswerte vier Minuten Zeitgrenze eintreten kann. Vorausgesetzt wird hierbei der „worst-case“, in dem der gesamte untere und auf Druck belastete Rumpfbereich den Bedingungen eines voll entwickelten Brandes ausgesetzt ist.

Versteifte Aluminium Flugzeugrumpfschalen

Die Feuerwiderstandsprüfungen an repräsentativen Aluminiumrumpfstrukturen erwiesen, dass das strukturelle Versagen der stringerversteiften Aluminiumschalen von der Durchbrandzeit der Schale dominiert wird, da die filigranen Aluminiumstringer keine ausreichende Tragfähigkeit in Längsrichtung aufweisen, um die Versagenszeit verlängern zu können. Deshalb können in Abbildung 4.1 die Aluminium Durchbrandzeiten, ermittelt während der Brennerkalibrierung, als repräsentative Versagenszeitgrenze für einen stringerversteiften Aluminiumrumpf aufgeführt werden. Es ist deutlich ersichtlich, dass die CFK Rumpfstrukturen, aufgrund ihres hohen Durchbrandwiderstandes und ihrer stark ausgeprägten Stringerversteifung, einen deutlichen höheren Feuerwiderstand aufweisen, als die getesteten Aluminiumstrukturen und -platten.

Versteifte CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen

Aus den Erkenntnissen der Feuerwiderstandsprüfungen an unversteiften CFK Schalen mit integrierten Flammenschutzlagen, wurde abgeleitet, dass eine integrierte, durchbrandsichere Faserkeramiklage mit geringer Wärmeleitfähigkeit, ähnliche oder bessere Auswirkungen, als die getesteten integrierten Titanbleche auf den Feuerwiderstand von stringerversteiften CFK Schalen erzielen könnte. Aufgrund der Porosität der Faserkeramik von 26 vol%, erfolgte eine gute mechanische Anbindung an die CFK Lagen bei der Fertigung der stringerversteiften CFK Schalen an der BAM. Zumindest konnte während der Feuerwiderstandsprüfungen unter Drucklast, keine offensichtliche oder vorzeitige Delamination der Faserkeramik vom FKV, wie es bei den integrierten Titanblechen der Fall war, beobachtet werden. Die Feuerwiderstandsprüfungen an stringerversteiften CFK Schalen mit integrierten Faserkeramiklagen ergab, dass die Schutzlage die Zeit bis Versagen deutlich verbessert. Hierbei muss jedoch beachtet werden, dass durch die Integration die Wandstärke der Schale und damit das Gewicht der Struktur zunimmt. Im Versuch wurde die Versagenszeit der repräsentativen CFK Rumpfschale mit dem ca. 200 g schwereren, modifizierten Prüfkörper nicht erreicht. Wie in Kapitel 3.5.3 beschrieben, wurde das Versuchsergebnis von einer ungewollten Erhitzung der Schaleninnenseite

durch seitlich aus der Schale austretende und entzündete Rauchgase negativ, bezogen auf die Versagenszeit, beeinflusst. Bei der Betrachtung der Oberflächentemperaturverläufe auf der Schaleninnenseite an der Position des Thermoelementes 5 sowie des mittleren Omega-Stringers, lassen sich positive Merkmale der geschützten Prüfkörper im Vergleich zu den unmodifizierten Prüfkörpern herausstellen, siehe Tabelle 4.1. Mit

Konfiguration	Gradient 1	Gradient 2	Stringer	
CFK-BAM-1A	371,4	33,2	13,2	$^{\circ}\text{C min}^{-1}$
CFK-O35A	193,8	22,8	10,2	$^{\circ}\text{C min}^{-1}$
CFK-BAM-Keramik	120,6	12,0	9,6	$^{\circ}\text{C min}^{-1}$
CFK-BAM-Keramik+TP	114,0	9,4	6,2	$^{\circ}\text{C min}^{-1}$

Tabelle 4.1: Oberflächentemperaturgradient der Schaleninnenseite an der Position von TE 5; Gradient 1: vor dem Aufblähen der innersten Lage, Gradient 2: nach dem Aufblähen der innersten Lage bis zum strukturellen Versagen; Stringer: Oberflächentemperaturgradient des mittleren Omega-Stringers in dem Versuchszeitintervall von 15–90 Sekunden

dem Gradienten 1 wird dabei der Temperaturanstieg auf der Schaleninnenseite vor dem Aufblähen und der Delamination der innersten CFK Schalenlage bezeichnet und mit Gradient 2 wird der Temperaturanstieg nach diesem Effekt beschrieben. Auf die Oberflächentemperatur des mittleren Stringers hat das Aufblähen keinen messbaren Effekt und deshalb wird der Temperaturgradient in dem Versuchszeitintervall von 15–90 Sekunden ermittelt. Es ist festzustellen, dass der Prüfkörper CFK-BAM-1A den höchsten Temperaturanstieg vor und nach dem Aufblähen erfährt, zurückzuführen auf die geringste Schalenwandstärke in der gesamten Testreihe, ohne integrierte Flamm Schutzlagen. Bemerkenswert ist der Abfall der Temperaturgradienten nach dem Aufblähen und der Delamination der innersten CFK Lage. Aufgrund der im FKV gefangenen Rauchgase, entstanden aus thermisch zersetzter Epoxidharzmatrix, ergibt sich eine Wirkungsweise vergleichbar zu den PML, wobei der Temperaturanstieg um mehr als das 10-fache abfällt. Aufgrund der höheren Schalenwandstärke des repräsentativen Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O35A, ist der Gradient vor dem Aufblähen der innersten Lage geringer, als bei dem an der BAM gefertigten Prüfkörper CFK-BAM-1A, was sich ebenfalls auf den Oberflächentemperaturanstieg des mittleren Omega-Stringers auswirkt. Durch die Integration der Faserkeramik (CFK-BAM-Keramik) unter die ersten zwei äußeren Lagen der CFK Schale, wird der Temperaturanstieg auf der Schaleninnenseite um ca. das 3-fache vor und nach dem Aufblähen verringert, im Vergleich zum unmodifizierten Prüfkörper

CFK-BAM-1A. Interessanterweise wirkt sich diese Verringerung nicht im gleichen Maße auf den Oberflächentemperaturgradienten des Stringers aus. Dies ist höchstwahrscheinlich darauf zurückzuführen, dass die Erwärmung der Stringer auf der Schaleninnenseite nicht nur aufgrund der Wärmeleitung durch die CFK Struktur erfolgt, sondern auch durch heiße Rauchgase, die innerhalb der Omega-Stringer eingeschlossen sind und einen zusätzlichen Temperaturanstieg hervorrufen. Durch die zusätzliche Integration zweier Thermoplastfolien, verwirklicht mit dem Prüfkörper CFK-BAM-Keramik+TP, ist eine weitere Verringerung der Temperaturgradienten im Vergleich zum Prüfkörper CFK-BAM-Keramik gemessen worden, wobei die Auswirkung auf die genannten Gradienten deutlich geringer ausfällt. Die Temperaturmessungen auf der Innenseite der Prüfkörper zeigen, dass eine in die Schale integrierte Faserkeramik und zusätzliche Thermoplastfolien, den Temperaturanstieg auf der Schaleninnenseite deutlich verringern können und damit die Zeit bis zum strukturellen Versagen während einer Feuerwiderstandsprüfung unter simultaner Drucklast theoretisch verlängern müssten, nachdem ebenfalls eine Halbierung des Temperaturgradienten auf der Stringeroberfläche erreicht wurde. Neben der unbeabsichtigten Erhitzung der Prüfkörperinnenseite während der Feuerwiderstandsprüfungen an den mit Flammenschutzlagen modifizierten stringerversteiften CFK Schalen, können lokale Unterschiede in der Rauchgasentwicklung und -strömung innerhalb der Schalenstruktur zu lokalen Temperaturunterschieden auf der Innenseite geführt haben, die messtechnisch nicht erfasst wurden und ein vorzeitiges Versagen, im Vergleich zum repräsentativen Prüfkörper CFK-O35A, herbeiführten. In der Gesamtheit konnte die tatsächliche Leistungsfähigkeit der integrierten Faserkeramik im Versuch nicht eindeutig herausgestellt werden. Die Temperaturmessungen deuten auf eine deutlich feuerwiderstandserhöhende Wirkungsweise hin. Für einen vertretbaren technischen Einsatz gilt für eine stringerversteifte CFK Schalenstruktur mit integrierten Flammenschutzlagen vorrangig, dass ihre erzielte Zeit bis zum Versagen in einer Feuerwiderstandsprüfung, deutlich höher sein sollte, als die der unmodifizierten Struktur bei gleichem Gesamtgewicht.

Rauchgasentwicklung

Weiterhin ergaben die Feuerwiderstandsprüfungen an den repräsentativen CFK Rumpfstrukturen, dass deutlich vor dem strukturellen Versagen ein Austritt an Rauchgasen der thermisch zersetzten Epoxidharzmatrix aus der Schaleninnenseite erfolgt, siehe Abbildung 4.1. Hier konnte kein direkter, linearer Zusammenhang zwischen Austrittszeitpunkt und Schalenwandstärke festgestellt werden. Anhand der Versuchsbeobachtungen

lassen sich zwei Grenzen definieren, ab denen spätestens mit einem Rauchgasaustritt aus der CFK Struktur bei direkter Beflammung der Schalenaußenseite zu rechnen ist. Eine direkte Analyse der Rauchgase während der Tests erfolgte nicht, jedoch wurde parallel eine separate Rauchgasanalyse, siehe Anhang A.5, nach ISO 19702 [119] und DIN EN ISO 5659-2 [120] mit Prüfkörpern ($75 \times 75 \text{ mm}^2$) aus den Rumpfstrukturen an der BAM durchgeführt. Die Ergebnisse bei einer Bestrahlung der Proben mit maximal 50 kW mm^{-2} zeigen, dass in den Rauchgasen Zersetzungsprodukte wie Kohlenstoffmonoxid (CO), Kohlenstoffdioxid (CO₂), Methan (CH₄), Stickstoffmonoxid (NO), Cyanwasserstoff (HCN) und Schwefeldioxid (SO₂) in unterschiedlichen Konzentrationen festgestellt werden konnten. Eine exakte Aussage anhand der durchgeführten Rauchgasanalyse im „Small-scale“ bezüglich der Quantität an entstehenden Rauchgasen im „Intermediate-scale“ oder im Realitätsmaßstab ist, aufgrund der maximal angewendeten Bestrahlung mit einer Wärmestromdichte von 50 kW mm^{-2} und keiner direkten Beflammung, nicht möglich. Nichtsdestotrotz ist zu erwarten, dass auch bei direkter Beflammung mit einer Wärmestromdichte von 182 kW mm^{-2} die gleichen Zersetzungsprodukte der Epoxidharzmatrix auftreten werden. Die Videoaufnahmen der Feuerwiderstandsprüfungen an den CFK Rumpfstrukturen veranschaulichen, dass bis zum strukturellen Versagen und bereits kurz nach dem ersten Rauchgasaustritt mit erheblichen Mengen an Rauchgasen zu rechnen ist und darüber hinaus die Möglichkeit einer Entzündung der heißen Gase ohne externe Zündquelle besteht. Diese Versuchserkenntnisse und Ereignisse verkörpern eine zusätzliche Gefahr für Crew und Passagiere an Bord eines Flugzeugs mit CFK Rumpfstruktur und verlangen nach weiterführenden Untersuchungen.

4.2 Ausblick

Die in der Arbeit gewonnen Versuchsergebnisse und Erkenntnisse bezüglich des Feuerwiderstandes von unversteiften und stringerversteiften CFK Schalen, stellen das mechanische Versagen dieser Strukturen unter Last und gleichzeitiger, direkter Beflammung heraus und dienen als Grundlage für weiterführende Untersuchungen an CFK Luftfahrtstrukturen.

Lage der Faserkeramik in der CFK Schale

Die Wirkungsweise von in den FKV eingebrachten Flamm Schutzlagen wurde herausgestellt, wobei die Integration einer Faserkeramiklage, wie in Kapitel 3.5 beschrieben,

zu einer deutlichen Erhöhung der Feuerwiderstandes der Gesamtstruktur führte, bei einer sehr guten strukturellen Anbindung. An dieser Stelle wird eine Weiterführung der Untersuchungen für sinnvoll und vielversprechend erachtet. Der Einsatz von dünneren Faserkeramiklagen kann zu einem deutlich geringeren Gesamtgewicht der Rumpfstruktur führen und weiterhin besteht ein deutliches Potential bezüglich der Positionierung der Faserkeramiklage im FKV und die damit verbundene Versagenszeit. Wird die Faserkeramiklage beispielsweise unter die innersten zwei CFK Lagen der Schale integriert, diene sie als direkter Schutz für die lasttragenden Stringer auf der Innenseite, währenddessen eine Opferung der Schalenstruktur im Feuer hingenommen werden würde, um somit ein längeres Zeitintervall bis zum strukturellen Versagen zu erreichen. Begleitend sollte eine Materialcharakterisierung mittels statischer und dynamischer Belastungstests durchgeführt werden, um die Auswirkungen von eingebrachten Fremdlagen auf die Festigkeit, Steifigkeit und Materialermüdung herauszustellen.

Modellbildung FKV im Feuer

Zur Kostensenkung, einer effizienteren Analyse und besseren Designmöglichkeiten wird ein realistisches Verfahren zur computergestützten Simulation von FKV unter direkter Brandeinwirkung in der Wissenschaft angestrebt [26, 121–127]. Hierbei gilt die Bildung von Rauchgasen und den damit verbundenen und komplexen Einflüssen auf die Wärmeleitfähigkeit innerhalb des FKV als besondere Herausforderung. Die an der BAM durchgeführten Untersuchungen an repräsentativen CFK Luftfahrtstrukturen mit den Videoaufzeichnungen und Oberflächentemperaturmessungen der Feuerwiderstandsprüfungen können für die Weiterentwicklung der Simulationen von FKV Strukturen unter direkter Beflammung unterstützend zugrunde gelegt werden. Vor allem wären dafür Messungen an repräsentativen CFK Strukturen notwendig, bei denen der Temperaturgradient über die Wandstärke der Schale und der Stringer ermittelt wird, von großem Vorteil. Zur Temperaturmessung innerhalb eines FKV werden aktuell Projekte an der BAM durchgeführt, bei denen integrierte faseroptische Sensoren vielversprechende und zuverlässige Temperaturdaten liefern und ebenfalls bei Feuerwiderstandsprüfungen mit dem IFST eingesetzt werden können.

Rauchgasanalyse und thermisch/akustisches Isoliermaterial

Eine weiteres Resultat, der in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen, war eine extreme Rauchgasentwicklung auf der Prüfkörperinnenseite während der Feuerwiderstandsprüfungen von repräsentativen CFK Rumpfschalen. Im Rahmen einer

Testentwicklung im Labormaßstab für die Bestimmung von Zersetzungsprodukten innerhalb eines intakten Flugzeugrumpfes während eines simulierten „Post-crash“ Feuers der FAA im Jahr 2011 [128], wurden ebenfalls die Zersetzungsprodukte und -mengen von CFK Rumpfschalen ohne äußere Lasteinwirkung und unter direkter Beflammung bestimmt. Die Kernaussage dieser Untersuchung beschreibt, dass nur geringe Mengen an Rauchgasen auf der Innenseite der Schalenstruktur während einer 15 minütigen Beflammung festgestellt worden waren, die keinerlei negative Auswirkungen auf die Sicherheit der Passagiere und Crew repräsentiert. Anhand der vorliegenden Ergebnisse, der an der BAM durchgeführten Feuerwiderstandsprüfungen an repräsentativen CFK Rumpfstrukturen unter direkter Beflammung und simultaner Drucklast, wird empfohlen, den Einfluss des thermischen/akustischen Isoliermaterials, das sich zwischen Rumpfstruktur und Kabinenverkleidung befindet, auf die Rauchgasentwicklung und -mengen zu untersuchen. Durch Abschluss des Brandraumes auf der Rückseite des im IFST eingebauten Prüfkörpers, kann eine zusätzliche und simultane Rauchgasanalyse durchgeführt werden, die eine realistische Abschätzung des Gefahrenpotentials ermöglicht. In den FKV integrierte Flammenschutzlagen könnten an dieser Stelle gleichermaßen die Funktion einer eingebetteten Dampfsperre übernehmen.

5. Zusammenfassung

Mit der Boeing 787 befindet sich seit diesem Jahrzehnt ein Flugzeugmuster im zivilen Einsatz, bei dem vorrangig CFK für die Hauptstrukturen wie Flügel und Rumpf Anwendung findet. Aufgrund der bei ca. 200 °C liegenden Glasübergangstemperatur der Epoxidharzmatrix des CFK, ist mit einem raschen Abfall der mechanischen Eigenschaften und vor allem der Tragfähigkeit des FKV unter Drucklastbeanspruchung, im Falle eines „Post-crash“ Feuers, zu rechnen. Der an der BAM entwickelte Intermediate-scale Fire Stability Test-setup ermöglicht das direkte, einseitige Beflammen eines FKV Strukturbauteils im Intermediate-scale unter simultan aufgebracht Drucklast. Der Betrieb des Ölbrenners sowie die Versuchsrandbedingungen richten sich dabei streng nach der europäischen luftfahrttechnischen Prüfvorschrift CS-25 Appendix F Part VII [7].

Zur Steigerung der Standfestigkeit unter Brandeinwirkung werden verschiedene Flammschutzlagen in unversteifte CFK Schalen ($500 \times 495 \times 4 \text{ mm}^3$) in Luftfahrtqualität unter die erste CFK Lage während der Produktion integriert. Die Prüfkörper werden mit einer Druckkraft parallel zur Krümmungsachse belastet, die zuvor aus dem Rumpfbiegemoment eines vollbeladenen repräsentativen CFK Flugzeugs am Boden, mittels eines vereinfachten Balkenmodells, abgeleitet wurde. Die Ergebnisse der Feuerwiderstandsprüfungen ergeben, dass die Zeit bis zum strukturellen Versagen, z.B. durch die Integration eines dünnen Titanblechs (125 μm), mehr als verdoppelt wird. Ebenfalls haben in den FKV eingebrachte intrinsisch flammgeschützte Thermoplastfolien einen positiven Effekt auf die Standfestigkeit unter Brandeinwirkung. Die erreichte Feuerwiderstandsdauer von 30 Sekunden für die reine unversteifte CFK Schale im Intermediate-scale, ist auf ein vorzeitiges Stabilitätsversagen (Beulen) der Schale und den damit verbundenen erhöhten Spannungszustand zurückzuführen. Dieses strukturmechanische Versagensbild bestätigt die Ergebnisse der analytischen Stabilitätsbetrachtungen und demonstriert die Notwendigkeit des Abbilds einer repräsentativen Rumpfstruktur im Intermediate-scale mit typischen Versteifungselementen, wie sie im Leichtbau Anwendung finden.

Für die Bewertung des Feuerwiderstandes von konventionellen Aluminiumrumpf-

strukturen der Luftfahrt, werden zwei repräsentative stringerversteifte Aluminiumrumpfschalen im IFST getestet. Es stellt sich heraus, dass das Versagen der Prüfkörper unter einseitiger Beflammung und simultaner Drucklast ausschließlich auf die Durchbrandsdauer der Aluminiumschale zurückzuführen ist. Nach der Zerstörung der Schale im Feuer, sind die filigranen Aluminiumstringer nicht in der Lage, der Last weiter standzuhalten. Den heutigen Stand der Technik repräsentierend, weist demzufolge eine Aluminiumrumpfstruktur mit einer Schalenwandstärke von 2 mm eine Feuerwiderstandsdauer von 45 Sekunden auf.

Feuerwiderstandsprüfungen an repräsentativen Omega- und T-stringerversteiften CFK Rumpfschalen heben den bemerkenswerten Einfluss der innen liegenden Stringer auf die Standfestigkeit unter Brandeinwirkung hervor. Anders als bei den repräsentativen Aluminiumrumpfschalen, sind die CFK Stringer in der Lage, die aufgebrachte Last eigenständig zu tragen. Demgemäß ist eine Aufgabenteilung identifiziert, bei dem die CFK Schale als durchbrandsicherer Schutzschild bzw. Opferstruktur unter direkter Beflammung fungiert und die damit geschützten Stringer die Rolle als alleinige Lastträger übernehmen. Durch diese besondere Funktionstrennung ist der Feuerwiderstand der repräsentativen CFK Rumpfschalenprüfkörper deutlich höher, gegenüber dem der Aluminiumstrukturen. Für die getesteten Schalenwandstärken im Bereich von 3,5–5 mm ergibt sich ein direkter linearer Zusammenhang zwischen der Schalenwandstärke und der Versagenszeit, zurückzuführen auf die untereinander identischen Stringergeometrien und übereinstimmende Drucklast während der Versuche. Der Prüfkörper mit der höchsten Wandstärke und Omega-Stringerversteifung erzielt eine Zeit bis zum Versagen von fast 4 Minuten. Ab einer Versuchszeit von ca. 2 Minuten ist mit einem Austritt von hohen Mengen an toxischen Rauchgasen aus der Schaleninnenseite zu rechnen, die aus der thermischen Zersetzung der Epoxidharzmatrix stammen und unter bestimmten Bedingung zur Selbstentzündung fähig sind.

An der Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung hergestellte Omega-stringerversteifte CFK Schalen mit integrierten, neuartigen Faserkeramiklagen, erzielen eine Steigerung der Zeit bis zum strukturellen Versagen von 27 %, gegenüber der unmodifizierten Variante. Entzündete Rauchgase haben einen unbeabsichtigten negativen Einfluss auf den Versuchsablauf, wodurch das vollständige Potential der Faserkeramik nicht eindeutig bestimmt werden kann. Die Oberflächentemperaturmessungen auf der Schaleninnenseite sowie der Omega-Stringer, lassen einen Schluss über die feuerwiderstandserhöhende Wirkungsweise der Faserkeramik zu. Für weiterführende Untersuchung ist an dieser Stelle eine Anpassung der Versuchsrandbedingungen auf diese neuartige

Konfiguration notwendig. Alle Feuerwiderstandsprüfungen werden begleitend mit nicht-linearen, statischen FEM Simulationen gestützt, wodurch der Belastungszustand und die Versagensformen der FKV Prüfkörper besser verstanden werden können.

Fazit dieser Arbeit

Die durchgeführten Feuerwiderstandsprüfungen an repräsentativen CFK Luftfahrtstrukturen im Intermediate-scale verkörpern einen innovativen Ansatz, das mechanische Versagensverhalten von belasteten FKV Strukturen im Feuer, von der Bauteilebene her kommend, zu identifizieren. Dabei werden die Materialeigenschaften und die von Mouritz et al. beschriebenen lokalen Schadensbilder [26] des FKV unter direkter Beflammung aus dem Small-scale, wie z.B. die thermische Zersetzung der Matrix, Poren- und Blasenbildung, Delamination und Verkohlungsbildung im Intermediate-scale verifiziert und bestätigt. Eine aktuelle Veröffentlichungsserie von Tranchard et al. [123–125] beschreibt den Erfolg des Aufstellens eines funktionierenden 3D Pyrolyse-Modells, das die thermochemischen Prozesse eines für die Luftfahrt typischen FKV abbildet. Die dazu durchgeführten Untersuchungen und Simulationen sind ebenfalls auf eine Platte im Small-scale ($150 \times 150 \text{ mm}^2$) beschränkt. Dies hebt die absolute Notwendigkeit von repräsentativen Bauteilversuchen hervor, wie sie in dieser Arbeit geleistet wurden, um den Feuerwiderstand von versteiften CFK Schalenstrukturen aufzuklären. Es ist verdeutlicht, dass nur der IFST in der Lage ist, die Zusammenhänge zwischen thermochemischen Vorgängen und dem strukturellen Versagen eines FKV Bauteils effizient hervorzubringen. Die aufgeführten Ergebnisse dienen zukünftig zur Weiterentwicklung von 3D Versagensmodellen und dem sicheren Design von belasteten FKV Strukturen unter direkter, einseitiger Beflammung.

Nomenklatur

Abkürzungen

AMC	Acceptable Means of Compliance
BAM	Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung
CAD	Computer Aided Design
CNC	Computerized Numerical Control
CS	Certification Specifications
CF	Carbonfaser
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
DLR	Deutsches Institut für Luft- und Raumfahrtforschung
DMA	Dynamisch-Mechanische Analyse
DMS	Dehnungsmessstreifen
DSC	Dynamische Differenzkalorimetrie
EASA	European Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FB	Faserbruch
FEM	Finite-Elemente-Methode
FKV	Faserkunststoffverbund
FML	Fiber metal laminate
GF	S2-Glasfaser
GLARE	Glass laminate aluminum-reinforced epoxy
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFST	Intermediate-scale Fire Stability Test-setup
MTOW	Maximum Takeoff Weight
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight

NTSB	National Transport Safety Board
OEW	Operating Empty Weight
PEI	Polyetherimid
PML	Polymer metal laminates
RGA	Rauchgasaustritt
SCRIMP	Seeman Composite Resin Infusion Molding Process
TE	Thermoelement
TGA	Thermogravimetrische Analyse
Ti	Titan
TP	Thermoplast
TPCF	carbonfaserverstärkter Thermoplast
UD	unidirektional
ZFB	Zwischenfaserbruch

Griechische Symbole

α_v	wirksames Scheibenseitenverhältnis [-] $\alpha_v \equiv a/b\sqrt[4]{D_y/D_x}$
α_w	wirksames Plattenseitenverhältnis [-] $\alpha_w \equiv a/b\sqrt[4]{B_y/B_x}$
γ_L	Biegewert einer Längssteife [-]
δ_L	Dehnwert einer Längssteife [-]
ϵ	Verhältnis der Trägheitsradien [-] $\epsilon \equiv \sqrt{B_x D_y / B_y D_x}$
η	Kreuzzahl [-] $\eta \equiv B_{xy} / \sqrt{B_x B_y}$
ξ	Scherzahl [-] $\xi \equiv \sqrt{D_x D_y} / D_{xy}$
σ	Spannung [MPa]
τ	Schubspannung [MPa]
Ω	Krümmungsparameter [-] $\Omega \equiv (b^4/r^2) \sqrt{D_x D_y / B_x B_y}$

Indizes

krit	kritisch
x	bezogen auf x – Achse
y	bezogen auf y – Achse
z	bezogen auf z – Achse

B	bezogen auf Biegung
FW	bezogen auf Feuerwiderstandsprüfung
+	Zugbelastung
–	Druckbelastung
	parallel zur Faserrichtung
⊥	senkrecht zur Faserrichtung

Lateinische Symbole

a	Länge [mm]
b	Breite [mm]
g	Lastvielfaches [$1g = 9,81 \text{ m/s}^2$]
m	Halbwellenzahl über a [-]
n	Halbwellenzahl über b [-]
p	Beullast [N mm^{-2}]
p	Neigungsparameter [-]
z	mittlerer Randfaserabstand [mm]
B_x	Biegesteifigkeit längs der Platte [N mm]
B_y	Biegesteifigkeit quer der Platte [N mm]
B_{xy}	Kreuzsteifigkeit der Platte [N mm]
D_x	Steifigkeit längs der Scheibe [N mm^{-1}]
D_y	Steifigkeit quer der Scheibe [N mm^{-1}]
D_{xy}	Schersteifigkeit der Scheibe [N mm^{-1}]
E	Elastizitätsmodul [MPa]
E'	Speichermodul [MPa]
E''	Verlustmodul [MPa]
F	Druckkraft [kN]
I	Flächenträgheitsmoment [mm^4]
M	Moment [N mm]
R	Festigkeit [MPa]
T	Temperatur [$^{\circ}\text{C}$]
T_g	Glasübergangstemperatur [$^{\circ}\text{C}$]

Literaturverzeichnis

- [1] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (Hrsg.): *Air passengers carried include both domestic and international aircraft passengers of air carriers registered in the country*. <http://data.worldbank.org/indicator/IS.AIR.PSGR>. Version: 2017
- [2] AHK DEUTSCHE AUSLANDSHANDELSKAMMERN (Hrsg.): *Wirtschaftsentwicklung in China*. Januar 2013
- [3] MENSEN, Heinrich: *Handbuch der Luftfahrt*. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2013. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-34402-2>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-34402-2>. – ISBN 978-3-642-34401-5 978-3-642-34402-2
- [4] SCHUBERDT, Christian-Heinz: *Handbuch zur Flugunfalluntersuchung*. Berlin/Heidelberg : Springer-Verlag, 2005. <http://dx.doi.org/10.1007/3-540-28525-3>. <http://dx.doi.org/10.1007/3-540-28525-3>. – ISBN 978-3-540-22864-6
- [5] AVIATION SAFETY BOEING COMMERCIAL AIRPLANES: Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959-2015. Version: Juli 2016. www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf. Seattle, Washington 98124-2207, Juli 2016. – Final Report
- [6] U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: Trends in Accidents and Fatalities in Large Transport Aircraft. Ware, Herfordshire UK, Juni 2010 (DOT/FAA/AR-10/16). – Final Report
- [7] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (EASA): *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25*. <https://www.easa.europa.eu>

- europa.eu/system/files/dfu/CS-25%20Amendment%2019.pdf. Version: Mai 2017. – Amendment 19
- [8] TRANSPORT SAFETY INVESTIGATION BUREAU, MINISTRY OF TRANSPORT, SINGAPORE: B777-300ER, REGISTRATION 9V-SWB ENGINE FIRE. Version: Februar 2017. [https://www.mot.gov.sg/uploadedFiles/Ministry_of_Transport/Content_Blocks/About_MOT/Air_Transport/AAIB/B773ER%20\(9V-SWB\)%20Engine%20Fire%2027%20Jun%2016%20Final%20Report.pdf](https://www.mot.gov.sg/uploadedFiles/Ministry_of_Transport/Content_Blocks/About_MOT/Air_Transport/AAIB/B773ER%20(9V-SWB)%20Engine%20Fire%2027%20Jun%2016%20Final%20Report.pdf). 2017 (AIB/AAI/CAS.122). – Final Report
- [9] NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD: National Transportation Safety Board Aviation Accident Preliminary Report. <https://app.nts.gov/pdfgenerator/ReportGeneratorFile.ashx?EventID=20161028X72837&AKey=1&RType=Prelim&IType=FA> (DCA17FA021). – Preliminary Report
- [10] WEBSTER, Harry: Fuselage Burnthrough from Large Exterior Fuel Fires / Federal Aviation Administration (FAA). Version: Juli 1994. <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a286295.pdf>. 1994 (DOT/FAA/CT-90/10). – Final Report
- [11] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (EASA): *Acceptable Means of Compliance AMC 20-29 Annex II*. <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/Annex%20II%20-%20AMC%2020-29.pdf>. Version: Juli 2010
- [12] WILKIE, Charles A. ; MORGAN, Alexander B.: *Fire Retardancy of Polymeric Materials, Second Edition*. CRC Press, 2009. – ISBN 978-1-4200-8400-9
- [13] HELMUT SCHUERMAN: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. Berlin/Heidelberg : Springer-Verlag, 2005 (VDI-Buch). <http://dx.doi.org/10.1007/b137636>. <http://dx.doi.org/10.1007/b137636>. – ISBN 978-3-540-40283-1
- [14] BREUER, Ulf P.: *Commercial Aircraft Composite Technology*. Kaiserslautern : Springer International Publishing, 2016. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-319-31918-6>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-319-31918-6>. – ISBN 978-3-319-31917-9 978-3-319-31918-6
- [15] MOURITZ, A. P. ; GIBSON, A. G.: *Solid Mechanics and Its Applications*. Bd. 143: *Fire Properties of Polymer Composite Materials*. Dordrecht : Springer

- Netherlands, 2006. <http://dx.doi.org/10.1007/978-1-4020-5356-6>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-1-4020-5356-6>. – ISBN 978-1-4020-5355-9
- [16] FEIH, S. ; MANATPON, K. ; MATHYS, Z. ; GIBSON, A. G. ; MOURITZ, A. P.: Strength degradation of glass fibers at high temperatures. In: *Journal of Materials Science* 44 (2009), Januar, Nr. 2, 392–400. <http://dx.doi.org/10.1007/s10853-008-3140-x>. – DOI 10.1007/s10853-008-3140-x. – ISSN 0022-2461, 1573-4803
- [17] GIBSON, A.G. ; HUME, J: Fire performance of composite panels for large marine structure. In: *Plastics, Rubber and Composites Processing and Applications* 23 (1995), Januar, S. 175–183
- [18] KOO, J. H. ; MUSKOPF, B. ; VENUMBACA, S. ; DINE, P. V. ; SPENCER, B. ; SORATHIA, U.: Flammability properties of polymer matrix composites for marine applications, 2000
- [19] SORATHIA, U ; DAPP, T ; KERR, J: Flammability characteristics of composites for shipboard and submarine internal applications. In: *International SAMPE Symposium and Exhibition (Proceedings)* 36 (1991), Januar, S. 1868–1878
- [20] MOURITZ, A. P.: Fire Safety of advanced composites for aircraft / RMIT University. Version: April 2006. https://www.atsb.gov.au/publications/2006/grant_20040046/. 2006 (B2004/0046). – Final Report
- [21] ALLISON, D. M. ; MARCHAND, A. J. ; MORCHAT, R. M.: Fire performance of composite materials in ships and offshore structures. In: *Marine Structures* 4 (1991), Januar, Nr. 2, 129–140. [http://dx.doi.org/10.1016/0951-8339\(91\)90017-6](http://dx.doi.org/10.1016/0951-8339(91)90017-6). – DOI 10.1016/0951-8339(91)90017-6. – ISSN 0951-8339
- [22] MOURITZ, A. P. ; MATHYS, Z: Post-fire mechanical properties of marine polymer composites. In: *Composite Structures* 47 (1999), Dezember, Nr. 1, 643–653. [http://dx.doi.org/10.1016/S0263-8223\(00\)00043-X](http://dx.doi.org/10.1016/S0263-8223(00)00043-X). – DOI 10.1016/S0263-8223(00)00043-X. – ISSN 0263-8223
- [23] MOURITZ, A. P. ; GARDINER, C. P.: Compression properties of fire-damaged polymer sandwich composites. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 33 (2002), Mai, Nr. 5, 609–620. <http://dx.doi.org/10.1016/>

- S1359-835X(02)00022-2. – DOI 10.1016/S1359-835X(02)00022-2. – ISSN 1359-835X
- [24] MOURITZ, A.P. ; MATHYS, Z. ; GIBSON, A.G.: Heat release of polymer composites in fire. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 37 (2006), Juli, Nr. 7, 1040–1054. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2005.01.030>. – DOI 10.1016/j.compositesa.2005.01.030. – ISSN 1359835X
- [25] GIBSON, A.G. ; TORRES, M.E. O. ; BROWNE, T.N.A. ; FEIH, S. ; MOURITZ, A.P.: High temperature and fire behaviour of continuous glass fibre/polypropylene laminates. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 41 (2010), September, Nr. 9, 1219–1231. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2010.05.004>. – DOI 10.1016/j.compositesa.2010.05.004. – ISSN 1359835X
- [26] MOURITZ, A. P. ; FEIH, S. ; KANDARE, E. ; MATHYS, Z. ; GIBSON, A. G. ; DES JARDIN, P. E. ; CASE, S. W. ; LATTIMER, B. Y.: Review of fire structural modelling of polymer composites. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 40 (2009), Dezember, Nr. 12, 1800–1814. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2009.09.001>. – DOI 10.1016/j.compositesa.2009.09.001. – ISSN 1359-835X
- [27] LA DELFA, G. ; LUINGE, J. W. ; GIBSON, A. G.: Integrity of composite aircraft fuselage materials under crash fire conditions. In: *Plastics, Rubber and Composites* 38 (2009), Mai, Nr. 2-4, 111–117. <http://dx.doi.org/10.1179/174328909X387900>. – DOI 10.1179/174328909X387900. – ISSN 1465-8011, 1743-2898
- [28] PERRET, B. ; SCHARTEL, B. ; STOESS, K. ; CIESIELSKI, M. ; DIEDERICH, J. ; DOERING, M. ; KRAEMER, J. ; ALTSTAEDT, V.: Novel DOPO-based flame retardants in high-performance carbon fibre epoxy composites for aviation. In: *European Polymer Journal* 47 (2011), Mai, Nr. 5, 1081–1089. <http://dx.doi.org/10.1016/j.eurpolymj.2011.02.008>. – DOI 10.1016/j.eurpolymj.2011.02.008. – ISSN 00143057
- [29] PERRET, Birgit ; SCHARTEL, Bernhard ; STOESS, Kai ; CIESIELSKI, Michael ; DIEDERICH, Jan ; DOERING, Manfred ; KRAEMER, Johannes ; ALTSTAEDT, Volker: A New Halogen-Free Flame Retardant Based on 9,10-Dihydro-9-oxa-10-phosphaphenanthrene-10-oxide for Epoxy Resins and their Carbon Fiber Composites for the Automotive and Aviation Industries. In: *Macromo-*

- molecular Materials and Engineering* 296 (2011), Januar, Nr. 1, 14–30. <http://dx.doi.org/10.1002/mame.201000242>. – DOI 10.1002/mame.201000242. – ISSN 14387492
- [30] BROWN, J. R. ; JOHN, N. A. S.: Fire-retardant Low-temperature-cured Phenolic Resins and Composites. In: *Trends in Polymer Science* 12 (1996), Nr. 4, 416–420. <https://www.infona.pl/resource/bwmeta1.element.elsevier-5bd468cb-afe1-3a55-b685-244659ba9e40>. – ISSN 0966–4793
- [31] LE BRAS, M ; BOURBIGOT, S ; MORTAIGNE, B ; CORDELLIER, G: Comparative study of the fire behaviour of glass-fibre reinforced unsaturated polyesters using a cone calorimeter. In: *Polymers and Polymer Composites* 6 (1998), Januar, S. 535–539
- [32] BROWN, J. R. ; MATHYS, Z.: Reinforcement and matrix effects on the combustion properties of glass reinforced polymer composites. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 28 (1997), Januar, Nr. 7, 675–681. [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X\(97\)00018-3](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X(97)00018-3). – DOI 10.1016/S1359-835X(97)00018-3. – ISSN 1359–835X
- [33] BOURBIGOT, Serge ; FLAMBARD, Xavier ; POUTCH, Franck: Study of the thermal degradation of high performance fibres-application to polybenzazole and p-aramid fibres. In: *Polymer Degradation and Stability* 74 (2001), Januar, Nr. 2, 283–290. [http://dx.doi.org/10.1016/S0141-3910\(01\)00159-8](http://dx.doi.org/10.1016/S0141-3910(01)00159-8). – DOI 10.1016/S0141-3910(01)00159-8. – ISSN 0141–3910
- [34] MOURITZ, A. P. ; MATHYS, Z.: Mechanical properties of fire-damaged glass-reinforced phenolic composites. In: *Fire and Materials* 24 (2000), März, Nr. 2, 67–75. [http://dx.doi.org/10.1002/1099-1018\(200003/04\)24:2<67::AID-FAM720>3.0.CO;2-0](http://dx.doi.org/10.1002/1099-1018(200003/04)24:2<67::AID-FAM720>3.0.CO;2-0). – DOI 10.1002/1099-1018(200003/04)24:2<67::AID-FAM720>3.0.CO;2-0. – ISSN 1099–1018
- [35] MOURITZ, A. P.: Post-fire flexural properties of fibre-reinforced polyester, epoxy and phenolic composites. In: *Journal of Materials Science* 37 (2002), April, Nr. 7, 1377–1386. <http://dx.doi.org/10.1023/A:1014520628915>. – DOI 10.1023/A:1014520628915. – ISSN 0022–2461, 1573–4803

- [36] PERING, G. A. F.: Degradation of tensile and shear properties of composites exposed to fire or high temperature. In: *Journal of Composite Materials* (1980), Januar. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19800045527>
- [37] MCMANUS, Hugh L. N. ; SPRINGER, George S.: High Temperature Thermomechanical Behavior of Carbon-Phenolic and Carbon-Carbon Composites, II. Results. In: *Journal of Composite Materials* 26 (1992), Februar, Nr. 2, 230–255. <http://dx.doi.org/10.1177/002199839202600205>. – DOI 10.1177/002199839202600205. – ISSN 0021–9983
- [38] FEIH, S. ; MATHYS, Z. ; GIBSON, A.G. ; MOURITZ, A.P.: Modelling the tension and compression strengths of polymer laminates in fire. In: *Composites Science and Technology* 67 (2007), März, Nr. 3-4, 551–564. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2006.07.038>. – DOI 10.1016/j.compscitech.2006.07.038. – ISSN 02663538
- [39] FEIH, S. ; MOURITZ, A.P. ; MATHYS, Z. ; GIBSON, A.G.: Tensile Strength Modeling of Glass Fiber-Polymer Composites in Fire. In: *Journal of Composite Materials* 41 (2007), Oktober, Nr. 19, 2387–2410. <http://dx.doi.org/10.1177/0021998307075461>. – DOI 10.1177/0021998307075461. – ISSN 0021–9983, 1530–793X
- [40] ANJANG, A. ; CHEVALI, V.S. ; KANDARE, E. ; MOURITZ, A.P. ; FEIH, S.: Tension modelling and testing of sandwich composites in fire. In: *Composite Structures* 113 (2014), Juli, 437–445. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.03.016>. – DOI 10.1016/j.compstruct.2014.03.016. – ISSN 02638223
- [41] HOEROLD, Andreas ; SCHARTEL, Bernhard ; TRAPPE, Volker ; KORZEN, Manfred ; NAUMANN, Maurice: Structural integrity of sandwich structures in fire: an intermediate-scale approach. In: *Composite Interfaces* 20 (2013), Dezember, Nr. 9, 741–759. <http://dx.doi.org/10.1080/15685543.2013.816620>. – DOI 10.1080/15685543.2013.816620. – ISSN 0927–6440, 1568–5543
- [42] HOEROLD, Andreas ; SCHARTEL, Bernhard ; TRAPPE, Volker ; GETTWERT, Volker ; KORZEN, Manfred: Protecting the structural integrity of composites in fire: Intumescent coatings in the intermediate scale. In: *Journal of Reinforced Plastics and Composites* 34 (2015), Dezember, Nr. 24, 2029–2044. <http://dx.doi.org/10.1016/j.jrpl.2015.11.001>. – DOI 10.1016/j.jrpl.2015.11.001. – ISSN 0263-8223

org/10.1177/0731684415609791. – DOI 10.1177/0731684415609791. – ISSN 0731–6844, 1530–7964

- [43] HOEROLD, A. ; SCHARTEL, B. ; TRAPPE, V. ; KORZEN, M. ; BUENKER, J.: Fire stability of glass-fibre sandwich panels: The influence of core materials and flame retardants. In: *Composite Structures* 160 (2017), Januar, 1310–1318. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.11.027>. – DOI 10.1016/j.compstruct.2016.11.027. – ISSN 02638223
- [44] MOURITZ, A.P. ; MATHYS, Z.: Post-fire mechanical properties of glass-reinforced polyester composites. In: *Composites Science and Technology* 61 (2001), März, Nr. 4, 475–490. [http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538\(00\)00204-9](http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538(00)00204-9). – DOI 10.1016/S0266-3538(00)00204-9. – ISSN 02663538
- [45] HIRSCHLER, Marcelo M.: Fire Hazard and Toxic Potency of the Smoke from Burning Materials. In: *Journal of Fire Sciences* 5 (1987), September, Nr. 5, 289–307. <http://dx.doi.org/10.1177/073490418700500501>. – DOI 10.1177/073490418700500501. – ISSN 0734–9041, 1530–8049
- [46] FIRMO, Joao P. ; CORREIA, Joao R. ; FRANCA, P.: Fire behaviour of reinforced concrete beams strengthened with CFRP laminates: Protection systems with insulation of the anchorage zones. In: *Composites Part B: Engineering* 43 (2012), April, Nr. 3, 1545–1556. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2011.09.002>. – DOI 10.1016/j.compositesb.2011.09.002. – ISSN 13598368
- [47] KANDARE, E. ; GRIFFIN, G.J. ; FEIH, S. ; GIBSON, A.G. ; LATTIMER, B.Y. ; MOURITZ, A.P.: Fire structural modelling of fibre-polymer laminates protected with an intumescent coating. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 43 (2012), Mai, Nr. 5, 793–802. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2011.05.012>. – DOI 10.1016/j.compositesa.2011.05.012. – ISSN 1359835X
- [48] DONG, Kun ; HU, Kexu ; GAO, Wanyang: Fire Behavior of Full-Scale CFRP-Strengthened RC Beams Protected with Different Insulation Systems. In: *Journal of Asian Architecture and Building Engineering* 15 (2016), Nr. 3, 581–588. <http://dx.doi.org/10.3130/jaabe.15.581>. – DOI 10.3130/jaabe.15.581. – ISSN 1346–7581, 1347–2852

- [49] SORATHIA, U. ; GRACIK, T. ; NESS, J. ; DURKIN, A. ; WILLIAMS, F. ; HUNSTAD, M. ; BERRY, F.: Evaluation of Intumescent Coatings for Shipboard Fire Protection. In: *Journal of Fire Sciences* 21 (2003), November, Nr. 6, 423–450. <http://dx.doi.org/10.1177/0734904103035393>. – DOI 10.1177/0734904103035393. – ISSN 0734–9041, 1530–8049
- [50] BROWN, J. R. ; MATHYS, Z. ; RIDDELL, S. Z. ; WAKE, L. V.: Fire-retardant performance of some surface coatings for naval ship interior applications. In: *Fire and Materials* 19 (1995), Mai, Nr. 3, 109–118. <http://dx.doi.org/10.1002/fam.810190303>. – DOI 10.1002/fam.810190303. – ISSN 0308–0501, 1099–1018
- [51] HORACEK, Heinrich ; PIEH, Stefan: The importance of intumescent systems for fire protection of plastic materials. In: *Polymer International* 49 (2000), Oktober, Nr. 10, 1106–1114. [http://dx.doi.org/10.1002/1097-0126\(200010\)49:10<1106::AID-PI539>3.0.CO;2-I](http://dx.doi.org/10.1002/1097-0126(200010)49:10<1106::AID-PI539>3.0.CO;2-I). – DOI 10.1002/1097-0126(200010)49:10<1106::AID-PI539>3.0.CO;2-I. – ISSN 0959–8103, 1097–0126
- [52] LEWIN, Menachem ; WEIL, Edward: Mechanisms and Modes of Action in Flame Retardancy of Polymers. Version: Dezember 2001. <http://dx.doi.org/10.1533/9781855737464.31>. In: *Fire Retard. Mater.* 2001. – DOI 10.1533/9781855737464.31. – ISBN 978–1–85573–419–7, S. 31–68
- [53] KANDOLA, B. K. ; HORROCKS, A. R. ; MYLER, P. ; BLAIR, D.: The effect of intumescent on the burning behaviour of polyester-resin-containing composites. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 33 (2002), Juni, Nr. 6, 805–817. [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X\(02\)00026-X](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X(02)00026-X). – DOI 10.1016/S1359-835X(02)00026-X. – ISSN 1359–835X
- [54] KANDOLA, B. K. ; HORROCKS, A. R. ; MYLER, P. ; BLAIR, D.: Mechanical performance of heat/fire damaged novel flame retardant glass-reinforced epoxy composites. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 34 (2003), September, Nr. 9, 863–873. [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X\(03\)00156-8](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X(03)00156-8). – DOI 10.1016/S1359-835X(03)00156-8. – ISSN 1359–835X
- [55] PARKER, J. A. ; KOURTIDES, D. A.: New Fireworthy Composites for Use in Transportation Vehicles. In: *Journal of Fire Sciences* 1 (1983), November,

- Nr. 6, 432–458. <http://dx.doi.org/10.1177/073490418300100604>. – DOI 10.1177/073490418300100604. – ISSN 0734–9041
- [56] SORATHIA, Usman ; ROLLHAUSER, Charles M. ; HUGHES, W. A.: Improved fire safety of composites for naval applications. In: *Fire and Materials* 16 (1992), Juli, Nr. 3, 119–125. <http://dx.doi.org/10.1002/fam.810160303>. – DOI 10.1002/fam.810160303. – ISSN 1099–1018
- [57] GIBSON, A. G. ; WRIGHT, P. N. H. ; WU, Y.-S. ; MOURITZ, A. P. ; MATHYS, Z. ; GARDINER, C. P.: Modelling residual mechanical properties of polymer composites after fire. In: *Plastics, Rubber and Composites* 32 (2003), Februar, Nr. 2, 81–90. <http://dx.doi.org/10.1179/146580103225009040>. – DOI 10.1179/146580103225009040. – ISSN 1465–8011
- [58] ASARO, Robert J. ; LATTIMER, Brian ; RAMROTH, William: Structural response of FRP composites during fire. In: *Composite Structures* 87 (2009), Februar, Nr. 4, 382–393. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2008.02.018>. – DOI 10.1016/j.compstruct.2008.02.018. – ISSN 0263–8223
- [59] DELFA, G. L. ; URSO-MIANO, V. ; GIBSON, A. G.: Characterisation and modelling of structural integrity of carbon fibre wing box laminate subject to fire. In: *Plastics, Rubber and Composites* 38 (2009), Dezember, Nr. 9-10, 367–373. <http://dx.doi.org/10.1179/146580109X12556471122848>. – DOI 10.1179/146580109X12556471122848. – ISSN 1465–8011
- [60] BAUSANO, John V. ; LESKO, John J. ; CASE, Scott W.: Composite life under sustained compression and one sided simulated fire exposure: Characterization and prediction. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 37 (2006), Juli, Nr. 7, 1092–1100. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2005.06.013>. – DOI 10.1016/j.compositesa.2005.06.013. – ISSN 1359–835X
- [61] FEIH, S. ; MATHYS, Z. ; GIBSON, A. G. ; MOURITZ, A. P.: Modeling Compressive Skin Failure of Sandwich Composites in Fire. In: *Journal of Sandwich Structures & Materials* 10 (2008), Mai, Nr. 3, 217–245. <http://dx.doi.org/10.1177/1099636207082307>. – DOI 10.1177/1099636207082307. – ISSN 1099–6362
- [62] SUMMERS, P. T. ; LATTIMER, B. Y. ; CASE, S. ; FEIH, S.: Predicting compression failure of composite laminates in fire. In: *Composites Part A: Applied Science and*

- Manufacturing* 43 (2012), Mai, Nr. 5, 773–782. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2012.02.003>. – DOI 10.1016/j.compositesa.2012.02.003. – ISSN 1359–835X
- [63] SIKOUTRIS, Dimitris E. ; VLACHOS, Dimitris E. ; KOSTOPOULOS, Vassilis ; JAGGER, Stuart ; LEDIN, Stefan: Fire Burnthrough Response of CFRP Aerostructures. Numerical Investigation and Experimental Verification. In: *Applied Composite Materials* 19 (2012), April, Nr. 2, 141–159. <http://dx.doi.org/10.1007/s10443-011-9187-x>. – DOI 10.1007/s10443-011-9187-x. – ISSN 0929–189X, 1573–4897
- [64] DAO, Ming ; ASARO, Robert J.: A study on failure prediction and design criteria for fiber composites under fire degradation. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 30 (1999), Februar, Nr. 2, 123–131. [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X\(98\)00051-7](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X(98)00051-7). – DOI 10.1016/S1359-835X(98)00051-7. – ISSN 1359–835X
- [65] LUO, Changsong ; DESJARDIN, Paul E.: Thermo-mechanical damage modeling of a glass-phenolic composite material. In: *Composites Science and Technology* 67 (2007), Juni, Nr. 7, 1475–1488. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2006.07.030>. – DOI 10.1016/j.compscitech.2006.07.030. – ISSN 0266–3538
- [66] BOYD, Steven E. ; LESKO, John J. ; CASE, Scott W.: Compression creep rupture behavior of a glass/vinyl ester composite laminate subject to fire loading conditions. In: *Composites Science and Technology* 67 (2007), Dezember, Nr. 15, 3187–3195. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2007.04.009>. – DOI 10.1016/j.compscitech.2007.04.009. – ISSN 0266–3538
- [67] SUMMERS, Patrick ; Y LATTIMER, B ; FEIH, Stefanie: Time-to-failure predictions for polymer laminates in fire. In: *ICCM International Conferences on Composite Materials* (2009), Januar
- [68] LIU, L. ; KARDOMATEAS, G. A. ; BIRMAN, V. ; HOLMES, J. W. ; SIMITSES, G. J.: Thermal buckling of a heat-exposed, axially restrained composite column. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 37 (2006), Juli, Nr. 7, 972–980. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2005.04.006>. – DOI 10.1016/j.compositesa.2005.04.006. – ISSN 1359–835X

- [69] DODDS, N. ; GIBSON, A. G. ; DEWHURST, D. ; DAVIES, J. M.: Fire behaviour of composite laminates. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 31 (2000), Juli, Nr. 7, 689–702. [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X\(00\)00015-4](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X(00)00015-4). – DOI 10.1016/S1359-835X(00)00015-4. – ISSN 1359-835X
- [70] GIBSON, A. G. ; WRIGHT, P. N. H. ; WU, Y.-S. ; MOURITZ, A. P. ; MATHYS, Z. ; GARDINER, C. P.: The Integrity of Polymer Composites during and after Fire. In: *Journal of Composite Materials* 38 (2004), August, Nr. 15, 1283–1307. <http://dx.doi.org/10.1177/0021998304042733>. – DOI 10.1177/0021998304042733. – ISSN 0021-9983
- [71] GIBSON, A. G. ; WU, Y.-S. ; EVANS, J. T. ; MOURITZ, A. P.: Laminate Theory Analysis of Composites under Load in Fire. In: *Journal of Composite Materials* 40 (2006), April, Nr. 7, 639–658. <http://dx.doi.org/10.1177/0021998305055543>. – DOI 10.1177/0021998305055543. – ISSN 0021-9983
- [72] P. GARDINER, C ; MATHYS, Zenka ; MOURITZ, A.P.: Tensile and Compressive Properties of FRP Composites with Localised Fire Damage. In: *Applied Composite Materials* 9 (2002), November, S. 353–367. <http://dx.doi.org/10.1023/A:1020204913612>. – DOI 10.1023/A:1020204913612
- [73] MOURITZ, A. P.: Simple models for determining the mechanical properties of burnt FRP composites. In: *Materials Science and Engineering: A* 359 (2003), Oktober, Nr. 1, 237–246. [http://dx.doi.org/10.1016/S0921-5093\(03\)00351-4](http://dx.doi.org/10.1016/S0921-5093(03)00351-4). – DOI 10.1016/S0921-5093(03)00351-4. – ISSN 0921-5093
- [74] MOURITZ, A.P.: Fire resistance of aircraft composite laminates. In: *Journal of Materials Science Letters* 22 (2003), November, S. 1507–1509. <http://dx.doi.org/10.1023/A:1026103231041>. – DOI 10.1023/A:1026103231041
- [75] MOURITZ, A. P. ; MATHYS, Z ; GARDINER, C. P.: Thermomechanical modelling the fire properties of fibre-polymer composites. In: *Composites Part B: Engineering* 35 (2004), September, Nr. 6, 467–474. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2003.09.005>. – DOI 10.1016/j.compositesb.2003.09.005. – ISSN 1359-8368
- [76] TRAPPE, V. ; HARBICH, K. W.: Intralaminar fatigue behaviour of carbon fibre reinforced plastics. In: *International Journal of Fatigue* 28 (2006), Oktober, Nr. 10,

- 1187–1196. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2006.02.037>. – DOI 10.1016/j.ijfatigue.2006.02.037. – ISSN 0142–1123
- [77] WIEDEMANN, Johannes: *Leichtbau*. Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2007 (Klassiker der Technik). <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-540-33657-0>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-540-33657-0>. – ISBN 978–3–540–33656–3 978–3–540–33657–0
- [78] TORENBEEK, Egbert: *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. Oxford, UK : John Wiley & Sons, Ltd, 2013. <http://dx.doi.org/10.1002/9781118568101>. <http://dx.doi.org/10.1002/9781118568101>. – ISBN 978–1–118–56810–1 978–1–118–56811–8
- [79] JAPAN TRANSPORT SAFETY BOARD: Aircraft Accident Investigation Report, China Airlines B18616. Version: August 2009. https://www.mlit.go.jp/jtsb/eng-air_report/B18616.pdf. 2009 (AA2009-7). – Final Report
- [80] PRICE, Dennis ; ANTHONY, GEOFFREY ; CARTY, PETER: Introduction: Polymer combustion, condensed phase pyrolysis and smoke formation. Version: Dezember 2001. <http://dx.doi.org/10.1533/9781855737464.1>. In: *Fire Retardant Materials*. 2001. – DOI 10.1533/9781855737464.1. – ISBN 978–1–85573–419–7, S. 1–30
- [81] MADORSKY, Samuel L.: *Thermal degradation of organic polymers*. New York, Interscience Publishers, 1964 <http://archive.org/details/thermaldegradati00mado>
- [82] TROITZSCH, Juergen (Hrsg.): *Plastics Flammability Handbook: Principles, Regulations, Testing, and Approval*. 3. Auflage. Munich : Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2004. <http://dx.doi.org/10.3139/9783446436695>. <http://dx.doi.org/10.3139/9783446436695>. – ISBN 978–3–446–21308–1 978–3–446–43669–5
- [83] WHITE, D. ; BEYLER, C.L. ; FULPER, C. ; LEONARD, J.: Flame spread on aviation fuels. In: *Fire Safety Journal* 28 (1997), Februar, Nr. 1, 1–31. [http://dx.doi.org/10.1016/S0379-7112\(96\)00070-7](http://dx.doi.org/10.1016/S0379-7112(96)00070-7). – DOI 10.1016/S0379–7112(96)00070–7. – ISSN 03797112

- [84] KAISER, Wolfgang: *Kunststoffchemie fuer Ingenieure: Von der Synthese bis zur Anwendung*. 3. Auflage. Munich : Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2011. <http://dx.doi.org/10.3139/9783446430495>. <http://dx.doi.org/10.3139/9783446430495>. – ISBN 978-3-446-43047-1 978-3-446-43049-5
- [85] GRELLMANN, Wolfgang ; SEIDLER, Sabine: *Kunststoffpruefung*. 2. Muenchen : Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2011. <http://dx.doi.org/10.3139/9783446429703>. <http://dx.doi.org/10.3139/9783446429703>. – ISBN 978-3-446-42722-8 978-3-446-42970-3
- [86] SCHARTEL, B. ; BALABANOVICH, A. I. ; BRAUN, U. ; KNOLL, U. ; ARTNER, J. ; CIESIELSKI, M. ; DOERING, M. ; PEREZ, R. ; SANDLER, J. K. W. ; ALTSTADT, V. ; HOFFMANN, T. ; POSPIECH, D.: Pyrolysis of epoxy resins and fire behavior of epoxy resin composites flame-retarded with 9,10-dihydro-9-oxa-10-phosphaphenanthrene-10-oxide additives. In: *Journal of Applied Polymer Science* 104 (2007), Mai, Nr. 4, 2260–2269. <http://dx.doi.org/10.1002/app.25660>. – DOI 10.1002/app.25660. – ISSN 00218995, 10974628
- [87] VOGT, Juergen: Thermal analysis of epoxy-resins: Identification of decomposition products. In: *Thermochimica Acta* 85 (1985), April, 411–414. [http://dx.doi.org/10.1016/0040-6031\(85\)85611-2](http://dx.doi.org/10.1016/0040-6031(85)85611-2). – DOI 10.1016/0040-6031(85)85611-2. – ISSN 00406031
- [88] KULCARNI, A.P. ; GIBSON, R.F.: Non-destructive characterisation of effects of temperature and moisture on elastic moduli of vinyl ester resin an E-glass/vinyl ester resin composite. In: *Proceedings of the American Society of Composites, 18th Annual Technical Conference* (2003), Oktober
- [89] ASUNDI, A. ; CHOI, A. Y. N.: Fiber metal laminates: An advanced material for future aircraft. In: *Journal of Materials Processing Technology* 63 (1997), Januar, Nr. 1-3, S. 384–394. – ISSN 0924-0136
- [90] VOGELANG, L. B. ; VLOT, A: Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures. In: *Journal of Materials Processing Technology* 103 (2000), Juni, Nr. 1, S. 1–5. – ISSN 0924-0136
- [91] CHRISTKE, S. ; GIBSON, A. G. ; GRIGORIOU, K. ; MOURITZ, A. P.: Multi-layer polymer metal laminates for the fire protection of lightweight structures. In: *Materials & Design* 97 (2016), Mai, S. 349–356. – ISSN 0261-3069

- [92] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *14 CFR 25.856 Appendix F Part VII -Test Method To Determine the Burnthrough Resistance of Thermal/Acoustic Insulation Materials.* – Amdt. 25-111, 68 FR 45059, July 31, 2003
- [93] ASTM STANDARD D 7137: *Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates.* 2005
- [94] SCHUERMANN, Helmut: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden.* Springer-Verlag, 2007. – ISBN 978-3-540-72190-1
- [95] PARLEVLIEP, P. ; GEISTBECK, M.: Investigations into lightweight solutions for epoxy composite fire property improvement. In: *Plastics Rubber and Composites* 44 (2015), April, Nr. 3, S. 104–110. – ISSN 1465–8011
- [96] SCHUETT, Matthias ; GEISTBECK, Matthias ; LUNGE, Hans ; BAUER, Monika: Fire Retardancy of Structural Carbon Fiber Reinforced Composites Using Thermoplastic Interlayers. In: *ECCM15 - 15th European Conference on Composite Materials*, 2012
- [97] FLORYAN, D. E. ; NELSON, G. L.: Fire Performance Studies on Polyetherimide. In: *Journal of Fire & Flammability* 11 (1980), Nr. 4, S. 284–301. – ISSN 0022–1104
- [98] ANSYS, INC.: *ANSYS Mechanical APDL Element Reference.* Januar 2017
- [99] RUST, Wilhelm: *Nichtlineare Finite-Elemente-Berechnungen.* Wiesbaden : Vieweg+Teubner, 2011. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-8348-8148-9>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-8348-8148-9>. – ISBN 978-3-8348-1491-3 978-3-8348-8148-9
- [100] KOSCHNICK, Frank: *Geometrische Locking-Effekte bei Finiten Elementen und ein allgemeines Konzept zu ihrer Vermeidung.* Muenchen, Technische Universitaet Muenchen, Diss., September 2004
- [101] ANSYS, INC.: *ANSYS Mechanical APDL Theory Reference.* Januar 2017
- [102] BATHE, Klaus-Juergen ; DVORKIN, Eduardo N.: A formulation of general shell elements-the use of mixed interpolation of tensorial components. In: *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 22 (1986), März, Nr. 3, 697–722. <http://dx.doi.org/10.1002/nme.1620220312>. – DOI 10.1002/nme.1620220312. – ISSN 0029–5981, 1097–0207

- [103] SIMO, J. C. ; RIFAI, M. S.: A class of mixed assumed strain methods and the method of incompatible modes. In: *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 29 (1990), Juni, Nr. 8, 1595–1638. <http://dx.doi.org/10.1002/nme.1620290802>. – DOI 10.1002/nme.1620290802. – ISSN 0029–5981, 1097–0207
- [104] SIMO, J.C ; ARMERO, F ; TAYLOR, R.L: Improved versions of assumed enhanced strain tri-linear elements for 3D finite deformation problems. In: *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* 110 (1993), Dezember, Nr. 3-4, 359–386. [http://dx.doi.org/10.1016/0045-7825\(93\)90215-J](http://dx.doi.org/10.1016/0045-7825(93)90215-J). – DOI 10.1016/0045-7825(93)90215-J. – ISSN 00457825
- [105] PUCK, Alfred: *Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten : Modelle fuer die Praxis*. Muenchen, Wien : Carl Hanser Verlag, 1996. – ISBN 978-3-446-18194-6
- [106] BASAN, Ricardo: *BAM-Dissertationsreihe. Bd. 74: Untersuchung der intralaminaren Schubeigenschaften von Faserverbundwerkstoffen mit Epoxidharzmatrix unter Beruecksichtigung nichtlinearer Effekte*. Berlin : BAM Bundesanstalt fuer Materialforschung und -pruefung, 2011. – ISBN 978-3-9814281-3-1
- [107] BRAMMER, J. A. ; PERCIVAL, C. M.: Elevated-temperature elastic moduli of 2024 aluminum obtained by a laser-pulse technique. In: *Experimental Mechanics* 10 (1970), Juni, Nr. 6, 245–250. <http://dx.doi.org/10.1007/BF02324097>. – DOI 10.1007/BF02324097. – ISSN 0014–4851, 1741–2765
- [108] TEIJIN: *Technisches Datenblatt Tenax - E IMS65 E23 24K 830tex*. <https://www.tejincarbon.com/de/downloads/>. Version: Juli 2018
- [109] HEXION: *Technisches Datenblatt Infusionsharz MGS RIM 935*. <http://www.hexion.com/en-GB/chemistry/epoxy-resins-curing-agents-modifiers/epoxy-tds/>. Version: Juli 2018
- [110] CYTEC: *Technisches Datenblatt FM 300-2*. https://www.cytec.com/sites/default/files/datasheets/FM_300-2_092711.pdf. Version: Juli 2018
- [111] SOLVAY: *Technisches Datenblatt Ajedium Films PEI*. <https://www.solvay.com/en/markets-and-products/chemical-categories/specialty-polymers/data-sheets.html>. Version: Juli 2018
- [112] WPX FASERKERAMIK: *Technisches Datenblatt WHIPOX Faserkeramik*. <https://www.wpx-faserkeramik.de/download/>. Version: Juli 2018

- [113] 3M: *Technisches Datenblatt 3M Nextel Ceramic Fiber 610*. <http://multimedia.3m.com/mws/media/13270550/3m-nextel-technical-reference-guide.pdf>.
Version: Juli 2018
- [114] BRATUKHIN, A. G. (Hrsg.) ; BOGOLYUBOV, V. S. (Hrsg.): *Composite Manufacturing Technology*. Dordrecht : Springer Netherlands, 1995. <http://dx.doi.org/10.1007/978-94-011-1268-0>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-94-011-1268-0>. – ISBN 978-94-010-4553-7 978-94-011-1268-0
- [115] CHAWLA, Krishan K.: *Composite Materials*. New York, NY : Springer New York, 2012. <http://dx.doi.org/10.1007/978-0-387-74365-3>. <http://dx.doi.org/10.1007/978-0-387-74365-3>. – ISBN 978-0-387-74364-6 978-0-387-74365-3
- [116] HAN, Kerang ; JIANG, Shunliang ; ZHANG, Chuck ; WANG, Ben: Flow modeling and simulation of SCRIMP for composites manufacturing. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 31 (2000), Januar, Nr. 1, 79–86. [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X\(99\)00053-6](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-835X(99)00053-6). – DOI 10.1016/S1359-835X(99)00053-6. – ISSN 1359835X
- [117] WILLIAMS, Christopher ; SUMMERSCALES, John ; GROVE, Stephen: Resin Infusion under Flexible Tooling (RIFT): a review. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 27 (1996), Januar, Nr. 7, 517–524. [http://dx.doi.org/10.1016/1359-835X\(96\)00008-5](http://dx.doi.org/10.1016/1359-835X(96)00008-5). – DOI 10.1016/1359-835X(96)00008-5. – ISSN 1359835X
- [118] SUMMERSCALES, J ; SEARLE, T J.: Low-pressure (vacuum infusion) techniques for moulding large composite structures. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications* 219 (2005), Januar, Nr. 1, 45–58. <http://dx.doi.org/10.1243/146442005X10238>. – DOI 10.1243/146442005X10238. – ISSN 1464-4207, 2041-3076
- [119] INTERNATIONAL STANDARD: *ISO 19702 - Guidance for sampling and analysis of toxic gases and vapours in fire effluents using Fourier Transform Infrared (FTIR) spectroscopy*. August 2015
- [120] NORMENAUSSCHUSS KUNSTSTOFFE (FNK): *DIN EN ISO 5659-2 Kunststoffe-Rauchentwicklung- Teil 2: Bestimmung der optischen Dichte Durch Einkammerpruefung*. März 2013

- [121] GIBSON, A. G. ; WU, Y. S. ; CHANDLER, H. W. ; WILCOX, J. a. D. ; BETTESS, P.: A Model for the Thermal Performance of Thick Composite Laminates in Hydrocarbon Fires. In: *Revue de l'Institut Francais du Petrole* 50 (1994), November, Nr. 1, 69–74. <http://dx.doi.org/10.2516/ogst:1995007>. – DOI 10.2516/ogst:1995007. – ISSN 0020–2274
- [122] LOOYEH, M. R. E. ; BETTESS, P. ; GIBSON, A. G.: A one-dimensional finite element simulation for the fire-performance of GRP panels for offshore structures. In: *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow* 7 (1997), September, Nr. 6, 609–625. <http://dx.doi.org/10.1108/09615539710170781>. – DOI 10.1108/09615539710170781. – ISSN 0961–5539
- [123] TRANCHARD, Pauline ; DUQUESNE, Sophie ; SAMYN, Fabienne ; ESTEBE, Bruno ; BOURBIGOT, Serge: Kinetic analysis of the thermal decomposition of a carbon fibre-reinforced epoxy resin laminate. In: *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis* 126 (2017), Juli, 14–21. <http://dx.doi.org/10.1016/j.jaap.2017.07.002>. – DOI 10.1016/j.jaap.2017.07.002. – ISSN 0165–2370
- [124] TRANCHARD, Pauline ; SAMYN, Fabienne ; DUQUESNE, Sophie ; ESTEBE, Bruno ; BOURBIGOT, Serge: Modelling Behaviour of a Carbon Epoxy Composite Exposed to Fire: Part I-Characterisation of Thermophysical Properties. In: *Materials (Basel, Switzerland)* 10 (2017), Mai, Nr. 5. <http://dx.doi.org/10.3390/ma10050494>. – DOI 10.3390/ma10050494. – ISSN 1996–1944
- [125] TRANCHARD, Pauline ; SAMYN, Fabienne ; DUQUESNE, Sophie ; ESTEBE, Bruno ; BOURBIGOT, Serge: Modelling Behaviour of a Carbon Epoxy Composite Exposed to Fire: Part II-Comparison with Experimental Results. In: *Materials* 10 (2017), April, Nr. 5. <http://dx.doi.org/10.3390/ma10050470>. – DOI 10.3390/ma10050470. – ISSN 1996–1944
- [126] CHIPPENDALE, R. D. ; GOLOSNOY, I. O. ; LEWIN, P. L.: Numerical modelling of thermal decomposition processes and associated damage in carbon fibre composites. In: *Journal of Physics D: Applied Physics* 47 (2014), Nr. 38, 385301. <http://dx.doi.org/10.1088/0022-3727/47/38/385301>. – DOI 10.1088/0022–3727/47/38/385301. – ISSN 0022–3727
- [127] LATTIMER, Brian Y. ; OUELLETTE, Jason ; TRELLES, Javier: Measuring properties for material decomposition modeling. In: *Fire and Materials* 35 (2011), Januar,

Nr. 1, 1–17. <http://dx.doi.org/10.1002/fam.1031>. – DOI 10.1002/fam.1031.
– ISSN 1099–1018

- [128] MARKER, Timothy R. ; SPEITEL, Louise C.: Evaluating the Decomposition Products Generated Inside an Intact Fuselage During a Simulated Postcrash Fuel Fire. 2011 (DOT/FAA/AR-09/58). – Final Report

Abbildungsverzeichnis

1.1	Weltweite Passagierzahlen in der zivilen Luftfahrt von 1970 bis 2016 nach ICAO, Civil Aviation Statistics of the World and ICAO staff estimates [1]	1
1.2	Weltweite Unfallrate mit mindestens einem Todesfall bezogen auf die jährliche Anzahl an Abflügen von 1996 – 2015, vgl. [5] S.17	3
1.3	Anteil der weltweiten Todesopfer nach Ursache in einem nicht tödlichem Flugzeugunfall von 1972 – 2003, vgl. [6] S.16	4
1.4	Quasiisotroper Laminataufbau aus UD-Lagen mit Faserorientierungswinkeln von 0° , $\pm 45^\circ$ und 90° und zugehörigen schematischen Steifigkeits-Polardiagramm, angelehnt an [14] S.186 und [13] S.227	8
1.5	Boeing 787-8 Dreamliner ©motive56/Shotshop.com	9
2.1	Versteifte CFK Rumpfsktion in der Montage bei Premium AEROTEC in Nordenham, ©Premium AEROTEC	14
2.2	Versteifte Aluminium Seitenschale in der Montage bei Premium AEROTEC in Nordenham, ©Premium AEROTEC	15
2.3	Vereinfachtes Biegebalkenmodell für die Rumpfbelastung eines repräsentativen CFK Flugzeugs am Boden	16
2.4	Querkraft- und Biegemomentenverlauf zum vereinfachten Biegebalkenmodell für ein repräsentatives CFK Flugzeug	17
2.5	Kritische Beullasten für CFK Schalen mit Krümmungsradien entsprechend der Rumpfgeometrie der aufgeführten Flugzeugmuster, normiert auf die Beullast der CFK Platte $500 \times 500 \times 4 \text{ mm}^3$ mit quasiisotropen Lagenaufbau; allseitig gelenkige Lagerung	21

2.6	Kritische Beullasten der Small-scale CFK Platte und der CFK Schalen mit dem Krümmungsradius von 2980 mm im Intermediate-scale: $500 \times 500 \text{ mm}^2$ und im Small-scale: $150 \times 150 \text{ mm}^2$ mit quasiisotropen Lagenaufbau, normiert auf die Beullast der 4 mm intermediate-scale Schale; allseitig gelenkige Lagerung	22
2.7	Quasiisotrope CFK Schale mit 4 mm Wandstärke. Druckbeulwert und Beulform über Krümmungsmaß $\sqrt{\Omega}$ mit Einfluss des Steifenbiegewertes γ_L und $\delta_L = 0$; allseitig gelenkige Lagerung; angelehnt an [77] Bild 6.3/8	24
2.8	Verbrennungsprozess eines rückstandsbildenden Polymers	27
2.9	Schematische Darstellung der Entwicklungsstadien eines Zimmerbrandes über der Zeit	28
2.10	Reaktionsverlauf von Epichlorhydrin und Bisphenol A zu Bisphenol-A-Glycidether	30
2.11	Strukturformelschema von „monomer“-Diglycidether	31
2.12	a) aromatisches Amin meta-Phenylendiamin, b) vernetzt mit DGEBA mit jeweils einer weiteren reaktiven Epoxidgruppe für weitere Vernetzungen	31
2.13	DMA Ergebnisse eines Epoxidharzes mit einem Glasübergangsbereich von $150\text{--}180\text{ }^\circ\text{C}$, vgl. [85], Bild 11.5	32
2.14	TGA Kurve des Epoxidharzes DGEBA/DDS unter Stickstoffatmosphäre, vgl. [86] Figure 3	33
2.15	Modell: Einfluss isothermischen Erwärmens auf die mechanischen Eigenschaften eines FKV, vgl. [15] Figure 6.2	34
2.16	Schematischer Querschnitt eines Kreuzverbund GLARE Laminats, vgl. [89] Fig. 1.2	35
3.1	a) Foto des Druckmoduls, b) CAD-Modell: vergrößerte Schnittansicht der Prüfkörperführungen für gekrümmte Strukturen	38
3.2	a) Versuchsaufbau für die Testmethode zur Bestimmung des Durchbrandwiderstandes von thermischen/akustischen Isoliermaterialien nach CS-25 Appendix F Part VII, vgl. [7] 1-App F-38, Figure 2, b) horizontale Brennerausrichtung im IFST und Vollbrand des NexGen	40
3.3	Versuchsaufbau zur Temperaturkalibrierung des NexGen Brenners nach CS-25 Appendix F Part VII, vgl. [7] 1-App F-42, Figure 5	41

3.4	Durchbrandzeiten von Aluminiumplatten der Legierung 2024-T351 (500 × 500 mm ²) erzielt mit dem IFST in zwei Durchläufen im Vergleich zu den Durchbrandzeiten erzielt mit dem NexGen Ölbrenner an einer Versuchseinrichtung eines renommierten europäischen Luftfahrtunternehmens	42
3.5	Dehnungen der CFK Schale in Promille auf der Vorder- und Rückseite über die Verschiebung des Hydraulikzylinders während eine Bruchlastversuches	47
3.6	Frontansicht der CFK Schale während des Bruchlastversuches, A: vor dem Beulen der Schale, B: nach dem Beulen der Schale, C: beim Erreichen der Bruchlast	48
3.7	Mit 504.000 SOLSH 190 Elementen vernetzte CFK Schale bestehend aus 32 unidirektionalen CFK Lagen in quasiisotroper Schichtung	50
3.8	Lagerungsrandbedingungen der CFK Schale für die Eigenwert und nicht-lineare Beulanalyse	51
3.9	FEM Analyse: y-Verschiebung der CFK Schale während des Bruchlastversuches; links: kurz vor dem Beulen, rechts: kurz nach dem Beulen	52
3.10	Vergleich der normierten Dehnungen in Lasteinleitungsrichtung der CFK Schale aus dem Bruchlastversuch und der FEM Analyse an der Position des DMS-M in Abhängigkeit der normierten Druckkraft	53
3.11	1. und 2. Quadrant der zur fasersenkrechten Spannungsachse symmetrischen ZFB-Ebene der unidirektionalen Einzelschicht nach Puck [105] mit den verschiedenen Beanspruchungsvarianten und Bruchmodi, vgl. [106] S.17 Abbildung 2.3 und [94] S.413 Abb. 17.11	54
3.12	FEM Analyse: FB Anstrengung der CFK Schale nach Puck für Druckbelastung (links) und Zugbelastung (rechts) für die äußere 45°-Lage im Belastungszustand bei Faserbruch	56
3.13	FEM Analyse: ZFB Anstrengung der CFK Schale nach Puck für Druckbelastung (links) und Zugbelastung (rechts) für die äußere 45°-Lage im Belastungszustand bei Faserbruch	57

3.14	Drucklast des Hydraulikzylinders während der Feuerwiderstandsprüfung eines Prüfkörpers jeder Konfiguration, normiert auf die Bruchlast der CFK Schale über der Zeit bis zum Versagen; oben: Konfigurationen CFK-GF und CFK-Ti im Vergleich mit der CFK Konfiguration, unten: Konfigurationen CFK-TPCF und CFK-TP im Vergleich mit der CFK Konfiguration	58
3.15	CFK Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; links: dem Vollbrand ausgesetzte Schalenaußenseite, rechts: Schaleninnenseite	59
3.16	CFK-GF Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; links: dem Vollbrand ausgesetzte Schalenaußenseite mit Vergrößerungsausschnitt, rechts: Schaleninnenseite	60
3.17	Oben: CFK-Ti Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; links: dem Vollbrand ausgesetzte Schalenaußenseite mit Vergrößerungsausschnitt, rechts: Schaleninnenseite; unten: vom CFK delaminierte Titanbleche; links: Rückseite des äußeren Blechs, rechts: Vorderseite des inneren Blechs	61
3.18	Oben: CFK-TPCF Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; Unten: CFK-TP Schale nach Feuerwiderstandsprüfung; links: dem Vollbrand ausgesetzte Schalenaußenseite, rechts: Schaleninnenseite	62
3.19	Repräsentative CFK Flugzeugrumpfschale mit in Flugzeuglängsrichtung verlaufenden T- und Omega-Stringer	66
3.20	Richtungsabhängige Steifigkeitsverteilung der CFK Rumpfschale, Omega-Stringer und T-Stringer in Bezug auf die Flugzeuglängsachse	66
3.21	links: FEM Model des CFK Rumpfschalenprüfkörpers mit Omega-Stringerversteifung und Lagerungsrandbedingungen; rechts: FEM Model des CFK Rumpfschalenprüfkörpers mit T-Stringerversteifung gleicher Schalenwandstärke und Lagerungsrandbedingungen	69
3.22	links: erste Beuleigenform der Omega-Stringer Schale; rechts: erste Beuleigenform der T-Stringer Schale aus einer Eigenwert-Beulanalyse	70
3.23	Verschiebung in y-Richtung aus der nichtlinearen FEM Analyse der Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper über die Reaktionskraft in z-Richtung	72
3.24	Versagenkriterium für FB nach Puck bei einer Druckkraft von 1,647 MN für den Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper; links: kritischste Lage der Schale, rechts: kritischsten Lagen der Omega-Stringer; 12-fach überhöhte Verformungsdarstellung	73

3.25	Versagenskriterium für FB nach Puck bei einer Druckkraft von 1,253 MN für den T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper; links: kritischste Lage der Schale, rechts: kritischsten Lagen der T-Stringer; 7-fach überhöhte Verformungsdarstellung	74
3.26	Omega-stringerversteifter Rumpfschalenprüfkörper bei $F_{FW} = 117$ kN; Oben: Dehnung in z-Richtung, unten: Dehnung in x-Richtung; Lastniveau A; 89-fach überhöhte Verformungsdarstellung	76
3.27	T-stringerversteifter Rumpfschalenprüfkörper bei $F_{FW_A} = 117$ kN; Oben: Dehnung in z-Richtung, unten: Dehnung in x-Richtung; Lastniveau A; 89-fach überhöhte Verformungsdarstellung	78
3.28	Positionen der Temperaturmessstellen an den Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper während der Feuerwiderstandsprüfung	79
3.29	Innenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O48A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs	80
3.30	Innen- und Außenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O48A nach der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A	81
3.31	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite vom Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper CFK-O48A während der Feuerwiderstandsprüfung	82
3.32	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern CFK-O35A und CFK-O42A während der Feuerwiderstandsprüfung	84
3.33	Innenseite des T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-T45A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs	86
3.34	Innenseite des T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-T45A nach der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A mit Vergrößerung der Bruchstellen des mittleren und rechten T-Stringers	87
3.35	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern CFK-T41A und CFK-T45A während der Feuerwiderstandsprüfung	88
3.36	Innenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O44B während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau B zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs	89

3.37	Innenseite des Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-O44B nach der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau B mit Vergrößerung auf die Bruchstelle des mittleren Omega-Stringers	89
3.38	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den Omega-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpern CFK-O39B und CFK-O44B während der Feuerwiderstandsprüfung	90
3.39	Innenseite des T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-T50B während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau B zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs	91
3.40	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite vom T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper CFK-T50B während der Feuerwiderstandsprüfung	92
3.41	Innenseite des T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörpers CFK-T50B nach der Feuerwiderstandsprüfung mit Vergrößerung der Bruchstelle des linken T-Stringers	93
3.42	Versagenszeiten über Schalendicke für alle stringerversteiften CFK Rumpfschalenprüfkörper aus den Feuerwiderstandsprüfungen unter simultaner Druckbelastung mit Lastniveaus A und B und lineare Anpassung Versagenszeiten unter Lastniveau A	94
3.43	links: Innenseite des S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-1A vor der Feuerwiderstandsprüfung eingesetzt in das Druckmodul; rechts: Vergrößerung auf einen S-Stringer der in Flugzeuglängsrichtung verläuft	96
3.44	Innenseite des S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-1A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs	97
3.45	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpern AL-S20-1A und AL-S20-2A während der Feuerwiderstandsprüfung; RGE – Rauchgasentzündung	98
3.46	links: Innenseite des S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-1A nach der Feuerwiderstandsprüfung mit Vergrößerung auf verfestigte Aluminiumschmelze; rechts: Innenseite des S-stringerversteiften Aluminium Rumpfschalenprüfkörpers AL-S20-2A nach der Feuerwiderstandsprüfung	99

3.47	Schematische Darstellung des SCRIMP für die Herstellung von CFK Schalen.	102
3.48	Infusionsaufbau zur Anwendung des SCRIMP zur Herstellung von CFK Schalen	103
3.49	Schematische Darstellung des SCRIMP für die Herstellung von CFK Omega-Stringern	104
3.50	a) Mit Epoxidharz getränkte äußeren $\pm 45^\circ$ CF-Lagen und aufgelegte WPX Faserkeramiklage; b) aufgebracht Rohling CFK-RK; c) laminieren der inneren $\pm 45^\circ$ CF-Lagen; d) Vakuumaufbau zum Absaugen von überschüssigem Epoxidharz	105
3.51	a) Nach Laminataufbau CFK-BAM-Keramik+TP abgelegte Thermoplastfolie mit Lochmuster (20 mm \times 20 mm, Versatz 10 mm); b) Gesamtansicht Thermoplastfolie nach dem Andrücken mittels Teflonroller	106
3.52	a) In dem Schalenwerkzeug ausgerichtete CFK Schale mit einem applizierten Klebefilm FM-300 mittig, links ohne Trennabdeckung und rechts mit aufgebracht Omega-Stringer; b) Vakuumaufbau zum anpressen der Omega-Stringer und gleichzeitigen Tempern des FM-300 Klebefilms	107
3.53	Omega-stringerversteifte Schalenprüfkörper CFK-BAM-1/2 bei $F_{FW} = 87$ kN; Oben: Dehnung in z-Richtung, unten: Dehnung in x-Richtung; Lastniveau A; 88-fach überhöhte Verformungsdarstellung	109
3.54	Innenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-1A während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs	110
3.55	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite von den Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpern CFK-BAM-1A und CFK-BAM-2A während der Feuerwiderstandsprüfung; RGE-Rauchgasentzündung	111
3.56	Innenseite, Seitenansicht und Außenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-1A nach der Feuerwiderstandsprüfung	112
3.57	Innenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-Keramik-A mit integrierter Faserkeramiklage während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs	113

3.58	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite vom Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörper CFK-BAM-Keramik-A während der Feuerwiderstandsprüfung; RGE – Rauchgasentzündung	114
3.59	Innenseite, Seitenansicht und Außenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-Keramik-A mit integrierter Faserkeramiklage nach der Feuerwiderstandsprüfung	115
3.60	Innenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP-A mit integrierter Faserkeramiklage und Thermoplastfolien während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A zu ausgewählten Zeitpunkten des Versuchs	117
3.61	Oberflächentemperaturen auf der Schaleninnenseite vom Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörper CFK-BAM-Keramik+TP-A während der Feuerwiderstandsprüfung; RGE – Rauchgasentzündung	118
3.62	Innenseite, Seitenansicht und Außenseite des Omega-stringerversteiften CFK Schalenprüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP-A mit integrierter Faserkeramiklage und integrierten Thermoplastfolien nach der Feuerwiderstandsprüfung	119
3.63	Versagenszeiten aus den Feuerwiderstandsprüfungen der CFK Rumpfschalenprüfkörper in Omega- und T-Stringerkonfiguration und der an der BAM gefertigten CFK Omega-stringerversteiften Schalen inklusive des modifizierten Prüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP in Abhängigkeit der Schalenwandstärke unter simultaner Drucklast bei Lastniveau A	120
4.1	Versagenszeiten der repräsentativen, stringerversteiften CFK und Aluminium Rumpfschalenprüfkörper aus der Feuerwiderstandsprüfung unter simultaner Druckbeanspruchung entsprechend dem Rumpfspannungszustandes eines repräsentativen CFK Flugzeugs am Boden mit MTOW und Zeitpunkte zu Beginn eines Rauchgasaustrittes aus der Schaleninnenseite der CFK Strukturen	124
A.1	Kabinenverkleidung und thermisches/akustisches Isoliermaterial einer Boeing 747; Sicht von innen nach Außen	169
A.2	3D 8-Knoten Volumenschalenelement SOLSH190, vgl. [98] S.1015, Figure 190.1	170
A.3	Prüfkörper CFK-BAM-1 und Frontansicht auf den mittleren Omega-Stringer	170

A.4	Frontansicht auf den mittleren Omega-Stringer des Prüfkörpers CFK-BAM-Keramik und Vergrößerung der Stringer-Schalen-Anbindung mit integrierter Faserkeramiklage in der Schale	171
A.5	Frontansicht auf den mittleren Omega-Stringer des Prüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP und Vergrößerung der Stringer-Schalen-Anbindung mit integrierter Faserkeramiklage und Thermoplastfolien in der Schale .	171

Tabellenverzeichnis

1.1	Materialeigenschaften für typische Luftfahrtwerkstoffe: Aluminium 2024 im Vergleich zu CFK mit einem Faservolumengehalt von 60 % bei Raumtemperatur, IM-Fasern und Epoxidharzmatrix, für Faserorientierung in Lastrichtung (0°) und quasiisotropen Aufbau ($[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_S$) [14] . . .	7
2.1	Flugzeuggewichtsverteilung eines repräsentativen CFK Flugzeuges und Abschätzungen nach [78]	16
2.2	Repräsentatives CFK Flugzeug mit Rumpfdurchmesser 6 m bei MTOW; Flächenträgheitsmoment I_{xx} des unversteiften Rumpfes und zugehörige mittlere Biegespannung σ_B , zusätzliches Flächenträgheitsmoment $I_{xx, \text{Stringer}}$ der gesamten Stringerstruktur und Biegespannung $\sigma_{B, \text{Stringer}}$ im verstärkten Rumpfqerschnitt	18
3.1	Temperaturen in $^\circ\text{C}$ gemessen über einer Dauer von 30 Sekunden mit 7 Thermoelementen (TE) nach Abbildung 3.3 und Mittelwert während der Brennerkalibrierung	41
3.2	Kubische Fit-Funktion für Durchbrandzeiten von Aluminiumplatten, erzielt an einer luftfahrttechnischen Versuchseinrichtung aus Abbildung 3.4 mit zugehörigen Koeffizienten und dem Bestimmtheitsmaß R^2 . . .	43
3.3	Konfigurationen der CFK Schalen mit integrierten Flammschutzlagen und ihr symmetrischer Lagenaufbau	44
3.4	Kritische Beullasten und Bruchlasten aller CFK Schalenkonfigurationen, normiert auf die gemittelte Bruchlast der zwei unmodifizierten Schalen der CFK Konfiguration	48

3.5	Versagenszeiten aus der Feuerwiderstandsprüfung der zwei Prüfkörper jeder Konfiguration mit der zugehörigen prozentualen Verbesserung bezogen auf die gemittelte Versagenszeit der unmodifizierten CFK Konfiguration	63
3.6	Auflistung und Bezeichnungen der CFK Rumpfschalenprüfkörper und deren Lastniveau A oder B und die dazugehörigen gemittelten Schalendicken sowie Stringerformen	67
3.7	Auflistung und Bezeichnungen der Aluminium Rumpfschalenprüfkörper und deren Lastniveau und die dazugehörigen Schalendicken sowie Stringerformen	68
3.8	Die jeweils ersten vier Beuleigenwerte der Omega- und T-Stringerversteiften CFK Rumpfschalenprüfkörper	71
3.9	Mittels FEM Analysen berechnete kritische Versagenslasten für den Omega- und T-stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper mit einer Schalenwandstärke von 3,5 mm	74
3.10	Versuchszeiten beim ersten Rauchgasaustritt (RGA) aus der Schaleninnenseite sowie die Versagenszeiten (VZ) und Rauchgasentzündungsereignis (RGE) für alle stringerversteiften Rumpfschalenprüfkörper während der Feuerwiderstandsprüfung bei Lastniveau A und B	94
3.11	Lagenaufbauten für CFK Schalen mit integrierten Schutzschichten sowie für CFK Omega-Stringer; R-Rohling, K-Keramik, TP-Thermoplastfolie	101
4.1	Oberflächentemperaturgradient der Schaleninnenseite an der Position von TE 5; Gradient 1: vor dem Aufblähen der innersten Lage, Gradient 2: nach dem Aufblähen der innersten Lage bis zum strukturellen Versagen; Stringer: Oberflächentemperaturgradient des mittleren Omega-Stringers in dem Versuchszeitintervall von 15–90 Sekunden	126
A.1	Festigkeitsgrenzen der CFK UD-Einzelschicht für die FEM-Rechnungen mit ANSYS® 18.0	175
A.2	Puck'sche Kennwerte für die FEM-Rechnungen mit ANSYS® 18.0 nach Schürmann [94]	175

A. Anhang

A.1 Ergänzende Abbildungen

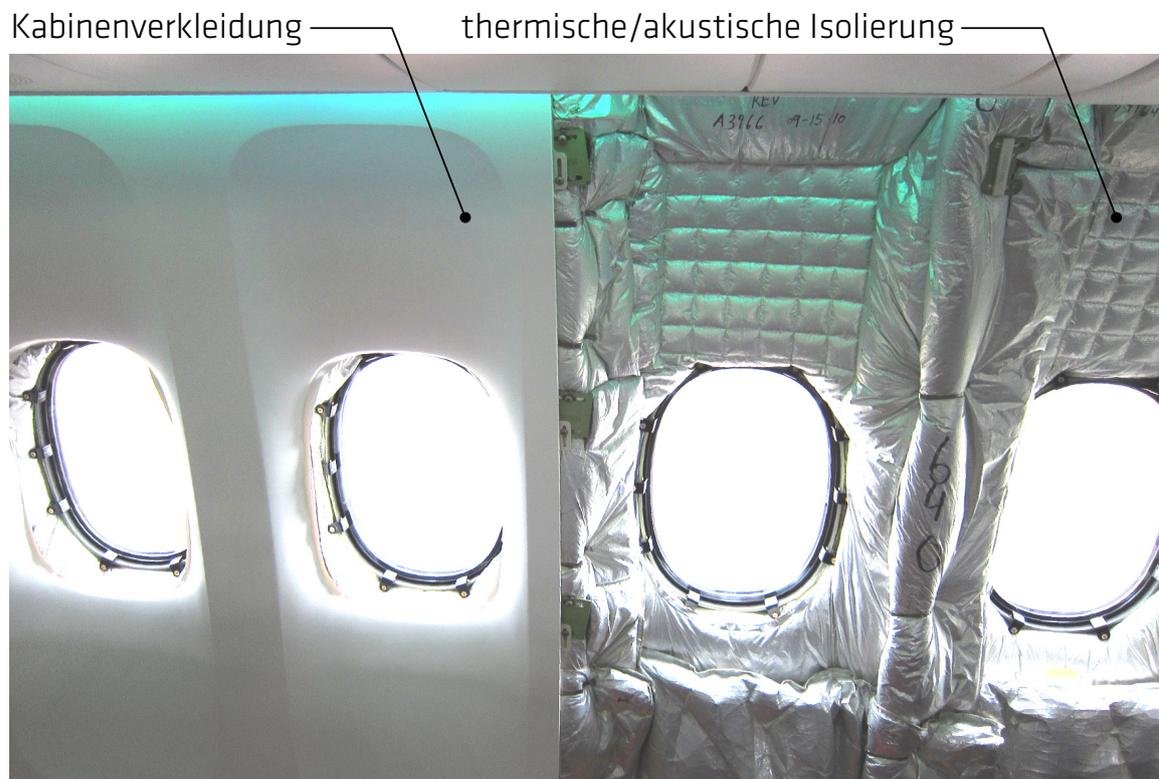


Abbildung A.1: Kabinenverkleidung und thermisches/akustisches Isoliermaterial einer Boeing 747; Sicht von innen nach Außen ©Olivier Cleynen, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aircraft_cabin_insulation_in_a_B747-8.jpg, Lizenz: Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0 Unported

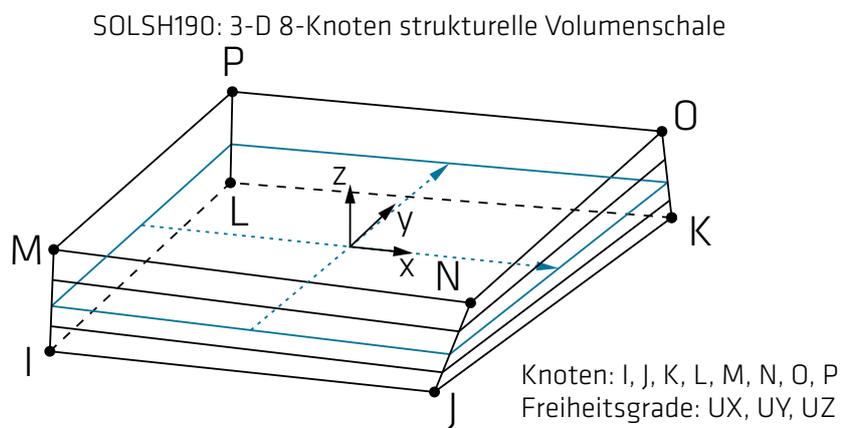


Abbildung A.2: 3D 8-Knoten Volumenschalenelement SOLSH190, vgl. [98] S.1015, Figure 190.1

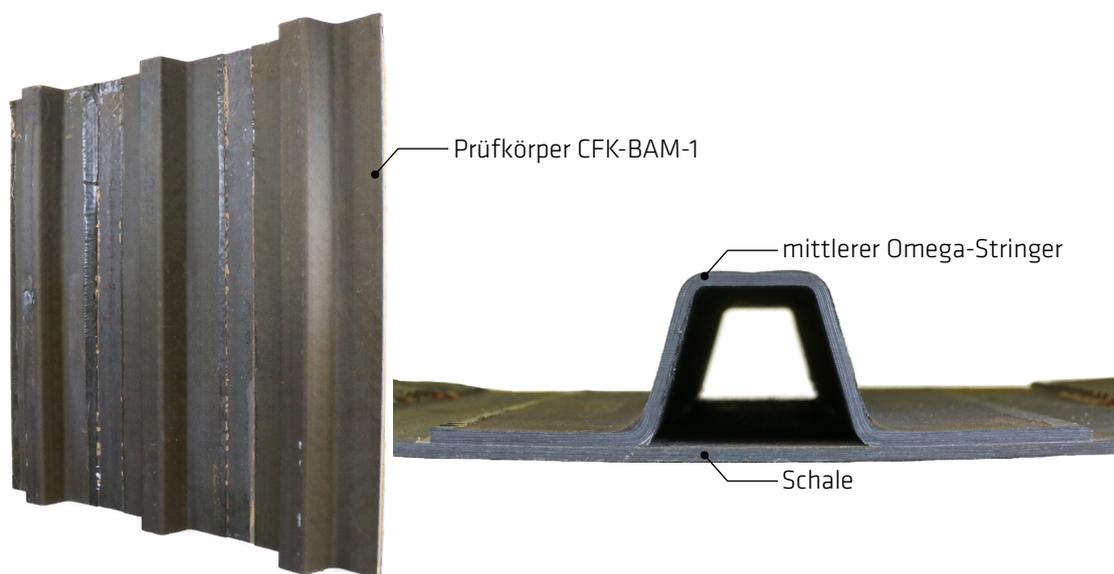


Abbildung A.3: Prüfkörper CFK-BAM-1 und Frontansicht auf den mittleren Omega-Stringer

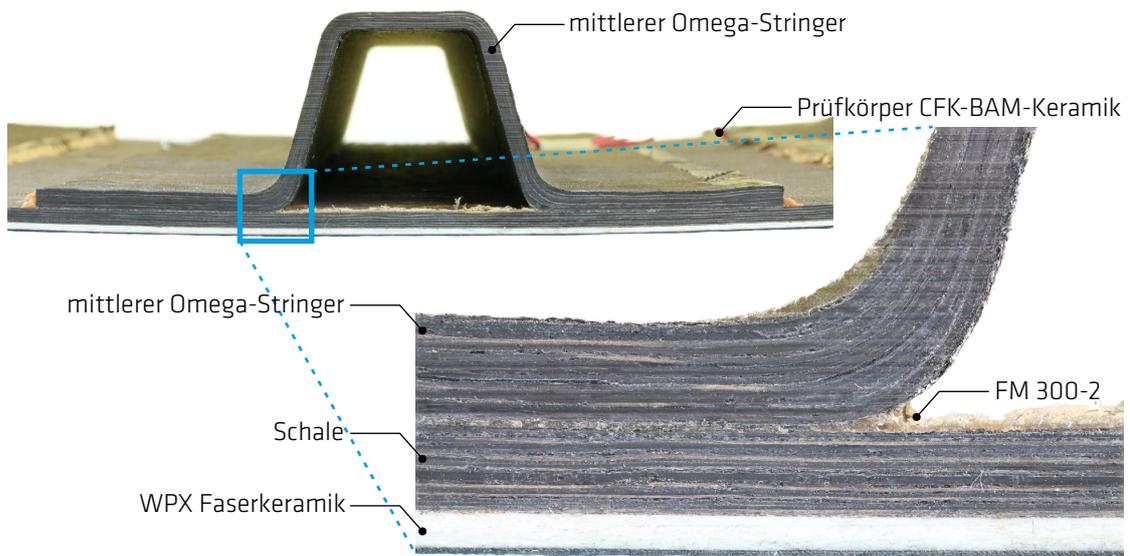


Abbildung A.4: Frontansicht auf den mittleren Omega-Stringer des Prüfkörpers CFK-BAM-Keramik und Vergrößerung der Stringer-Schalen-Anbindung mit integrierter Faserkeramiklage in der Schale

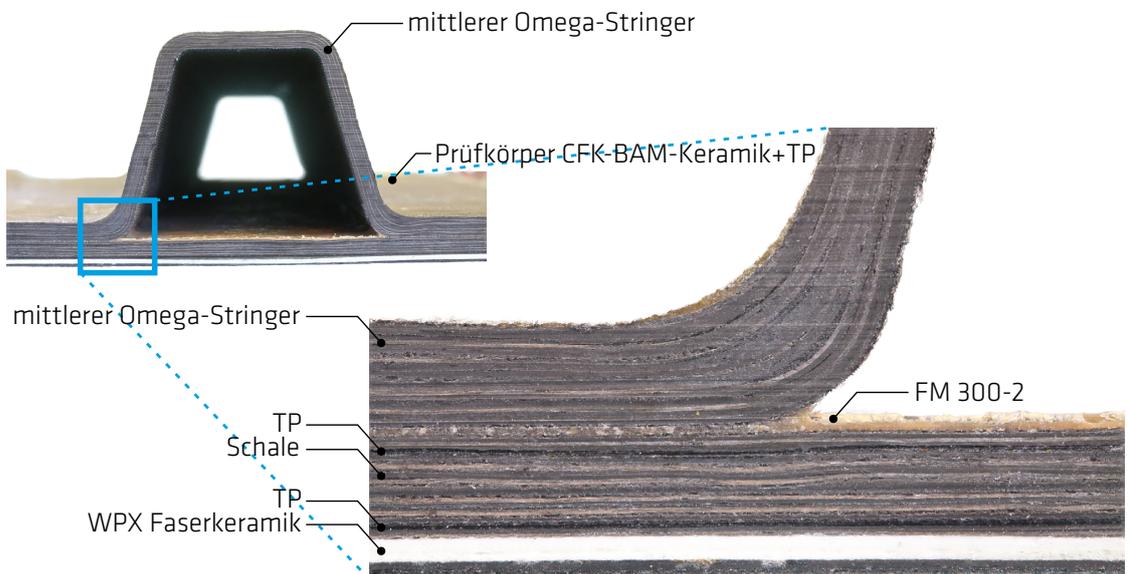


Abbildung A.5: Frontansicht auf den mittleren Omega-Stringer des Prüfkörpers CFK-BAM-Keramik+TP und Vergrößerung der Stringer-Schalen-Anbindung mit integrierter Faserkeramiklage und Thermoplastfolie in der Schale

A.2 Steifigkeitsmatrizen

Schalenwandstärke 1,0 mm

75236	23165	0	0	0	0
23165	75236	0	0	0	0
0	0	26035	0	0	0
0	0	0	4616	2737	0
0	0	0	2737	6312	0
0	0	0	0	0	2976

Schalenwandstärke 1,5 mm

112854	34748	0	0	0	0
34748	112854	0	0	0	0
0	0	39053	0	0	0
0	0	0	15578	9236	0
0	0	0	9236	21302	0
0	0	0	0	0	10043

Schalenwandstärke 2,0 mm

150472	46331	0	0	0	0
46331	150472	0	0	0	0
0	0	52071	0	0	0
0	0	0	36925	21892	0
0	0	0	21892	50493	0
0	0	0	0	0	23806

Schalenwandstärke 2,5 mm

188091	57913	0	0	0	0
57913	188091	0	0	0	0
0	0	65089	0	0	0
0	0	0	72119	42758	0
0	0	0	42758	98619	0
0	0	0	0	0	46495

Schalenwandstärke 3 mm

225709	69496	0	0	0	0
69496	225709	0	0	0	0
0	0	78106	0	0	0
0	0	0	124621	73886	0
0	0	0	73886	170414	0
0	0	0	0	0	80344

Schalenwandstärke 3,5 mm

263327	81078	0	0	0	0
81078	263327	0	0	0	0
0	0	91124	0	0	0
0	0	0	197894	117328	0
0	0	0	117328	270611	0
0	0	0	0	0	127583

Schalenwandstärke 4 mm

300945	92661	0	0	0	0
92661	300945	0	0	0	0
0	0	104142	0	0	0
0	0	0	295398	175137	0
0	0	0	175137	403944	0
0	0	0	0	0	190445

Schalenwandstärke 4,5 mm

338563	104244	0	0	0	0
104244	338563	0	0	0	0
0	0	117160	0	0	0
0	0	0	420596	249365	0
0	0	0	249365	575147	0
0	0	0	0	0	271160

Schalenwandstärke 5,0 mm

376181	115826	0	0	0	0
115826	376181	0	0	0	0
0	0	130177	0	0	0
0	0	0	576950	342064	0
0	0	0	342064	788953	0
0	0	0	0	0	371962

A.3 Kennwerte für die FEM-Rechnungen

Spannungslimit		Wert in MPa
Zug	x-Richtung	2980
	y-Richtung	50
	z-Richtung	50
Druck	x-Richtung	-1400
	y-Richtung	-270
	z-Richtung	-270
Schub intralaminar		91

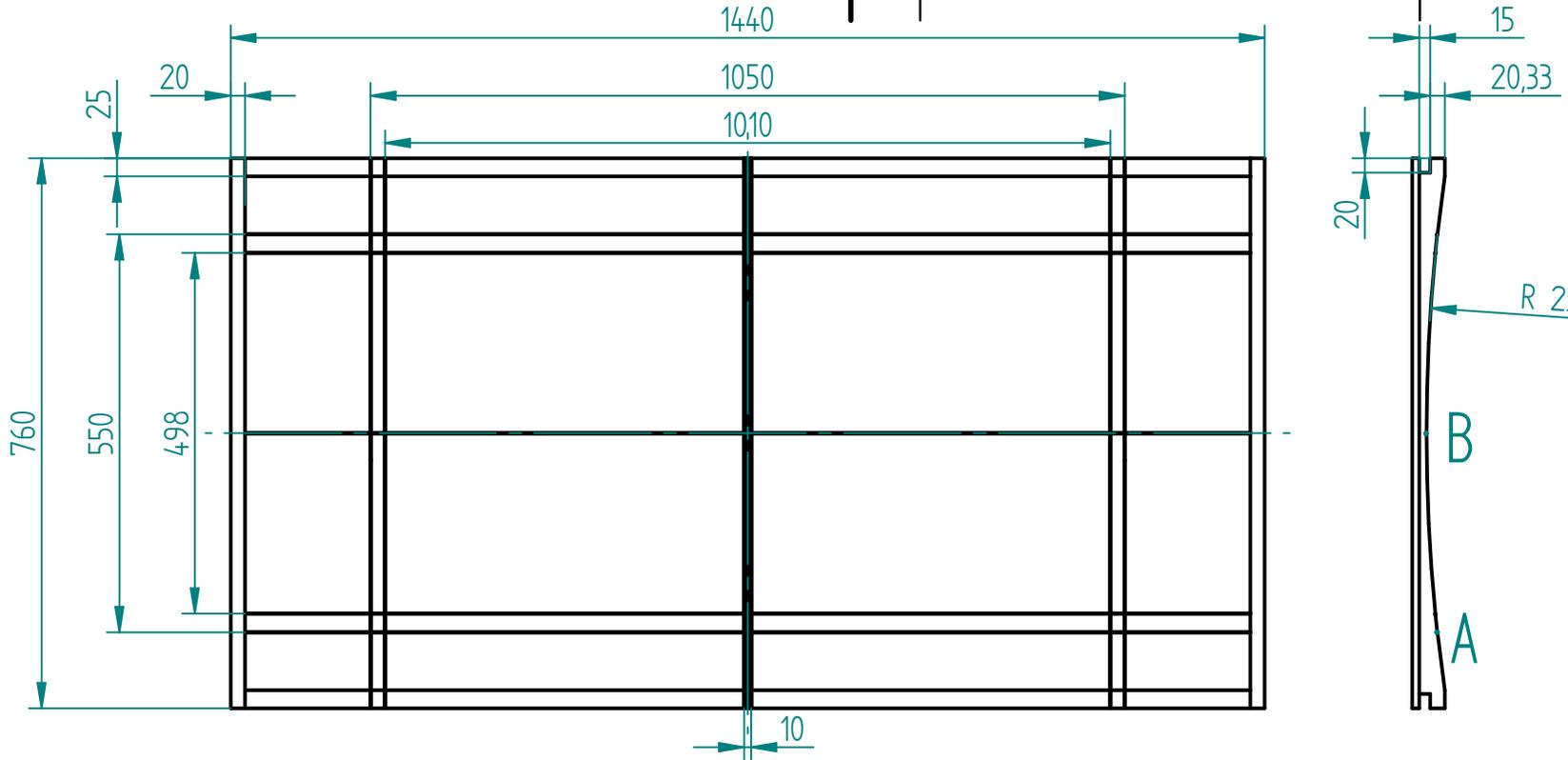
Tabelle A.1: Festigkeitsgrenzen der CFK UD-Einzelschicht für die FEM-Rechnungen mit ANSYS® 18.0

Kennwert		Wert
Druckneigung	xz-Ebene	0,3
	yz-Ebene	0,25
Zugneigung	xz-Ebene	0,35
	yz-Ebene	0,25
Abminderungsparameter	s	0,5
	m	0,5
Verminderungsfaktor Berührungsfläche		0,8

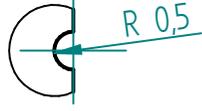
Tabelle A.2: Puck'sche Kennwerte für die FEM-Rechnungen mit ANSYS® 18.0 nach Schürmann [94]

A.4 Technische Zeichnungen

REVISION HISTORY			
REV	DESCRIPTION	DATE	APPROVED



Aluminiumlegierung: EN AW - 7022 (CertaI)



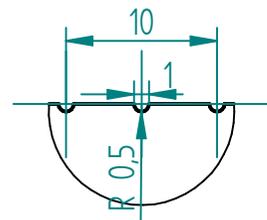
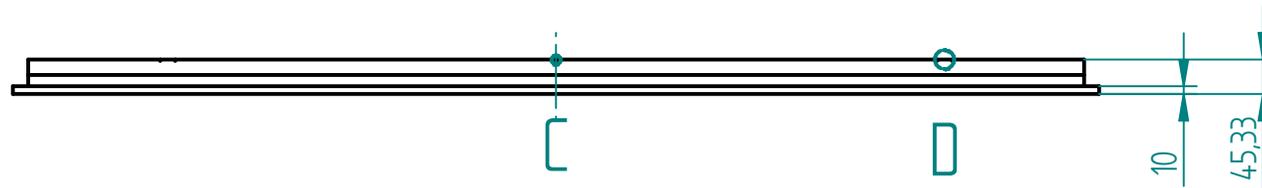
Einzelheit A Einzelheit B

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

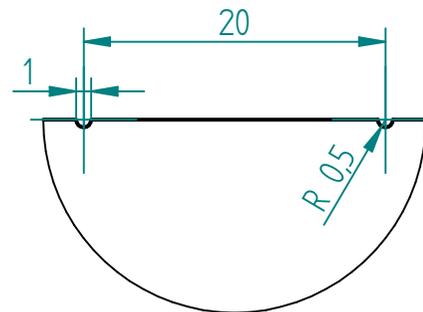
	NAME	DATE	Solid Edge		
DRAWN	Timme	11/19/17			
CHECKED			TITLE SCRIMP Schalenwerkzeug		
ENG APPR					
MGR APPR					
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES ±X.X° 2 PL ±X.XX 3 PL ±X.XXX			SIZE A4	DWG NO SCRIMP_S001	REV 00
			FILE NAME: RTM_Schalenwerkzeug_2500.dft		
SCALE: 1:10		WEIGHT: 68 kg		SHEET 1 OF 3	

REVISION HISTORY

REV	DESCRIPTION	DATE	APPROVED



Einzelheit C



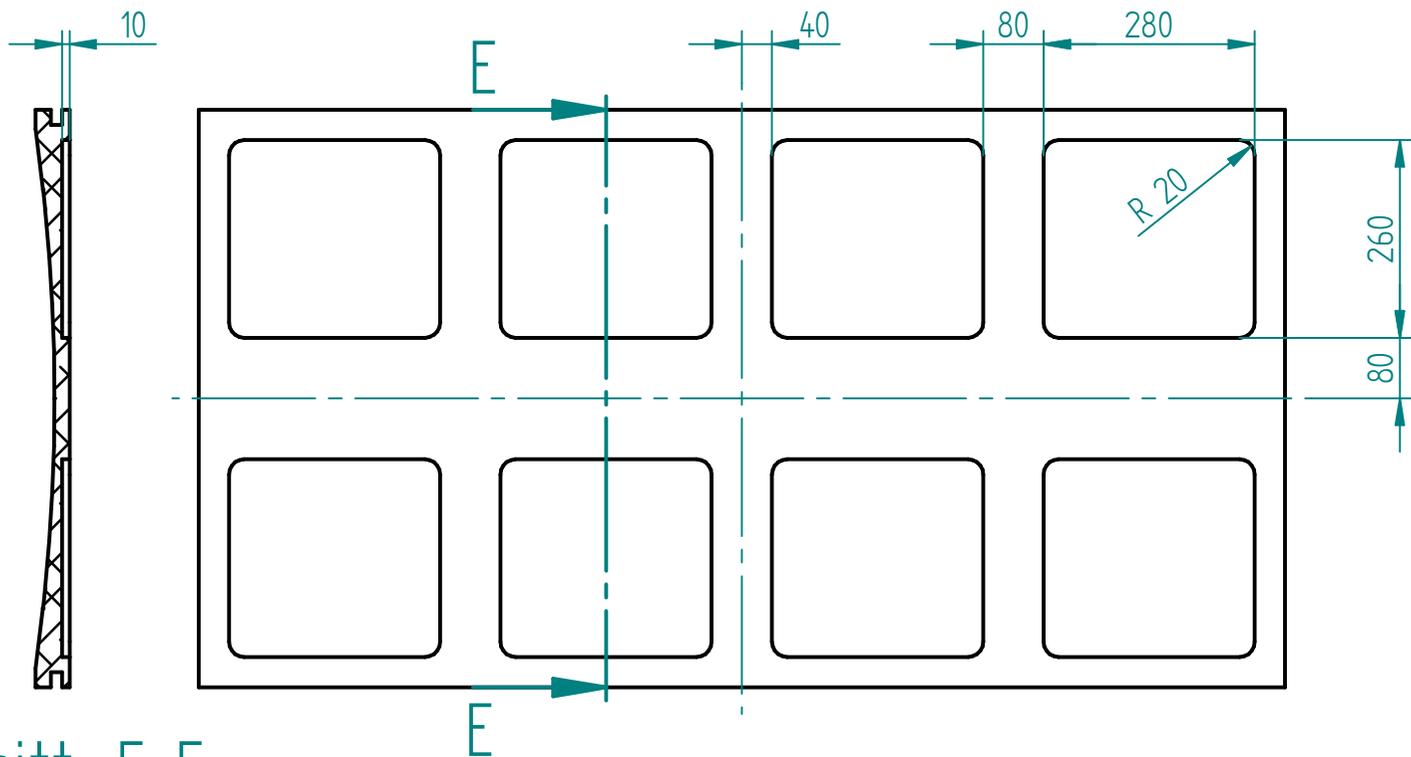
Einzelheit D

Aluminiumlegierung: EN AW - 7022 (CertaI)

	NAME	DATE	<h1>Solid Edge</h1>		
DRAWN	Timme	11/19/17			
CHECKED			TITLE SCRIMP Schalenwerkzeug		
ENG APPR					
MGR APPR					
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES ±X.X° 2 PL ±X.XX 3 PL ±X.XXX			SIZE A4	DWG NO SCRIMP_S001	REV 00
			FILE NAME: RTM_Schalenwerkzeug_2500.dft		
			SCALE: 1:10	WEIGHT: 68 kg	SHEET 2 OF 3

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

REVISION HISTORY			
REV	DESCRIPTION	DATE	APPROVED



Schnitt E-E

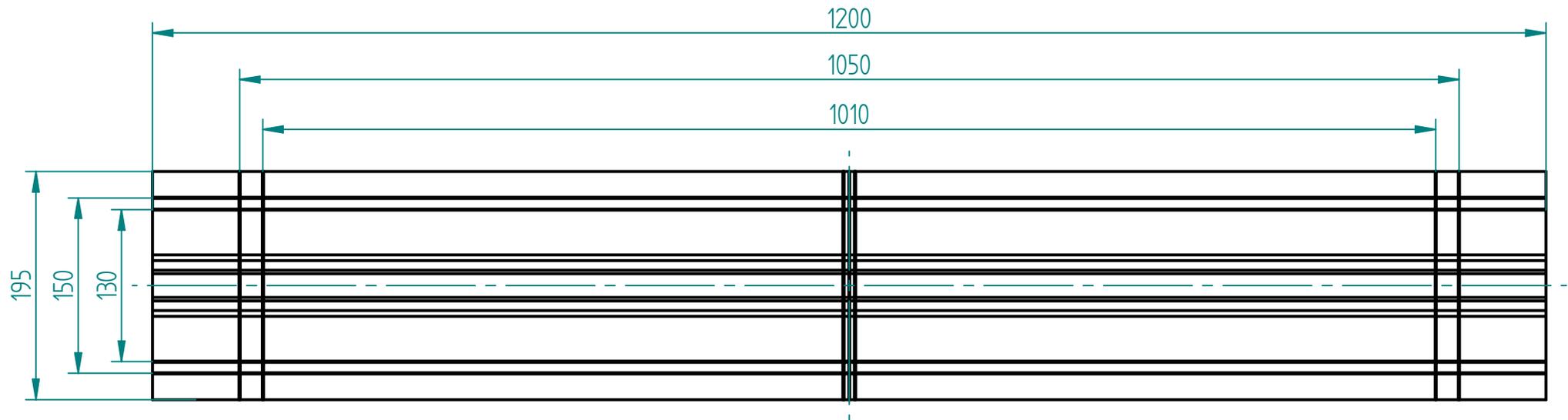
Aluminiumlegierung: EN AW - 7022 (Certa)

	NAME	DATE	Solid Edge		
DRAWN	Timme	11/19/17			
CHECKED			TITLE SCRIMP Schalenwerkzeug		
ENG APPR					
MGR APPR			SIZE A4	DWG NO SCRIMP_S001	REV 00
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES $\pm X.X^\circ$ 2 PL $\pm X.XX$ 3 PL $\pm X.XXX$			FILE NAME: RTM_Schalenwerkzeug_2500.dft		
			SCALE: 1:10	WEIGHT: 68 kg	SHEET 3 OF 3

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

REVISION HISTORY

REV	DESCRIPTION	DATE	APPROVED



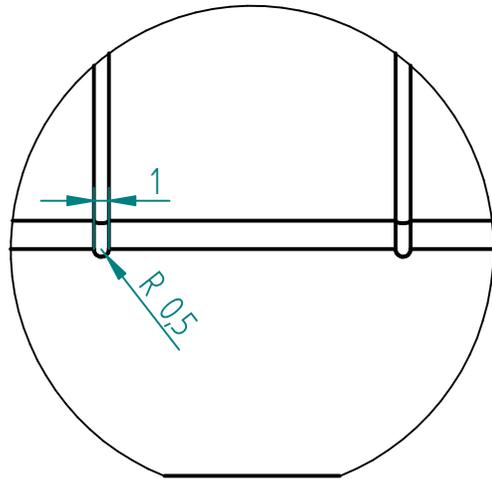
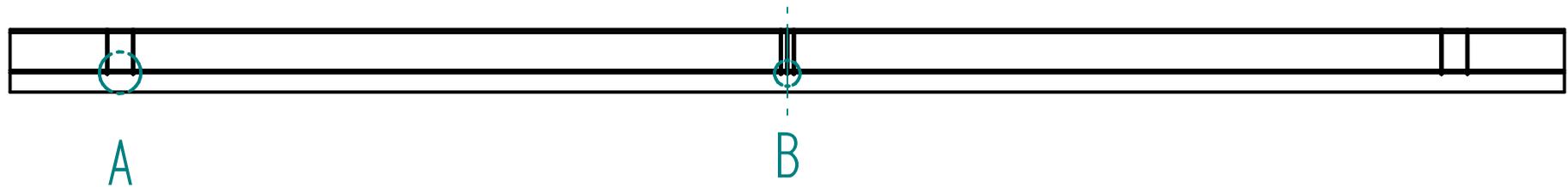
Aluminiumlegierung: EN AW - 7022 (Certa)

	NAME	DATE	Solid Edge		
DRAWN	Timme	11/19/17			
CHECKED			TITLE SCRIMP Omegastringer Werkzeug		
ENG APPR					
MGR APPR			SIZE A4	DWG NO SCRIMP_OS_001	REV 00
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES ±X.X° 2 PL ±X.XX 3 PL ±X.XXX			FILE NAME: RTM_Omegawerkzeug_2500_v2.dft		
			SCALE: 1:5	WEIGHT: 13 kg	SHEET 1 OF 3

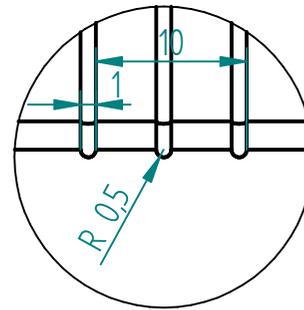
SOLID EDGE ACADEMIC COPY

REVISION HISTORY

REV	DESCRIPTION	DATE	APPROVED



Einzelheit A



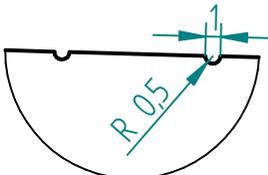
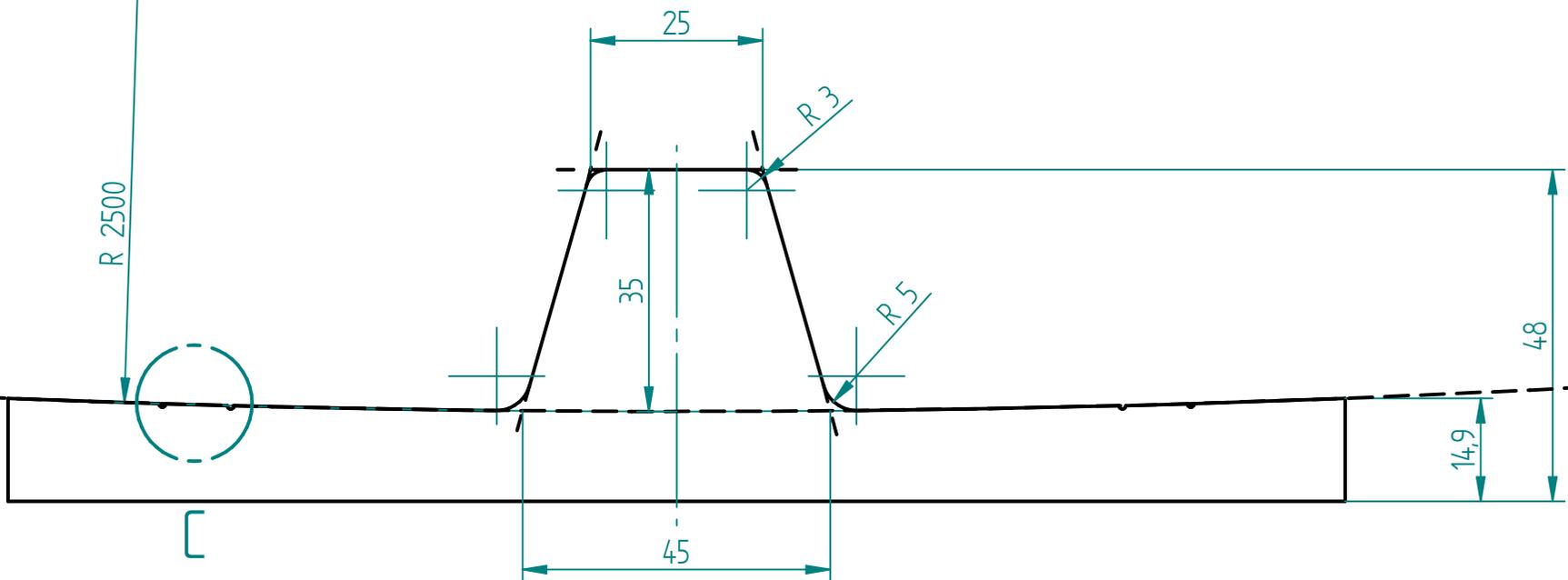
Einzelheit B

Aluminiumlegierung: EN AW - 7022 (Certa)

	NAME	DATE	Solid Edge		
DRAWN	Timme	11/19/17			
CHECKED			TITLE SCRIMP Omegastringer Werkzeug		
ENG APPR					
MGR APPR					
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES $\pm X.X^\circ$ 2 PL $\pm X.XX$ 3 PL $\pm X.XXX$			SIZE A4	DWG NO SCRIMP_OS_001	REV 00
			FILE NAME: RTM_Omegawerkzeug_2500_v2.dft		
			SCALE: 1:5	WEIGHT: 13 kg	SHEET 2 OF 3

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

REVISION HISTORY			
REV	DESCRIPTION	DATE	APPROVED



Einzelheit C

Maßstab 1:1

Aluminiumlegierung: EN AW - 7022 (Certa)

DRAWN		NAME	DATE	Solid Edge		
CHECKED		Timme	11/19/17			
ENG APPR				TITLE		
MGR APPR				SCRIMP Omegastringer Werkzeug		
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES ±X.X° 2 PL ±X.XX 3 PL ±X.XXX				SIZE	DWG NO	REV
				A4	SCRIMP_OS_001	00
				FILE NAME: RTM_Omegawerkzeug_2500_v2.dft		
SCALE: 1:5		WEIGHT: 13 kg		SHEET 3 OF 3		

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

A.5 Rauchgasanalyse

Determination of toxicity and smoke density of CFRP samples

Receipt of samples:	11.01.2017 (8 samples, 4 from each of the 2 specimens)
Test samples:	2 specimens: 1) CFK_blaue from Aircraft Manufacturer: 4 samples, blue surface 2) DLR: 4 samples, black
Specimen size:	75x75x 4,09-4,2 mm (LxBxT)
Test date:	21.03.2017 29.03.2017 04.04.2017 07.04.2017 11.04.2017 20.04.2017
Test location:	Federal Institute for Materials Research and Testing (BAM) Division 7.5 - Technical Properties of Polymeric Materials House 20 Room 100 - Fire hall Unter den Eichen 87 12205 Berlin Germany
Test procedure according to:	Orientation test according to DIN EN ISO 5659-2 Additional smoke gas analysis by means of a FTIR-Spectrometer Additional High Temperature Low Pressure (cascade) Impactor
Conditioning of test samples:	Temperature: 23°C Relative humidity: 50% Time period: to test date
Test parameters:	Irradiance: 25kW/m ² , 50 kW/m ² With and without flaming exposure Test time: 600s

Summary of the Tests:

The tested specimen show different burning behavior. During the tests without flame only one specimen ignited (DLR_03), ignition after 140s with a flame height of 15 cm. Especially CO, CO₂, SO₂ and NO were produced by this ignited DLR specimen. Except of one sample (CFK 50kW/m² with flame) CFK generated barely any smoke gases. In contrast increased concentrations of sulfur dioxide, nitrogen dioxide, hydrogen cyanide, methane, carbon dioxide and carbon monoxide were measured during the DLR tests.

The results by the impactor exhibit that with an irradiance of 50 kW/m² more particles are generated than with 25 kW/m².

Moreover the particle size distribution of DLR with flame is displaced to smaller sizes compared to DLR without flame.

Investigated specimens and test conditions:

Specimen name	Receipt	Testing conditions	Date
CFK_blau_01	not known	25 kW/m ² without flame 600s + 30s Impactor	21.03.2017
CFK_blau_02		50 kW/m ² without flame 600s + 10s Impactor	29.03.2017
CFK_blau_03		50 kW/m ² with flame 600s + 30s Impactor	04.04.2017
CFK_blau_04		50 kW/m ² with flame 600s +30s Impactor	07.04.2017
DLR_01	not known	50kW/m ² with flame 600s	04.04.2017
DLR_02		50kW/m ² with flame 600s + 30s Impactor	07.04.2017
DLR_03		50kW/m ² without flame 600s + 30s Impactor	11.04.2017
DLR_04		50kW/m ² without flame 600s	20.04.2017

Conclusions regarding fire behavior during/after testing:

CFK_blau_01: 25 kW/m² without flaming conditions, testing time 600s

Specimen	Ignition time	Flame
CFK_blau_01	No ignition	/

Conclusions regarding fire behavior during/after testing:

50kW/m² without flaming conditions, testing time 600s

Specimen	Ignition time	Flame
CFK_blau_02	No ignition	/
DLR_03	140 s	Approx. 15 cm high after 140 s
DLR_04	No ignition	/

Conclusions regarding fire behavior during/after testing:

50kW/m² with flaming conditions, testing time 600s

Specimen	Ignition time	Flame
CFK_blau_03	112 s	Approx. 5 cm high
CFK_blau_04	29 s	Approx. 10 cm high after 50 s
DLR_01	33 s	Approx. 10 cm high after 76 s
DLR_02	22 s	Approx. 10 cm high flame after 61 s

Conclusions regarding specific smoke density:

Specimen		Ds (4) []	VOF [min]	Ds _{max} []	Mass-loss [%]
CFK_blaue_01	25 kW oF	18.4	36.5	43.5	1.7
CFK_blaue_02	50 kW oF	100.8	169.9	361.2	12.3
CFK_blaue_03	50 kW mF	231.9	unknown	411.6	24.1
CFK_blaue_04	50 kW mF	207.0	298.9	381.5	21.1
Average		219.45	unknown	396.55	22.6
DLR_01	50 kW mF	305.5	480.6	428.0	20.8
DLR_02	50 kW mF	291.8	535.7	388.0	23.6
Average		298.7	508.15	408	22.2
DLR_03	50 kW oF	277.6	341.0	340.0	17.0
DLR_04	50 kW oF	303.5	402.3	659.8	17.7
Average		290.6	371.6	499.9	17.35

Conclusions regarding smoke gas concentration:

Following table shows the maximum concentration of smoke gas components during the testing time (600s).

Specimen	max. CO [ppm]	max. CO ₂ [ppm]	max. CH ₄ [ppm]	max. NO [ppm]	max. HCN [ppm]	max. SO ₂ [ppm]
CFK_blaue_01 25 kW oF	15	547	24	10	32	10
CFK_blaue_02 50 kW oF	10	532	16	12	27	17
CFK_blaue_03 50 kW mF*	15	562	18	0	38	17
CFK_blaue_04 50 kW mF	304	18792	139	139	32	560
DLR_01 50 kW mF	334	18450	19	167	31	585
DLR_02 50 kW mF	299	18604	34	147	37	556
Average	317	18527	27	157	34	571
DLR_03 50 kW oF	417	8916	32	101	43	345
DLR_04 50 kW oF	397	904	66	13	35	89
Average	407	4910	49	57	39	217

- Gasdurchfluss unregelmäßig

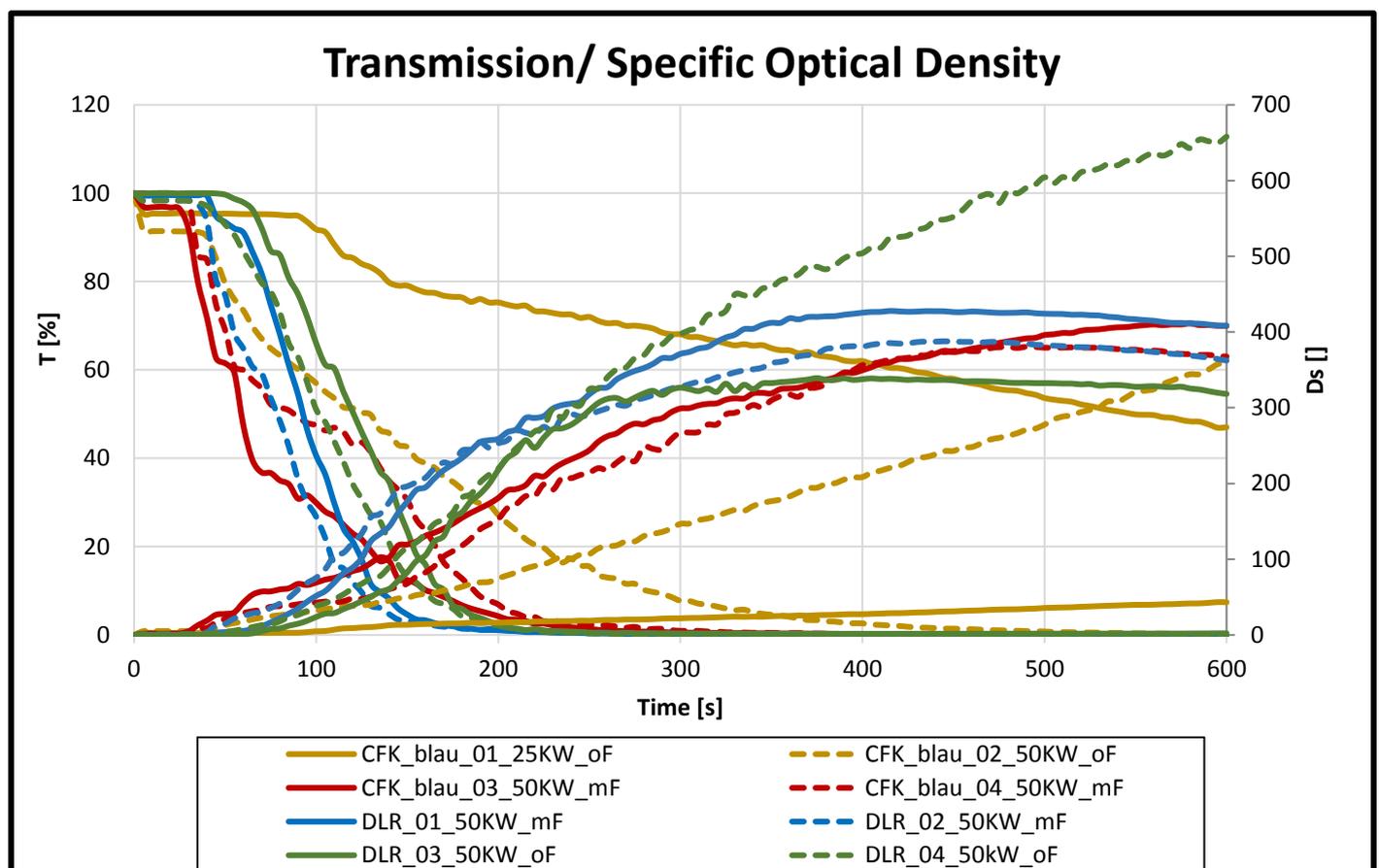
Conclusions regarding smoke toxicity:

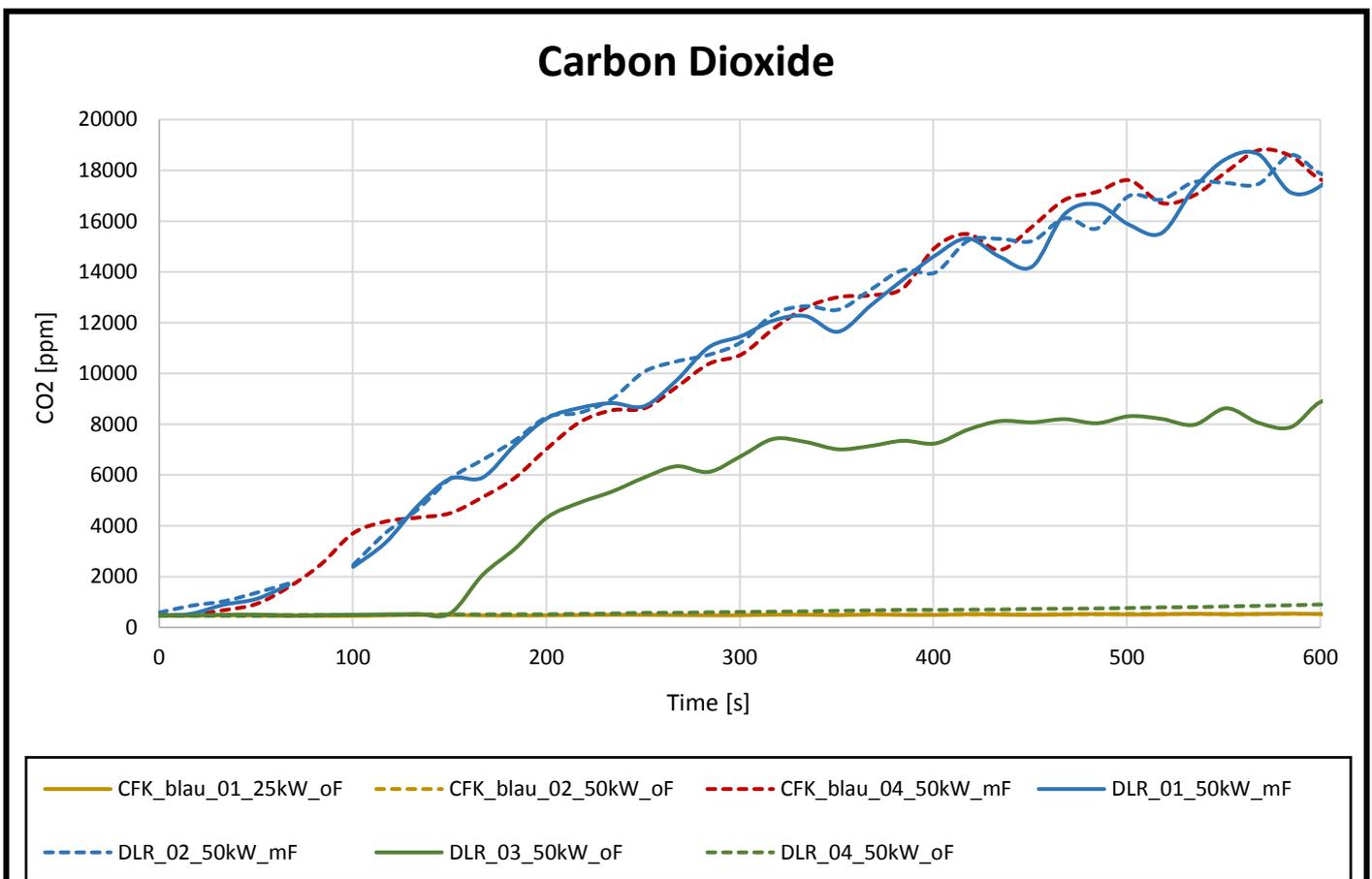
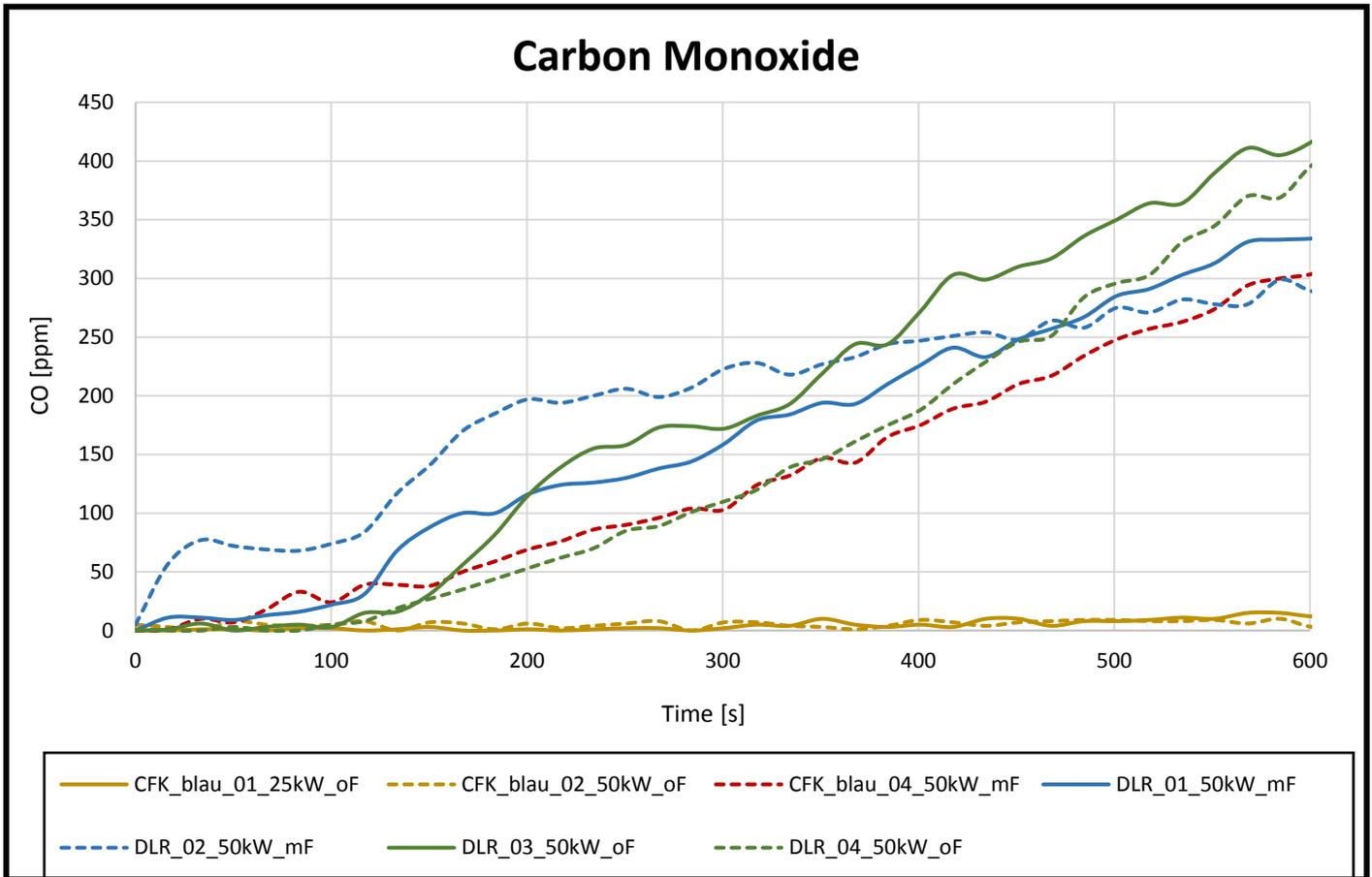
The assessment of the smoke toxicity is based on a CIT value (Conventional Index of Toxicity). Gas sampling takes place at 4 and 8 min. Eight main components are quantitatively analyzed to determine the CIT values. The values for the CIT calculation are described in detail in Annex 1.

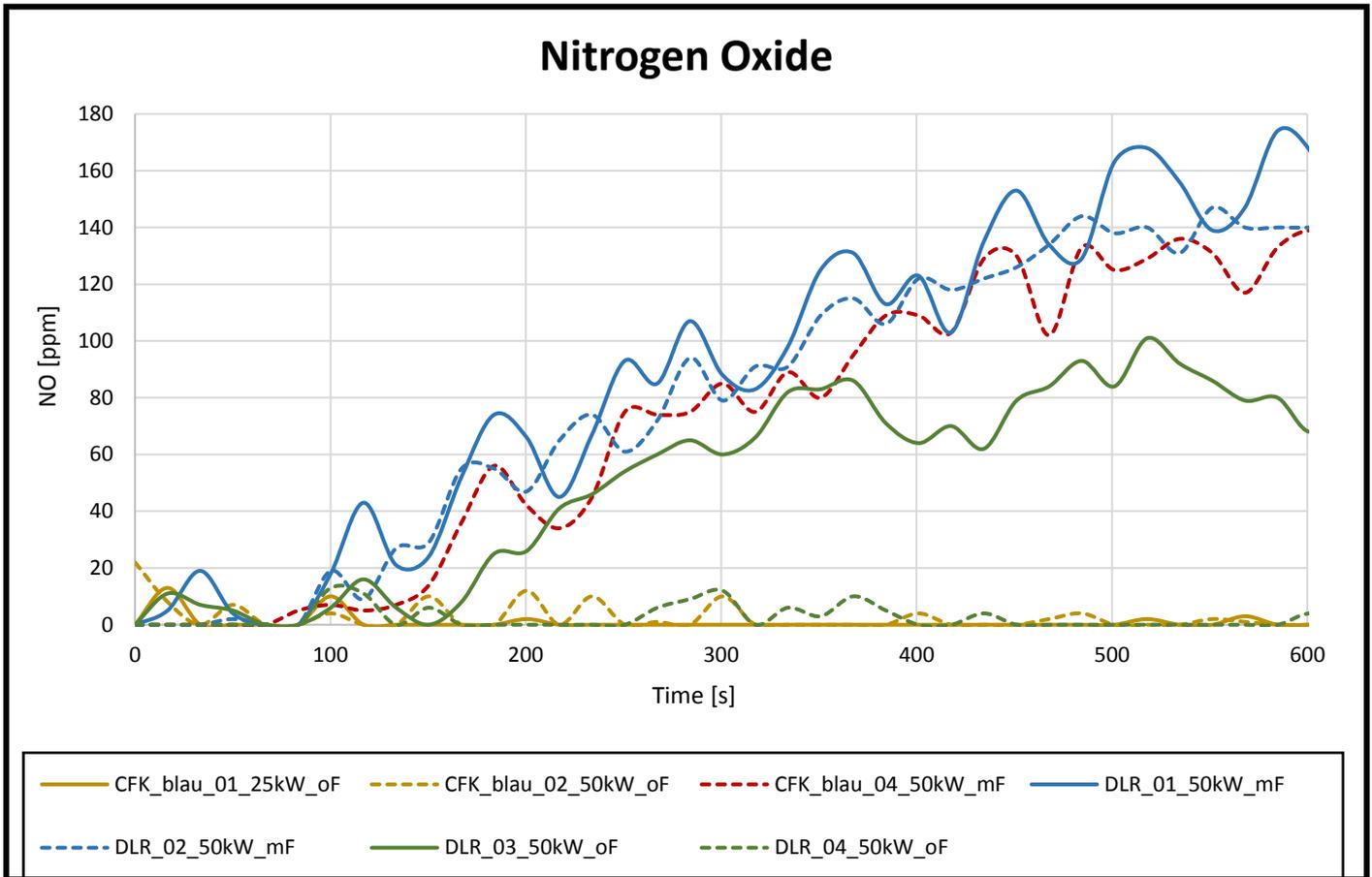
CIT value only as a trend

Specimen/conditions	CIT after 4 min	CIT after 8 min
CFK_blaue 25 kW oF	0,04	0,05
CFK_blaue 50 kW oF	0,08	0,04
CFK_blaue 50 kW mF	0,42	1,04
DLR 50 kW mF	0,54	1,05
DLR 50 kW oF	0,23	0,43

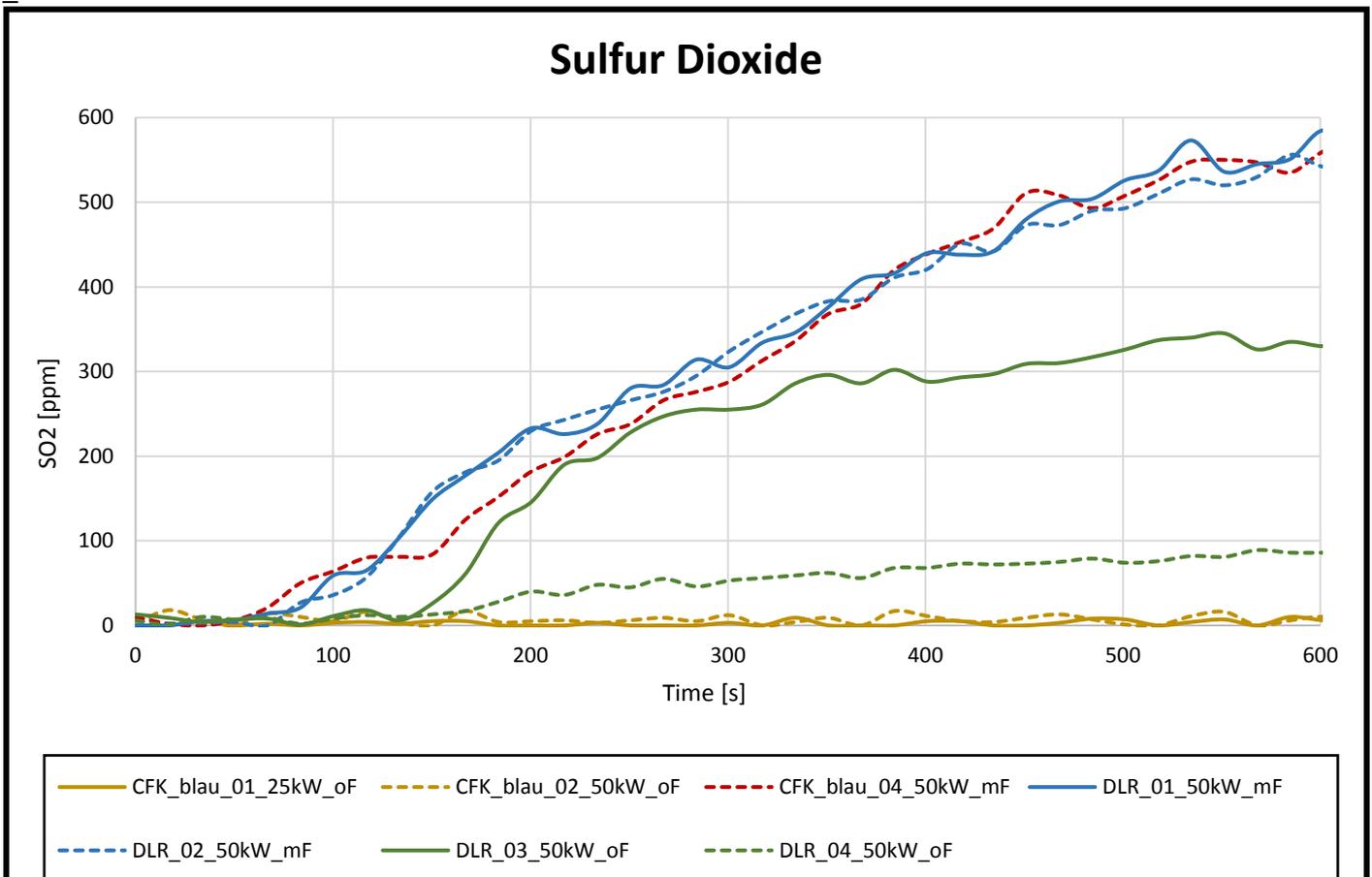
Graphs:



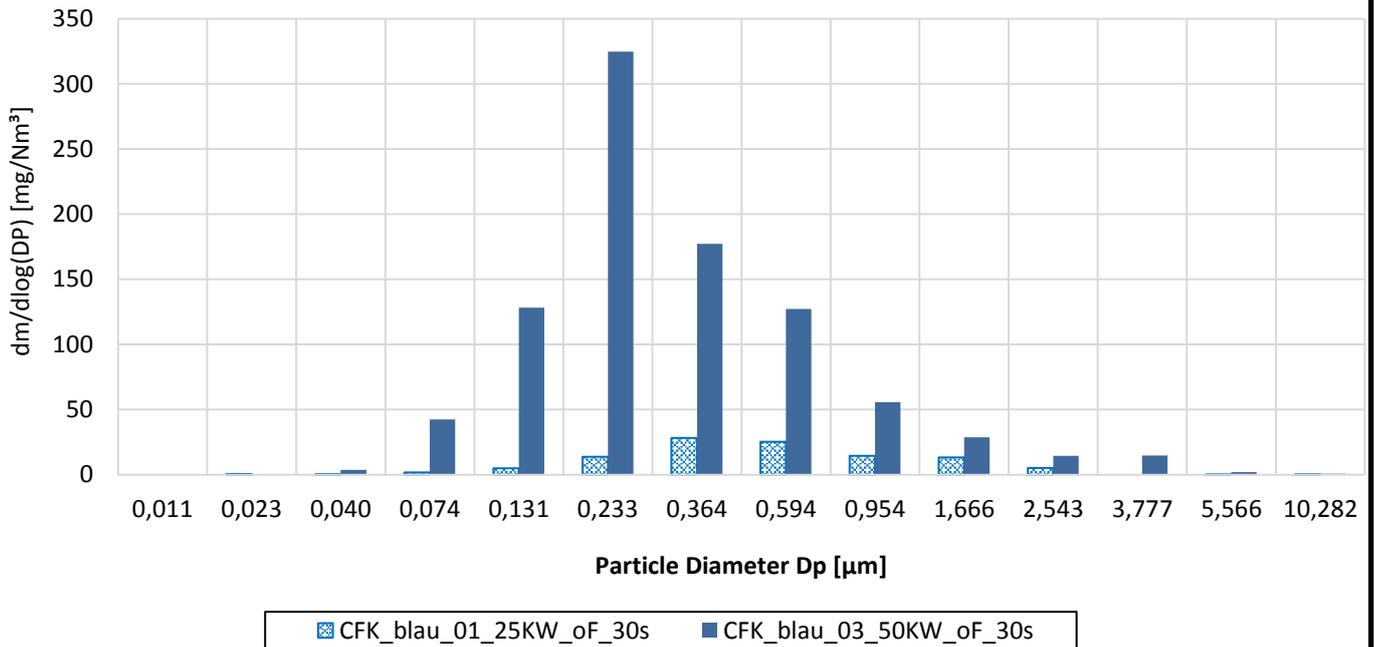




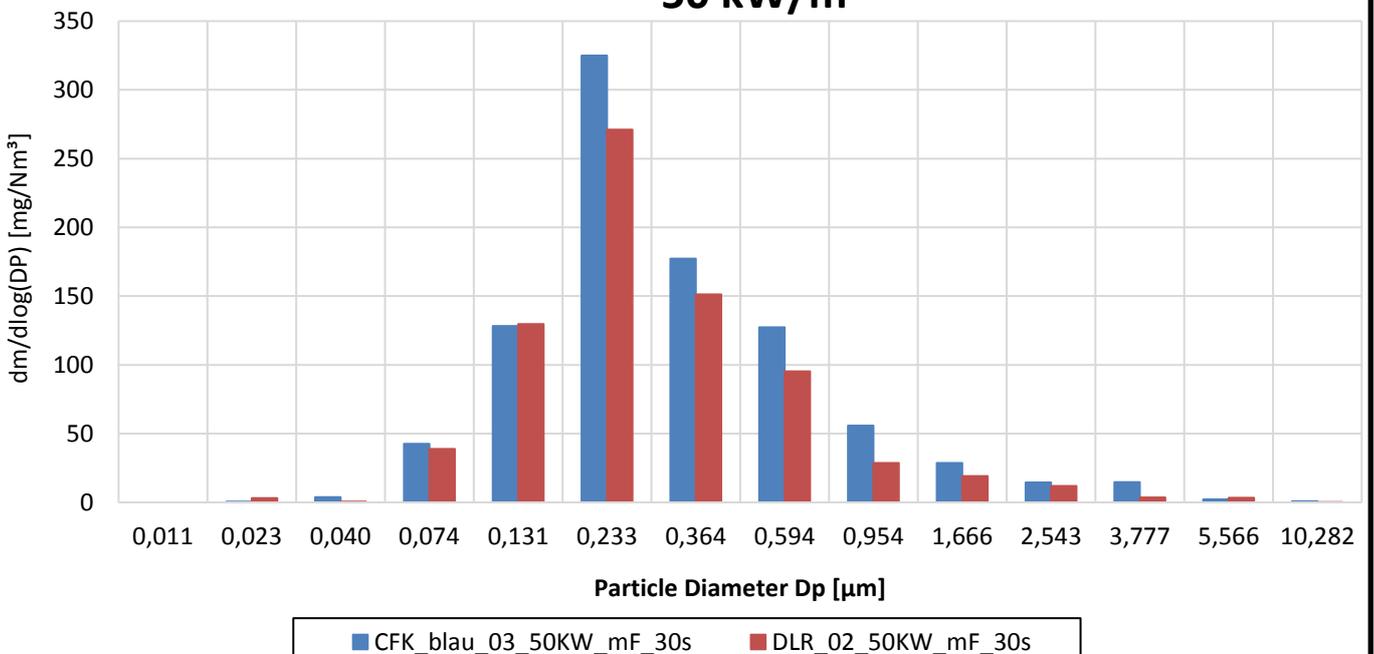
b



CFK - Logarithmic Particle Size Distribution - 25 kW/m², 50 kW/m²



CFK, DLR - Logarithmic Particle Size Distribution - 50 kW/m²



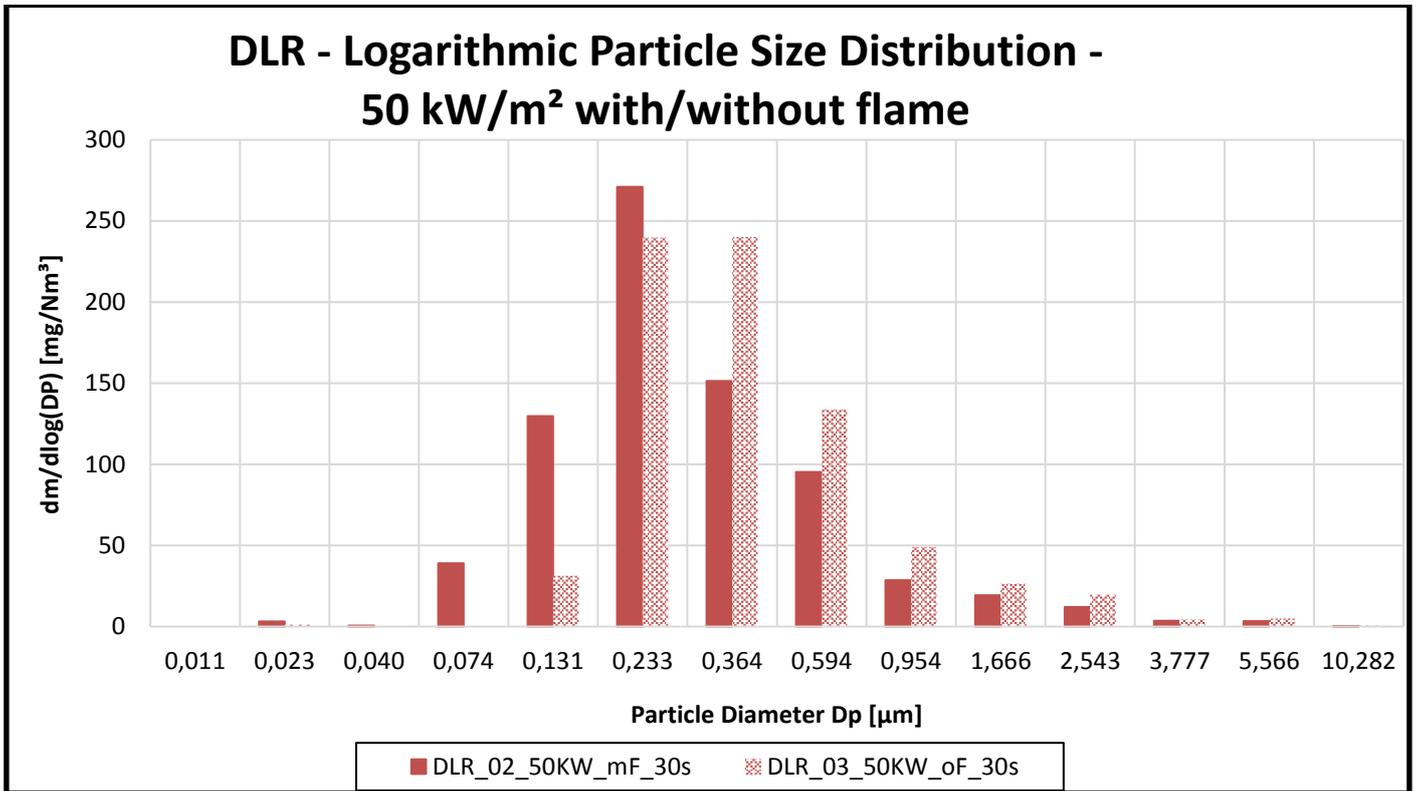
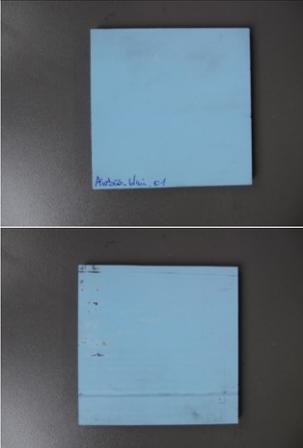
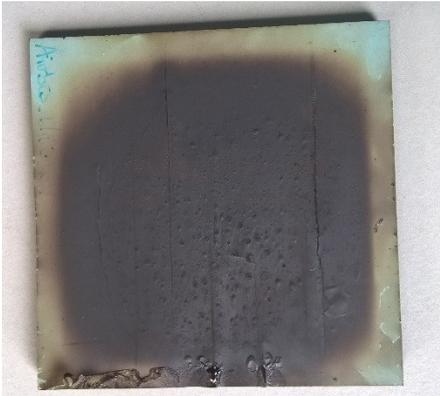
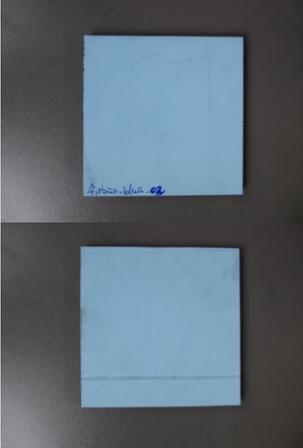
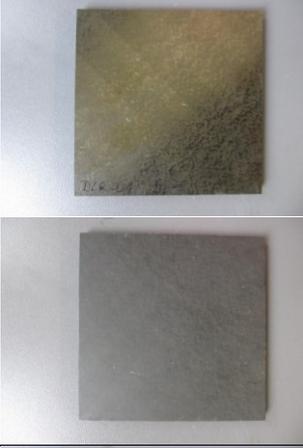
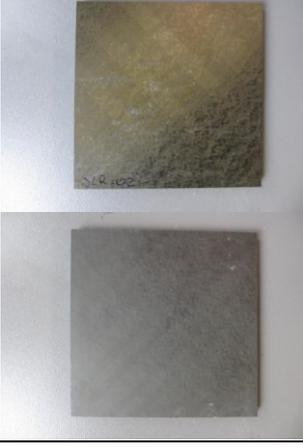
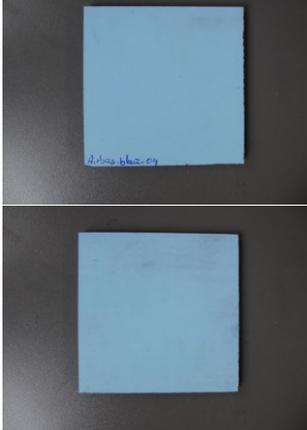
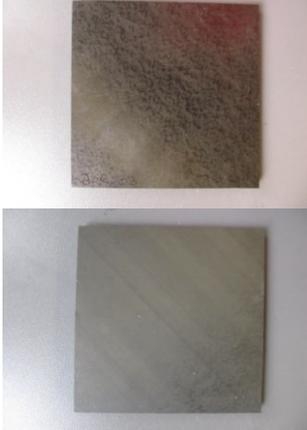


Photo documentation:

Test parameters: 50kW/m², with additional flame		
CFK_blaue_01		
CFK_blaue_02		
DLR_01		
DLR_02		

Test parameters: 25kW/m², without additional flame		
CFK_blau_03		
CFK_blau_04		
DLR_03		
DLR_04	